



国防科工委“十五”规划教材·动力机械及工程热物理

航空发动机试验和测试技术

张宝诚 编著

北京航空航天大学出版社

北京理工大学出版社 西北工业大学出版社
哈尔滨工业大学出版社 哈尔滨工程大学出版社

内容简介

本书概述了进入 21 世纪航空发动机的发展趋势以及对其试验和测试技术的要求,围绕着发动机性能、可靠性和操纵性,全面系统地论述了航空发动机研制、定型和发展所需的试验和测试技术,包括试验技术基础知识、整机试验、部件试验、可靠性试验、高空模拟试验和飞行试验。较详细地论述了 21 世纪初发动机试验技术、设备和测试系统的发展,诸如动态测量、过渡态测量、高温测量、级间参数测量、加速任务试车、机动载荷模拟器、遥测遥控、试验数值仿真、试验数据库、状态监控与故障诊断以及各类新型传感器等。此外,还概述了各类发动机的试验特点。书中引述了大量的发动机基础试验、专题试验和发展试验的实例,给出了许多可供参考的试验数据和分析结果。

本书可作为航空高等院校飞行器动力工程专业教学用书,也可供从事飞机、航空发动机、燃气轮机和热能动力工程等相近专业的设计、试验、生产、检测、维护和管理的工程技术人员以及研究生参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机试验和测试技术/张宝诚编著. —北京:
北京航空航天大学出版社,2005.3

ISBN 7-81077-594-4

I. 航… II. 张… III. ①航空发动机—试验②航空发动机—测试 IV. V263.3

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2005) 第 015328 号

航空发动机试验和测试技术

张宝诚 编著

责任编辑 胡敏

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号 (100083)

发行部电话 010-82317024

<http://www.buaapress.com.cn>

E-mail bhpress@263.net

涿州市新华印刷有限公司印制 各地书店经销

开本 787×960 1/16

印张 50.5 字数 1 131 千字

2005 年 3 月第 1 版 2005 年 3 月第 1 次印刷

印数 2 000 册

ISBN 7-81077-594-4 定价 55.00 元

国防科工委“十五”规划教材编委会

(按姓氏笔画排序)

主 任：张华祝

副主任：王泽山 陈懋章 屠森林

编 委：王 祁 王文生 王泽山 田 蔚 史仪凯

乔少杰 仲顺安 张华祝 张近乐 张耀春

杨志宏 肖锦清 苏秀华 辛玖林 陈光禹

陈国平 陈懋章 庞思勤 武博祯 金鸿章

贺安之 夏人伟 徐德民 聂 宏 贾宝山

郭黎利 屠森林 崔锐捷 黄文良 葛小春

总 序

国防科技工业是国家战略性产业,是国防现代化的重要工业和技术基础,也是国民经济发展和科学技术现代化的重要推动力量。半个多世纪以来,在党中央、国务院的正确领导和亲切关怀下,国防科技工业广大干部、职工在知识的传承、科技的攀登与时代的洗礼中,取得了举世瞩目的辉煌成就,研制生产了大量武器装备,满足了我军由单一陆军,发展成为包括空军、海军、第二炮兵和其他技术兵种在内的合成军队的需要,特别是在尖端技术方面,成功地掌握了原子弹、氢弹、洲际导弹、人造卫星和核潜艇技术,使我军拥有了一批克敌制胜的高技术武器装备,使我国成为世界上少数几个独立掌握核技术和外层空间技术的国家之一。国防科技工业沿着独立自主、自力更生的发展道路,建立了专业门类基本齐全,科研、试验和生产手段基本配套的国防科技工业体系,奠定了进行国防现代化建设最重要的物质基础;掌握了大量新技术、新工艺,研制了许多新设备、新材料,以“两弹一星”、“神舟”号载人航天为代表的国防尖端技术,大大提高了国家的科技水平和竞争力,使中国在世界高科技领域占有了一席之地。十一届三中全会以来,伴随着改革开放的伟大实践,国防科技工业适时地实行战略转移,大量军工技术转向民用,为发展国民经济做出了重要贡献。

国防科技工业是知识密集型产业,国防科技工业发展中的一切问题归根到底都是人才问题。50多年来,国防科技工业培养和造就了一支以“两弹一星”元勋为代表的优秀的科技人才队伍,他们具有强烈的爱国主义思想和艰苦奋斗、无私奉献的精神,勇挑重担,敢于攻关,为攀登国防科技高峰进行了创造性的劳动,成为推动我国科技进步的重要力量。面向新世纪的机遇与挑战,高等院校在培养国防科技人才,生产和传播国防科技新知识、新思想,攻克国防基础科研和高技术研究难题当中,具有不可替代的作用。国防科工委高度重视,积极探

索,锐意改革,大力推进国防科技教育特别是高等教育事业的发展。

高等院校国防特色专业教材及专著是国防科技人才培养当中重要的知识载体和教学工具,但受种种客观因素的影响,现有的教材与专著整体上已落后于当今国防科技的发展水平,不适应国防现代化的形势要求,对国防科技高层次人才的培养造成了相当不利的影响。为尽快改变这种状况,建立起质量上乘、品种齐全、特点突出及适应当代国防科技发展的国防特色专业教材体系,国防科工委全额资助编写、出版 200 种国防特色专业重点教材和专著。为保证教材及专著的质量,在广泛动员全国相关专业领域的专家、学者竞投编著工作的基础上,以陈懋章、王泽山和陈一坚院士为代表的 100 多位专家、学者,对经各单位精选的近 550 种教材和专著进行了严格的评审,评选出近 200 种教材和学术专著,覆盖航空宇航科学与技术、控制科学与工程、仪器科学与技术、信息与通信技术、电子科学与技术、力学、材料科学与工程、机械工程、电气工程、兵器科学与技术、船舶与海洋工程、动力机械及工程热物理、光学工程、化学工程与技术以及核科学与技术等学科领域。一批长期从事国防特色学科教学和科研工作的两院院士、资深专家和一线教师成为编著者,他们分别来自清华大学、北京航空航天大学、北京理工大学、华北工学院、沈阳航空工业学院、哈尔滨工业大学、哈尔滨工程大学、上海交通大学、南京航空航天大学、南京理工大学、苏州大学、华东船舶工业学院、东华理工学院、电子科技大学、西南交通大学、西北工业大学和西安交通大学等,具有较为广泛的代表性。在全面振兴国防科技工业的伟大事业中,国防特色专业重点教材和专著的出版,将为国防科技创新人才的培养起到积极的促进作用。

党的十六大提出,进入 21 世纪,我国进入了全面建设小康社会、加快推进社会主义现代化的新的发展阶段。全面建设小康社会的宏伟目标,对国防科技工业发展提出了新的更高的要求。推动经济社会发展,提升国防实力,需要造就宏大的人才队伍,而教育是奠基的柱石。全面振兴国防科技工业必须始终把发展作为第一要务,落实科教兴国和人才强国战略,推动国防科技工业走新型工业化道路,加快国

防科技工业科技创新步伐。国防科技工业为有志青年展示才华,实现志向,提供了缤纷的舞台,希望广大青年学子刻苦学习科学文化知识,树立正确的世界观、人生观和价值观,努力担当起振兴国防科技工业、振兴中华的历史重任,创造出无愧于祖国和人民的业绩。祖国的未来无限美好,国防科技工业的明天将再创辉煌。

张华祝

前 言

本书是根据 21 世纪人才培养目标和航空高等院校飞行器动力工程专业教学计划并在原“航空发动机试验技术”教材基础上进行大幅度修改、增加反映当代及未来航空发动机试验及测试技术特点的基础之上编写的,可供航空发动机专业本科生教学用书,也可供从事航空发动机、燃气轮机和热能动力工程等相近专业的设计、试验、生产、检测、维护和管理的技术人员以及研究生参考。

进入新世纪,航空发动机的发展呈现加快态势。第四代歼击机已在领先试飞试用。航空发达国家正在推行综合化、高性能涡轮发动机技术 (IHPTET) 计划,实现推重比高达 15 ~ 20 的发展目标,这推动了多学科技术的纵深发展。

航空发动机是具有复杂的气动力、热力和结构的动力装置。它的历代发展,很大程度上取决于试验技术的先进性。设计分析与试验测试技术相结合,它们成为研制航空发动机的两个基本环节。

为了达到培养创新人才、学有所用和具有开拓发动机试验、研制能力的新世纪航空科技队伍,本书在编写上突出了下列特点:

其一,立足于航空发动机试验和测试技术的学科前沿,重点论述航空推进系统试验新技术、新方法和新设备,反映世界发达国家和我国发动机研发中的新试验和测试水平。按发动机研制、发展要求和我国需求,围绕发动机的性能、可靠性和可操纵性等诸项指标论述整机、部件和典型专项试验,较详细地论述发动机试验的新领域,诸如加速任务试车、推力矢量技术、三维动态测量、高温测量、遥测遥控自动化、试验数值仿真、试验数据库、发动机状态监控、故障诊断专家系统、新型传感器以及先进的发动机专用试验设备等,用以培养新世纪大学生掌握世界航空推进技术试验和测试现状及发展趋势,掌握试验的共性和特性,从而在未来工作中,仅经过短时间实践训练就能实现独立创新地开展发动机设计、试验研究工作。

其二,实用性强。本书引述的试验和测试系统实例均是在当前发动机发展和型号研制试验中通用的,具有代表性。某些试验具有国际先进水平。这不仅使大学生能清楚地掌握发动机研制所必需的试验、设备和测试系统,而且对于从事航空发动机设计、试验、维护和管理工程师、研究人员也能清楚地了解发动机研制的各阶段中具体要进行哪些试验、采用何种设备和方法、如何组织测试系统、常用哪些数据整理方法、如何分析各项试验结果和各项专门试验的典型曲线形式。书中阐述的整机、部件和专项试验很符合国内航空发动机厂所的实际需要,从而达到学有所用、实践中有创新的人才培养宗旨。

其三,全面、系统、完整是本书编写的主导思想之一。70余年航空推进技术发展史和国内外的研制经验使我国航空发动机工作者认识到发动机的性能、可靠性、可操纵性和经济性的综合权衡的发展特点,认识到一体化的研究方法及遵循核心机和验证机途径能快速促进科研成果工程化。这些实践总结出来的宝贵经验也是在大量的、复杂的、耗费巨大的试验基础上获得的。基于此,本书从整机至部件,从地面至空中,从性能至可靠性、操纵性,从稳态至动态,从通用试验至专题试车,从地面台架试验至高空台模拟试验,从基础试验至发展试验,从设计计算和试验并重至未来的数值仿真和试验检验的发展趋势做了全面、系统、综合的论述。

由于航空发动机试验和测试技术发展日新月异,新试验领域的开拓及试验与计算的相互渗透和补充将会不断出现,因此本书可使 21 世纪大学生获得一个发动机研制的试验技术整体模型、动态发展趋势画面以及构筑和开发我国航空发动机试验测试新局面的技术平台。

本书在论述上力求规范、工程化,并在各章给出具有指导意义的概括总结,使学生有重点地掌握内容。

本书作为“十五”航空技术教材,作者在编著过程中,力图在教材体系及编排结构上符合时代要求,符合航空发动机研发的实际过程特点。因此,在各章中主要阐述发动机研发的基本试验、专项试验和发展试验。由于试验和测试技术是一门应用性、实践性极强的学科,因此本书受篇幅限制不可能更多地阐述原理,亦避免与发动机原理课内容重复。

本书的第 1 章至第 8 章由沈阳航空学院张宝诚教授编写,第 9 章由张宝诚教授和赵晨光老师编写,第 10 章由张宝诚教授和沙云东副教授编

写。全书由张宝诚教授主编、统稿。

在科教兴国的方针指导下,国防科工委标新立异,提出“十五教材”计划,组织编写反映当代航空先进水平的教材和专著。作为本书的编著者,十分感谢评审专家、审稿专家对本书的肯定,他们的修改意见,很显然对完善本书内容、提高本书质量起了指导作用。

作者还向支持本书出版的所有做出贡献的同志们、爱护本书的读者表示衷心的感谢。

限于水平,虽经努力,书中错误与不妥之处仍在所难免,恳请读者批评指正。

编著者
2003 年 8 月

目 录

第 1 章 航空发动机试验技术的现状和发展

1.1	20 世纪 90 年代发动机和 21 世纪初发动机	1
1.1.1	航空发动机的现状及发展趋势	1
1.1.2	通用技术的发展	16
1.2	发动机研制和发展对试验技术的要求	25
1.2.1	试验的必要性	26
1.2.2	试验技术和设备的发展	27
1.2.3	发动机典型试验项目及说明	29
1.2.4	试验方法的发展	32
1.3	试验和测试技术的自动化、综合化和智能化	34
1.3.1	20 世纪 90 年代发动机试验和测试技术的发展	34
1.3.2	几个关键技术	38
1.4	发动机通用规范中有关试验的要求	39
1.4.1	军用发动机规范	39
1.4.2	民用发动机适航性条例	43
1.5	发动机试验分类	49
1.5.1	研究、探索性试验	49
1.5.2	新机或改型试验	50
1.5.3	批生产发动机常规试车	52
1.5.4	发动机工作状态	54
1.5.5	试验常用术语	55
	习 题	56

第 2 章 试验技术的基础知识

2.1	相似理论	58
2.1.1	相似的概念	58
2.1.2	相似三定理	59
2.2	信号分类及描述	60
2.2.1	确定性信号和非确定性信号	61
2.2.2	信号的描述	62
2.2.3	随机信号	65
2.2.4	相关函数和功率谱密度函数	67
2.3	信号变换	69

2.3.1	电阻式变换器的原理	70
2.3.2	电感式变换器的原理	73
2.3.3	电容式变换器的原理	76
2.3.4	压电式变换器的原理	77
2.3.5	热电式变换器的原理	79
2.3.6	光电式变换器的原理	82
2.3.7	新型变换器工作原理简介	85
2.4	信号传输	90
2.4.1	信号传输的种类	90
2.4.2	噪声及其抑制	91
2.4.3	无线传输	93
2.4.4	旋转体上信号传输	97
2.4.5	光输系统	98
2.5	信号测量	99
2.5.1	电桥	99
2.5.2	调频测量系统	101
2.5.3	电荷放大器	102
2.5.4	数字测量系统	103
2.6	信号处理	104
2.6.1	模拟分析方法	105
2.6.2	数字分析方法	107
2.6.3	模拟-数字混合分析方法	108
2.7	信号记录	109
2.7.1	磁带记录仪	109
2.7.2	磁光盘记录器	111
2.7.3	数据采集系统	113
2.8	试验数据处理方法	115
2.8.1	试验数据的平均法	115
2.8.2	回归分析	116
2.8.3	正交试验和方差分析	120
	习 题	126

第3章 发动机整机试验

3.1	相似工作条件、相似参数和换算参数	127
3.1.1	大气条件对发动机工作参数的影响	127
3.1.2	相似工作状态和相似参数	129
3.1.3	发动机工作过程参数对标准大气条件的换算	132
3.2	沿发动机流道主要热力参数及工作特性的测量	133

3.2.1	沿发动机流道热力参数的测定	134
3.2.2	节流特性试验	141
3.2.3	过渡状态试验	142
3.2.4	涡轮前后燃气温度的测定	143
3.3	自动化试车台	147
3.3.1	典型试车台	147
3.3.2	用于特定试验的试车台	151
3.3.3	试车程序	154
3.3.4	测控软件及数据采集系统	159
3.4	典型整机试验	164
3.4.1	涡喷发动机全流程参数测试与分析	164
3.4.2	进气道与发动机相容性试验	172
3.4.3	压气机的气动稳定裕度试验方法	190
3.4.4	研究发动机噪声的设备及其试验	192
3.4.5	启动特性试验	195
3.4.6	防冰系统试验	199
3.5	通过整机试验研究压气机和燃烧室	203
3.5.1	用改变喷口面积法研究压气机特性	203
3.5.2	用整机试验调试燃烧室	206
3.6	发动机操纵性的研究	209
3.6.1	操纵性包括的主要问题	209
3.6.2	主要试验	213
3.7	各种航空发动机的试验特点	214
3.7.1	涡扇发动机的试验特点	214
3.7.2	加力式涡喷发动机的试验特点	215
3.7.3	涡桨发动机和涡轴发动机的试验特点	216
	习 题	219

第4章 可靠性试验

4.1	可靠性概述	221
4.1.1	发动机可靠性和评定指标	221
4.1.2	结构完整性大纲中的试验	225
4.2	耐久性考核试车	229
4.2.1	试车目的和内容	229
4.2.2	试车结果评定	233
4.3	发动机加速任务试验	234
4.3.1	加速任务试验的由来	234
4.3.2	加速试车基本理论	235

4.3.3	加速试车方法	237
4.3.4	加速任务试车程序的确定	241
4.3.5	典型加速任务试车举例	245
4.4	发动机结构完整性主要考核试验	251
4.4.1	低循环疲劳试验	251
4.4.2	转子结构完整性试验	254
4.4.3	主轴疲劳试验及典型试验器	260
4.4.4	机匣静强度试验	265
4.4.5	叶片静频和动频的测量	269
4.4.6	发动机环境和吞咽试验	272
4.5	发动机振动测量	276
4.5.1	发动机振源及振动特点	276
4.5.2	发动机振动测量和分析	280
4.5.3	整机振动监控标准	285
4.6	发动机润滑和传动系统试验	288
4.6.1	润滑系统试验	288
4.6.2	传动系统试验	290
4.6.3	轴承组件试验	292
4.7	发动机耐久性考验的新型装置——机动载荷模拟器	293
4.7.1	机动载荷模拟器设计要求	293
4.7.2	机动载荷模拟器	295
4.7.3	X射线间隙探测装置	297
	习 题	298

第5章 发动机部件试验

5.1	部件试验及其作用	299
5.1.1	发动机研制和发展所需的部件试验	299
5.1.2	部件试验结果对整机研制的作用	301
5.2	压气机试验和设备	301
5.2.1	压气机模型试验	302
5.2.2	真实压气机试验	303
5.2.3	压气机气动试验	311
5.3	主燃烧室试验	324
5.3.1	主燃烧室试验内容	325
5.3.2	燃烧室试验设备	329
5.3.3	常压及高压环形燃烧室试验	336
5.3.4	模拟准则	343
5.3.5	激光相位多普勒粒子分析仪 PDPA	345

5.3.6	燃气分析技术	355
5.4	涡轮试验	361
5.4.1	涡轮主要试验内容	361
5.4.2	涡轮试验器及试验	363
5.4.3	高温涡轮气冷叶片冷却效率试验	368
5.4.4	超、跨声速对转涡轮试验台	371
5.5	加力燃烧室试验	372
5.5.1	新开击机加力燃烧室技术特点及其试验要求	372
5.5.2	试验设备及主要试验	374
5.5.3	加力燃烧室性能的台架燃气分析法	375
5.5.4	加力燃烧室高空舱试验	377
5.6	喷管试验	380
5.6.1	喷管的发展	380
5.6.2	喷管试验	383
5.6.3	典型矢量喷管试验	390
5.7	发动机控制系统试验	394
5.7.1	全权限数字式电子控制系统	394
5.7.2	主要试验	400
5.7.3	典型试验设备说明	402
5.8	部件试验结果对整机的适用性	403
5.8.1	概 述	403
5.8.2	稳定工作状态	403
5.8.3	过渡状态性能	407
	习 题	409

第6章 高空模拟试验及飞行试验空测技术

6.1	高空模拟试验必要性及试验内容	410
6.1.1	高空模拟试验的必要性	410
6.1.2	高空台试验的特点	411
6.1.3	高空台试验内容	412
6.2	高空试验台及其数据采集系统	415
6.2.1	高空试验台及其发展	415
6.2.2	自动化数据采集系统	422
6.3	连续式高空台模拟试验方法	423
6.3.1	试验范围	423
6.3.2	GKS 高空台主要设备说明	424
6.3.3	模拟试验方法	427
6.4	试验性能的计算	428

6.4.1	推力的计算	428
6.4.2	动量阻力和净推力	430
6.4.3	耗油率	431
6.5	发动机风洞及测试设备	431
6.5.1	发动机风洞	431
6.5.2	发动机风洞试验	433
6.5.3	风洞试验数据采集系统	438
6.6	发动机飞行试验	440
6.6.1	发动机使用方法和环境对其寿命的影响	441
6.6.2	发动机飞行载荷谱	445
6.6.3	飞行高度-速度图及飞行科目	452
6.6.4	发动机飞行试验台试验	456
6.6.5	典型飞行试验	460
6.6.6	发动机常规空测技术	466
6.7	飞行参数的换算	470
6.7.1	国际标准大气	470
6.7.2	高度定义	472
6.7.3	飞行高度、速度和马赫数的确定	472
6.7.4	大气静温的确定	475
	习 题	476
第 7 章	航空发动机动态测量、高温测量和级间参数测量	
7.1	发动机动态测量	477
7.1.1	压气机流场三维动态测量	477
7.1.2	动态燃气温度测试系统	485
7.1.3	湍流反应流的激光测量	490
7.1.4	动态测试系统及其应用实例	499
7.2	先进高温测量技术	507
7.2.1	光学高温计	507
7.2.2	拉曼相干反斯托克斯光谱仪 (CARS) 用于测量燃气温度和燃气分析	515
7.2.3	红外测温法	521
7.2.4	涡轮进口温度光纤测量系统	529
7.2.5	高温应变测量系统	534
7.3	级间参数测量	538
7.3.1	级间参数测量方法及其传感器	538
7.3.2	发动机叶片叶尖径向间隙的测量	549
7.4	发动机过渡过程试验和测量	555
7.4.1	轴流压气机失速/喘振的测试	555

7.4.2 瞬态、脉动流场的测量	563
习 题	572

第8章 航空发动机测试系统

8.1 发动机测量探针系统的智能化	573
8.1.1 智能探针系统的组成	573
8.1.2 校准试验	580
8.1.3 试验应用效果	584
8.2 发动机非稳态过程测试系统	585
8.2.1 动态压力畸变数据采集和处理系统	585
8.2.2 发动机进口瞬态温度场测试系统	591
8.3 发动机飞行试验自动化综合测试系统	596
8.3.1 飞行试验遥测地面站 (FTTGS)	596
8.3.2 实时遥测数据采集/处理系统 (QUAD7)	601
8.3.3 VTR—100 可视遥测系统	611
8.3.4 国内典型飞行试验采集系统	612
8.4 发动机通用测控软、硬件	616
8.4.1 GDAS II 测控软件层次结构	617
8.4.2 主要功能说明	617
8.4.3 人机界面	623
8.4.4 航空通用高速高精度测控系统硬件简介	623
习 题	638

第9章 发动机试验技术的发展和仿真

9.1 试验技术发展的策略和趋势	640
9.1.1 信息时代的发动机试验	640
9.1.2 虚拟仪器	647
9.1.3 并行处理技术	650
9.1.4 试验、计算数据可视化	651
9.2 发动机故障诊断及监控技术	657
9.2.1 诊断与监控的定义和作用	657
9.2.2 监控和诊断系统的组成	659
9.2.3 常用故障诊断技术	665
9.2.4 V2500 发动机状态监控和性能分析软件	669
9.2.5 涡轮叶片振动监测系统	673
9.2.6 涡轮发动机紧急故障监测器	677
9.2.7 发动机神经网络监控技术	680
9.3 发动机试验数据库	686
9.3.1 发动机数据库概述	687

9.3.2	发动机试验数据库	693
9.3.3	发动机故障数据库	696
9.3.4	发动机专家系统库	698
9.4	发动机试验仿真	702
9.4.1	推进系统数值仿真试验台 (NPSS)	702
9.4.2	仿真与发动机试验的关系	710
9.4.3	涡扇发动机实时数值仿真	712
9.4.4	发动机部件故障仿真专家系统	718
9.5	发动机系统分析的计算机模拟技术	721
9.5.1	集总形式的气体动力学方程	722
9.5.2	部件模拟模型	723
9.5.3	模拟结果	733
	习 题	735
第 10 章 航空发动机试验用传感器		
10.1	发动机用常规传感器	737
10.1.1	发动机试验对传感器的要求	737
10.1.2	整机试验用传感器	738
10.1.3	部件试验用传感器	751
10.2	新型传感器	754
10.2.1	光纤传感器	754
10.2.2	薄膜传感器	756
10.2.3	红外传感器	758
10.2.4	新型谐振式传感器	761
10.3	飞行试验用传感器	763
10.3.1	发动机飞行试验用传感器	764
10.3.2	综合传感器系统	767
10.4	智能传感器	769
10.4.1	智能传感器工作原理和功能	769
10.4.2	典型智能传感器	772
附表 1 标准大气表		775
附表 2 国产喷气燃料的技术数据		776
参考文献		777

第 章 航空发动机试验技术的现状和发展

1.1 20 世纪 90 年代发动机和 21 世纪初发动机

航空发动机是工作条件复杂、要求苛刻、技术难度大、研制周期长和研制费用高的热动力装置。发展和实现高推重比的航空发动机取决于多学科的研究成果和进程。航空发动机的研制是一项复杂系统工程,它涉及到气动热力学、传热传质学、燃烧学、结构强度、电子控制技术、材料学、制造工艺以及试验和测试技术等学科的成果在航空发动机上的应用。它是基础技术、专业技术和综合技术的融合体。

1.1.1 航空发动机的现状及发展趋势

20 世纪 60 年代中期,伴随现代高新技术的不断涌现,发达国家的推进技术日益高速发展。就战斗机发动机而论,70 年代中期至 80 年代投入使用的推重比 8 一级的第二代加力涡扇发动机主要有 F100、F404、F110 及 RB199 等 这一代发动机不仅性能水平是当时一流的,而且耐久性、可靠性、可操纵性和维修性都有较大的提高和系列化的发展。

1. 推重比 8 一代发动机的技术特点

(1) 推重比是衡量战斗机发动机技术先进性的综合指标

该指标是在发动机总体结构布局合理的情况下,采用先进部件技术和高性能参数实现的。图 1-1 示出这一代发动机的推重比都在 8 左右。随高新技术不断发展和应用,发动机推重比将出现明显上升趋势。

(2) 高涡轮前温度是这一代发动机的第二个特点

例如 F110—GE—100 发动机涡轮前温度达 1 728 K,一般均在 1 500 K 以上。在发动机设计中,为了获得高推重比和高单位推力,必须尽可能选取高涡轮前温度。这就要求有高性能的耐高温材料和先进的冷却技术来保证,才能达到目的。这一代发动机热端部件广泛采用定向

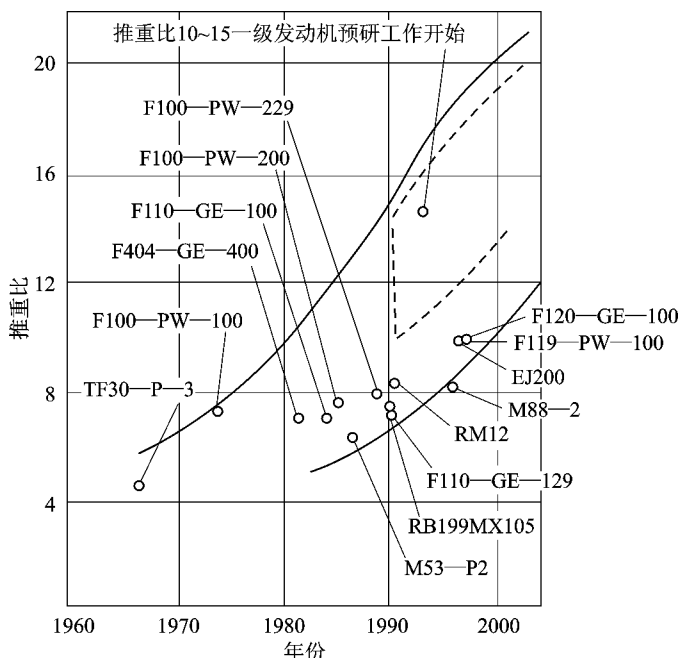


图 1-1 某些发动机推重比的变化

凝固、单晶等材料和先进的冷却技术（如对流、气膜和冲击冷却以及发散冷却等），因此涡轮前温度都很高。由图 1-2 可以看出，F119、EJ200 和 M88-2 的涡轮前温度分别达 2 050 K、1 750 K 和 1 850 K。苏联的 P2000 也达到 1 743 ~ 1 843 K 范围。高涡轮前温度对发动机可靠性、耐久性有重大影响，也对试验和测量提出了新要求。

(3) 高增压比

为了提高发动机性能水平，必须在提高涡轮前温度的同时相应地提高发动机总增压比。这就要求压气机和风扇采用先进的部件设计技术，使其具有高的级负荷、大喘振裕度和轻量化。这一代发动机采用了超、跨声速风扇和压气机。平均级压比都比较高，在 1.27 以上，总压比都在 20 以上，如 F100—PW—229 发动机的总压比高达 33.6。图 1-3 示出某些发动机总增压比的变化。

(4) 耗油率逐渐降低

耗油率是衡量发动机经济性的重要指标之一，它的高低也直接影响发动机的水平。专家认为，提高燃料利用率是 20 世纪末至 21 世纪初要解决的主要问题。特别对军用加力涡扇发动机，加力耗油率尤为重要，它的降低会直接增加飞机航程或者减少机载燃料储备，从而使飞

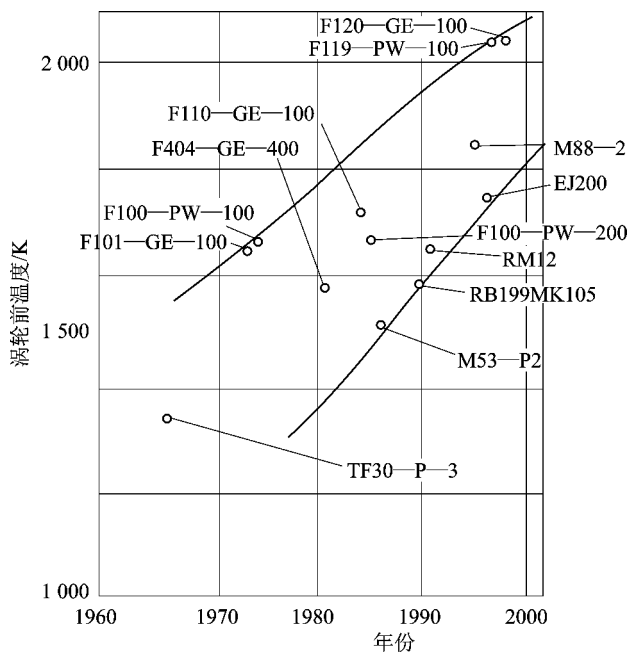


图 1-2 某些航空发动机涡轮前温度

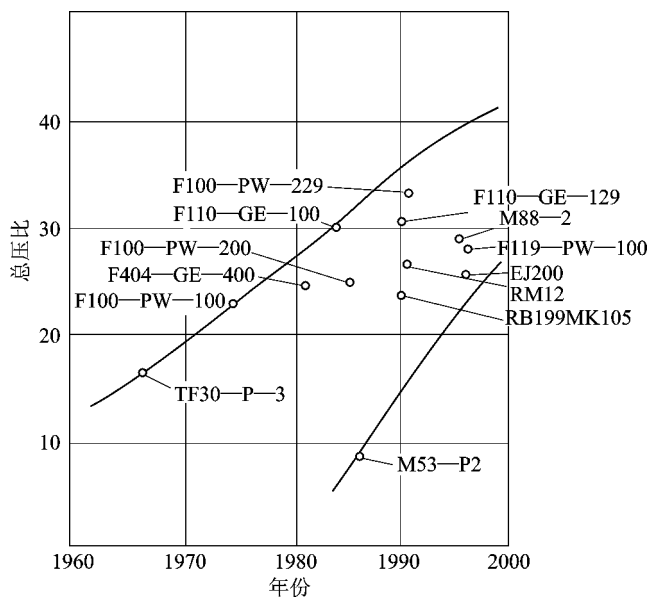


图 1-3 某些发动机总增压比

机的直接使用费用明显降低,这具有明显的经济效益。图 1-4 示出这一代发动机耗油率明显下降的趋势。

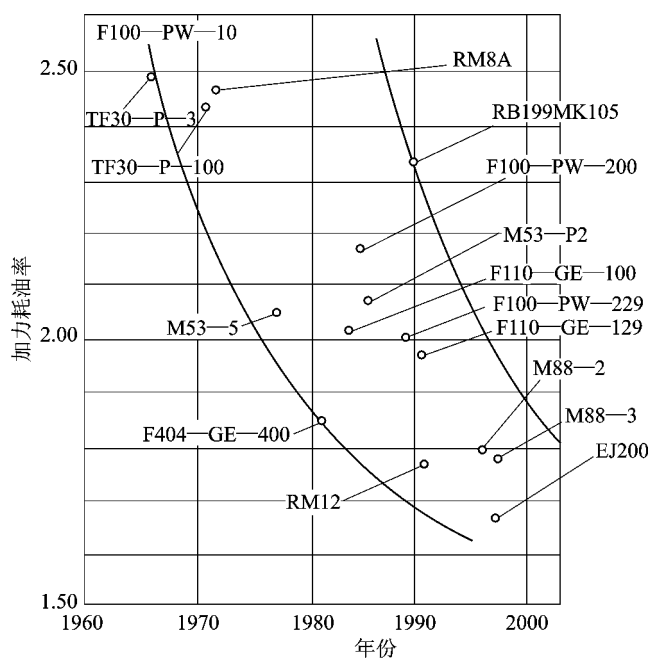


图 1-4 某些发动机加力耗油率

(5) 改善可靠性和耐久性

F100 发动机自 1974 年投入使用后一直存在可靠性方面问题,出现过许多结构故障。通过深入的结构完整性研究,历时 10 年左右,耗费了 1.5 倍的研制费用,经过采用“长寿命核心机”、数字式电子控制、改进的齿轮泵和发动机诊断装置等新技术,改型研制了 F100-PW-220。到 1985 年投入生产时,设计寿命达到 4 300 个循环,相当于 7 年的使用期 空中停车率减少到 0.2~1 次/1 000 飞行小时 返厂率减少到 0.3 次/1 000 飞行小时。其中“长寿命核心机”的实现主要依靠采用单晶材料高压涡轮转子叶片和导向叶片、双层气膜冷却滚压成型燃烧室。

从 F100-PW-100、F100-PW-220 至 F100-PW-229 的改进和改型,在保持已达到的可靠性和耐久性水平下,229 机推力比 220 机增加 21%。主要技术措施有加大了风扇和压气机流量,减小涵道比,采用浮壁燃烧室、耐高温提高 50 的第二代单晶材料和改进了的数字电子控制系统。图 1-5 为 F100-PW-229 发动机结构简图,表 1-1 列出 F100 发动机改进和改型中主要参数。可以看到,229 机最大不加力推力比 100 机提高 24.4%,耗油率降低 8.3%,推重比提高 1.8%。

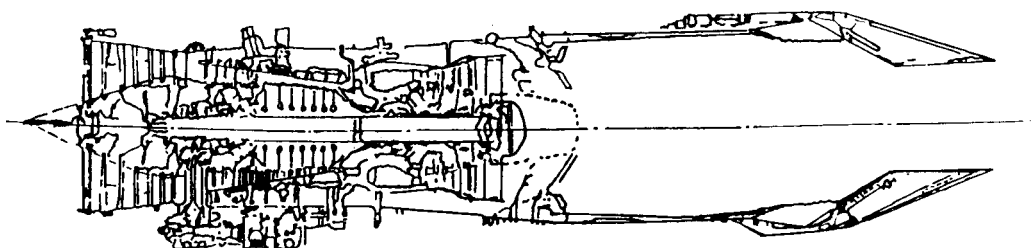


图 1-5 F100—PW—229 结构简图

表 1-1 F100—PW—100、220 和 229 发动机主要参数

主要参数	100	220	229
最大不加力推力 / daN	63 690	65 200	79 200
最大加力推力 / daN	106 000	104 300	129 000
最大不加力耗油率 / ($\text{kg} \cdot \text{daN}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$)	0.72	0.70	0.66
最大加力耗油率 / ($\text{kg} \cdot \text{daN}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$)	2.23	2.21	2.00
空气流量 / ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	101.1	103.4	112.4
总增压比	25	—	32
涵道比	0.70	0.63	0.40
推重比	7.65	7.18	7.79

2. 全新研制的推重比 9 ~ 10 发动机

从 20 世纪 80 年代中期起,发达国家就开始研制新一代的发动机。其主要技术要求如下:

- 具有超声速巡航能力,飞机能在不开加力条件下以马赫数 1.5 ~ 1.6 持续飞行;
- 为飞机提供短距起落和非常规机动的能力;
- 具有隐身能力,发动机的红外和雷达反射信号特征要尽可能小;
- 加力推重比提高 20%,不加力耗油率比现役战斗机发动机下降 8% ~ 10% ;
- 零件数量减少 40% ~ 60%,可靠性提高一倍,耐久性提高两倍;
- 寿命期费用降低 25% ~ 30%。考虑到发动机寿命期费用占整个飞机寿命期费用的 40% ~ 50%,降低发动机寿命期费用具有特别重要的意义。

优化的发动机热力循环参数范围为 涵道比为 0.2 ~ 0.3 ,节流比为 1.10 ~ 1.15 ,总增压比为 23 ~ 27 ,涡轮前温度为 1 922 ~ 2 033 K。

目前,发达国家为 90 年代战斗机研制的新一代发动机已进入全面工程研制阶段。有的已在试飞、试用。主要代表机种如表 1-2 所列。苏联也曾研制水平相当的 P2000 发动机。

表 1-2 90 年代战斗机发动机主要参数和用途

主要参数和用途	F119 (美 国)	EJ200 (西欧四国)	M88—2 (法 国)	P2000 (苏 联)
加力推力 / daN	15 560	9 060	7 500	12 000
不加力推力 / daN	9 790	6 000	5 000	8 010
加力耗油率 / ($\text{kg} \cdot \text{daN}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$)	1.9 ~ 2.4	1.73	1.80	
不加力耗油率 / ($\text{kg} \cdot \text{daN}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$)	0.62	0.79	0.89	
推重比	> 10	10	8.8	
总增压比	26	26	25	
涡轮前温度 / K	1 977	1 803	1 850	1 743 ~ 1 843
涵道比	0.20 ~ 0.30	0.4	0.5	
用 途	F—22	EF2000	阵风	米格—2000

在推重比 9 ~ 10 发动机上采用的新技术有：

在压缩系统方面,非定常三元粘性流计算方法的进展和应用,使平均级压比提高到 1.45 ~ 1.50,而且效率和喘振裕度更大,一般用 3 级风扇和 5 ~ 6 级高压压气机达到 24 ~ 25 的压比。小展弦比叶片设计提高了强度和抗外物损伤能力。在某些级上,采用空心叶片和整体叶盘可以减轻质量,采用刷子封严,减少漏气,提高了效率。

在燃烧系统方面,除改善气膜冷却和隔热涂层外,采用浮壁燃烧室。这种首先在民用发动机 V2500 上采用的先进设计可以大大减轻火焰筒的热应力,从而延长其低循环疲劳寿命。

在涡轮方面,三元跨声速涡轮气动设计方法提高了涡轮的加功量,采用了单级的高、低压涡轮。F119 发动机还独特地采用对转涡轮设计,取消了高、低压涡轮转子动叶之间的导叶 采用了先进冷却技术,减少了冷却需用空气量,并进一步改善了隔热涂层。

在喷管方面,F119 采用具有俯仰矢量推进能力的二维喷管,可以实现短距起落和非常规机动,同时也有助于减少红外和雷达信号特征。

在控制系统方面,F119 采用第三代双余度 FADEC (全权数字式电子控制系统),进一步提高可靠性,对发动机实行故障诊断和处理,并根据飞机推进系统一体化来确定发动机最佳工作参数。

在材料方面,主要采用第三代单晶涡轮叶片,材料工作温度接近 1 100 ℃ 双性能热处理涡轮盘,轮缘部分呈粗晶有利于提高损伤容限,中心孔处呈细晶粒有利于提高强度和抗低循环疲劳能力 树脂基复合材料用作风扇外涵机匣 不易着火的钛合金用于静止件 陶瓷基复合材

料和碳-碳复合材料用作加力燃烧室和喷管调节板的内衬和其他高温静止件。

图 1-6 示出 F119 加力涡轮风扇发动机剖视图。它采用双转子结构,曾于 90 年代中期开始初步飞行试验,并继续积累 3 000 地面试验小时,装于 F-22 战斗机已于 2002 年具备初步作战能力。

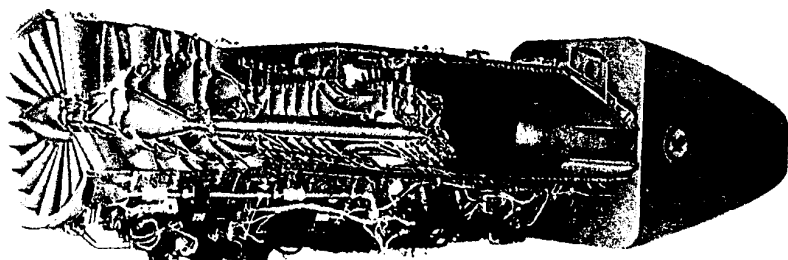


图 1-6 F119 加力涡轮发动机剖视图

F119 研制中注意了性能与可靠性、耐久性和维修性之间的恰当平衡。与 F100—PW—220 发动机相比,F119 的外场可更换件拆卸率、返修率、提前换发率、维修工时、平均维修间隔时间和空中停车率分别改进了 50%、74%、33%、63%、62% 和 29%。

EJ200 发动机也是双转子加力式涡轮风扇型,除推重比达到 10 和低耗油率外,同样强调高的可靠性、耐久性、维修性以及低的寿命期费用。例如,平均故障间隔时间大于 100 发动机飞行小时,空中停车率小于 0.1/1 000 飞行小时,维修工时不大于 0.5 维修工时/发动机飞行小时。采用的新技术主要有 损伤容限和高效率的宽弦叶片、三元有粘的叶轮机设计方法、整体叶盘结构的风扇和压气机、单晶气冷涡轮叶片、粉末冶金涡轮盘、刷式封严和具有故障诊断和状态监控能力的 FADEC。

参加研制 EJ200 发动机工作的有英国罗·罗公司、德国发动机涡轮联合公司、意大利菲亚特公司和西班牙涡轮发动机工业公司。EJ200 主要装于欧洲战斗机 EF2000。还可以装于垂直/短距起落欧洲战斗机 EF2000、“狂风”战斗机改装、“阵风”和巴基斯坦的 F-7 及印度的 LCA 战斗机。图 1-7 示出 EJ200 加力涡轮风扇发动机外形。

3. 民用发动机的发展

民用发动机一直向高压比、高涡轮进口温度、高推重比、低耗油率和高可靠性发展。40 年来民用发动机已经历了三代发展,现正进入第四代,如图 1-8 所示。

80 年代的第三代民用涡扇发动机主要有 CFM56、V2500、PW4000、CF6—80C2 和 RB211—535 E4 等。90 年代投入使用的高涵道比发动机是第四代,它包括有涵道与无涵道(即桨扇)两种。除可靠性、耐久性和维护性的要求外,对民用发动机来说,最重要的是降低耗油率,这是降低飞机直接使用成本的关键。由于现时的发动机主要部件的效率已高达 90% 或更高,再进一步提高高压比与涡轮前温度将受到材料、质量、可靠性和耐久性等因素的限制。因此,人们试

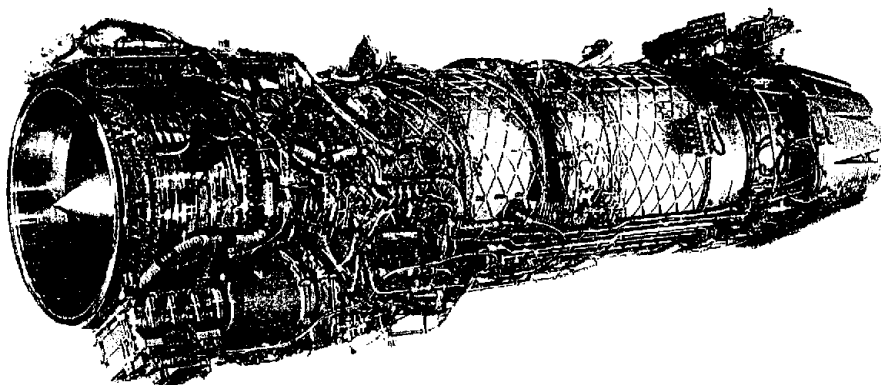


图 1-7 EJ200 加力式涡扇发动机

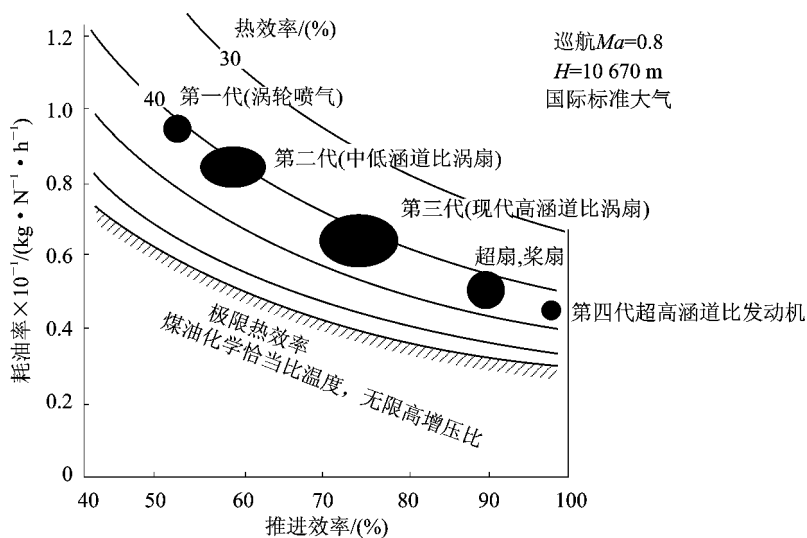


图 1-8 各代发动机耗油率的变化

图通过提高推进效率(即增大涵道比、降低排气速度)来大幅度降低油耗。图 1-9 示出耗油率与发动机效率、涵道比的关系。

现在,高涵道比涡扇发动机仍是民用发动机的主力。其中,性能较好的有 CFM56、V2500、RB211 和 PW4000 发动机。表 1-3 列出主要民用发动机的性能。

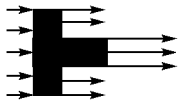
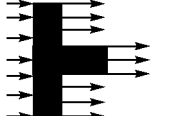
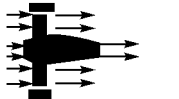
类 型		简 图	推进效率/(%)	热效率/(%)	耗油率/(%)
50~60年代涡喷发动机			基 准	基 准	基 准
60~70年代低涵道比涡扇发动机 (涵道比1~3)			+10	+5	-15
80年代高涵道比涡扇发动机 (涵道比4~6)			+20 ~ +25	+10 ~ +15	-35 ~ -40
90年代 超高涵道比发动机	有涵道型 (涵道比 15~30)		+35	+15 ~ +20	-50
	无涵道型 (涵道比 30~80)		+40 ~ +45	+15 ~ +20	-60

图 1-9 各类发动机耗油率与涵道比和发动机效率的关系

表 1-3 主要民用发动机数据

参 数	型 别								
	GE90 长涵道	CFM56 —3C 高涵涡扇 短涵道	CFM56 —553 高涵涡扇 长涵道	V2500 高涵涡扇 长涵道	V2500 超 扇	RB211 —524HG 高涵涡扇 长涵道	CF6 —80C2 —80E1 短涵道	PW4060 PW4084 长涵道	PW/AG 578D 桨 扇
起飞推力 /daN	9 863	13 602	11 123	13 318 ~ 14 210	25 831 ~ 26 720	22 980 28 690	22 240 37 310	9 646	34 250 ~ 38 920
总空气流量 / (kg · s ⁻¹)	320	404	355		728	796	802	2 069	1 420
涵道比	5. 0	5. 8	5. 7	17. 5	4. 3	5. 28	6. 4	57	8. 4
总压比	25. 3	>27	36. 0	36. 0	33. 0	30 ~ 32	31. 1 ~ 34. 2		39. 2
巡航耗油率 / (kg · daN ⁻¹ · h ⁻¹)	0. 659	0. 589	0. 586	0. 516	0. 581		0. 602	0. 516	
涡轮进口温度/()	1 373	1 263	1 427		1 371	1 315	1 301		1 430

参 数	型 别								
	GE90 长涵道	CFM56 —3C 高涵涡扇 短涵道	CFM56 —553 高涵涡扇 长涵道	V2500 高涵涡扇 长涵道	V2500 超 扇	RB211 —524HG 高涵涡扇 长涵道	CF6 —80C2 —80E1 短涵道	PW4060 PW4084 长涵道	PW/AG 578D 桨 扇
取得适航证时间/ 年份	1987	1991	1988	1992 1994 (V2530)	1990 (524H) 1989 524G	1988	1990 (- 4060) 1995 (- 4084)	1990	正在飞 行试验
安装飞机	B737	B737 A320	A320 A340	A340 MD B7J7 A321	B747 B767	B767 A330	B767 B777 A330 MD—11	MD B7J7	MD B777 A330

CFM56—3 型发动机是在 CFM56—2 型 300 万小时使用的基础上发展的,该机的结构如图 1-10 所示。其特点是 耗油率和噪声均低;采用级负荷高的 9 级高压压气机;短环形燃烧室,长仅 190 mm;单级高负荷先进冷却高压涡轮的工作温度可超过 1 700 K;巧妙的密封与间隙控制;单元体结构及采用状态监控、视情维护等技术。CFM56—3 型的返修率达到 0.04 次/1 000 飞行小时,空中停车率达到 0.007 次/1 000 飞行小时;许多发动机已连续飞行 1 万多小时,从未拆换过。CFM56—5 发动机继承了前面几个型号的成功技术,并利用三维流重新设计了风扇及高、低压涡轮;采用开槽机匣以提高效率;机匣采用新材料 InCo907;改进了间隙控制等。通过上述改进 CFM56—5 型的耗油率比 CFM56—2 型降低约 13%。

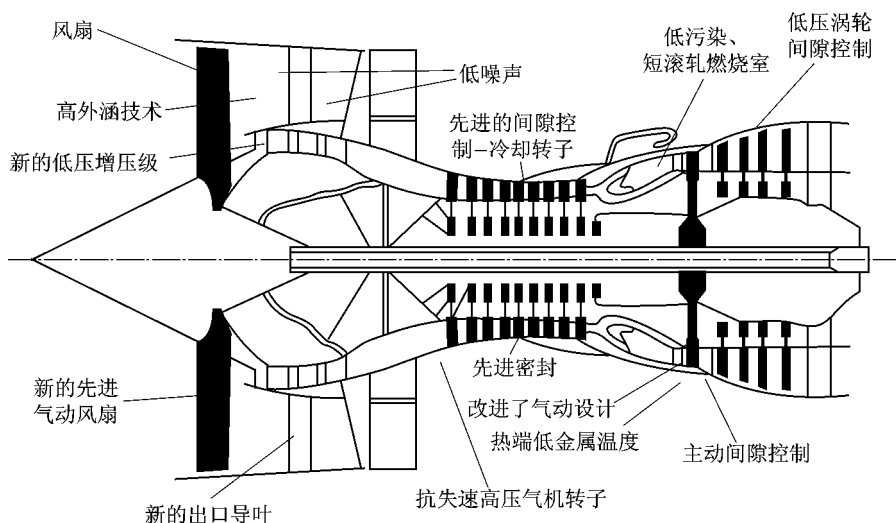


图 1-10 CFM56—3 型涡扇发动机简图

V2500 发动机应用了多项先进技术,如风扇采用宽弦无凸肩风扇叶片 应用钛板蜂窝夹芯扩散焊制造 ;风扇机匣采用大型焊接结构 ;10 级高压比达 16,多变效率达 0.91,喘振裕度达 30% 燃烧室采用精铸瓦片式内壁板,抗高温,易拆修 涡轮采用三维气动设计,高压涡轮效率达 0.902,低压涡轮效率达 0.93,主动间隙控制,有热障涂层的导向叶片,陶瓷性涡轮封严外环,单晶气冷空心叶片和 MERL76 粉末冶金高压涡轮盘 全权限数字式电子控制器,改善了性能,提高了可靠性,减轻了质量,具有良好的经济性。V2500 于 1992 年取得适航证,目前仍在继续改进。图 1-11 示出采用先进技术的 V2500 发动机。

未来的民用发动机可概括为以下所述的两类。

(1) 超扇发动机

超扇发动机属于有涵道型,主要包括超级风扇、涵道螺桨、对转风扇或带外套整体对转风扇。

V2500 超扇发动机采用变距、齿轮传动的单转子方案,风扇叶片不后掠,发动机装在机翼下。其起飞推力可达 133 kN,涵道比为 17.5,总压比为 36,巡航耗油率可低至 $0.52 \text{ kg} \cdot \text{daN}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$ 。图 1-12 示出 V2500 超扇发动机简图。

对转风扇发动机的典型代表是 RB529,如图 1-13 所示,其推力为 178 ~ 267 kN。对转风扇叶片直接装在对转的动力涡轮上。发动机可采用翼下吊装方式。该机的耗油率比现在同推力级的风扇发动机低 24%,并且在 2000 年后投入使用。

带外套整体对转桨扇兼有无涵道对转桨扇的经济性优点与现代高涵道比涡扇发动机成熟性的特点,如图 1-14 所示。它具有一对成后掠复合材料对转桨扇,能进行变距控制和反推力工作。与 V2500 超扇相比,该机的短细低阻桨叶外套质量较轻,主要起叶片包容及降低噪声的作用。低压涡轮通过减速齿轮箱带动对转桨扇。

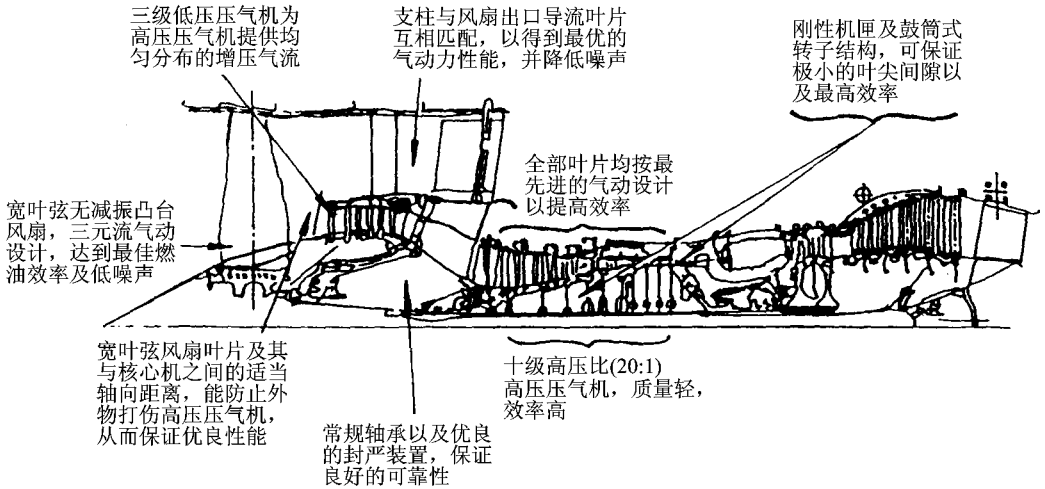
(2) 桨扇发动机

桨扇发动机有拉进式与推进式两种方案,兼有涡扇和涡桨发动机两者之长。一方面,它远比现有的涡扇发动机省油,耗油率接近涡桨发动机的水平 ;另一方面,它又可以在比涡桨发动机更高的速度下巡航,接近涡扇发动机的飞行马赫数。

桨扇发动机采用了宽弦长、大后掠的多叶桨叶,单级桨叶数一般为 6 ~ 10 左右。图 1-15 是这两种方案的简图。这种结构使它与常规涡桨发动机相比,不仅降低了噪声、提高了桨叶的功率负荷及减小了桨叶直径,而且也大大提高了高飞行马赫数下的巡航效率。正如图 1-16 所示,对转桨扇发动机马赫数在 0.80 ~ 0.85 范围内仍有较高的螺旋桨效率。

桨扇发动机研制中,应主要解决大后掠、宽弦和薄型桨叶的可靠性问题。对其气动设计、气动弹性、噪声、制造和桨距调节技术开展一系列研究。在飞机-发动机一体化设计中,需要研究安装空气动力学以及螺桨、发动机舱和飞机机翼、机身之间的相互干扰,以便减少阻力,增加

压气机系统



热端

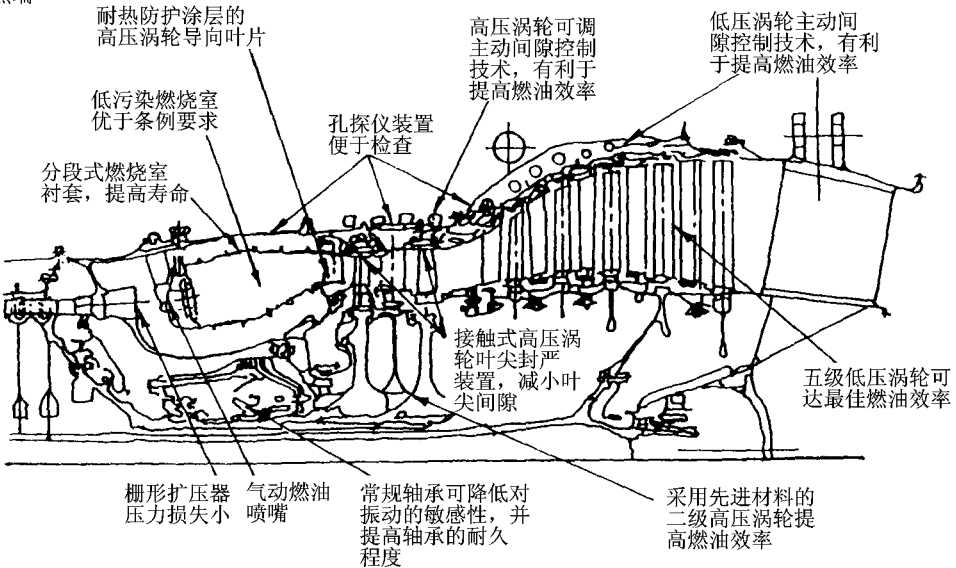


图 1-11 V2500 发动机技术特点

稳定性。

RB509—11 是正在研究的典型超高涵道比桨扇发动机, 如图 1-17 所示。发动机压比为 36, 涡轮进口温度达 1 894 K, 推力达 66 ~ 89 kN。RB509—11 由对转齿轮箱传动对转的两排桨叶 (各有 10 片叶片), 巡航马赫数 M_a 为 0.7 ~ 0.8。

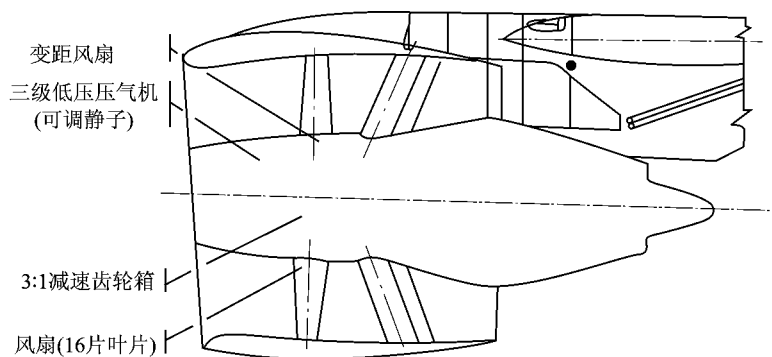


图 1-12 V2500 超扇发动机方案图

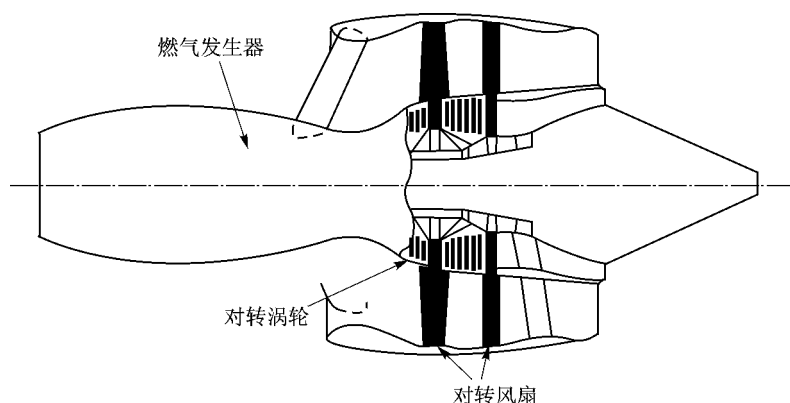


图 1-13 RB529 对转风扇发动机

综上所述,可以概括桨扇与超扇发动机的特点为:

- ① 涵道比。超扇发动机为 15 ~ 30,桨扇发动机为 30 ~ 80。
- ② 耗油率。桨扇比超扇发动机低 9% ~ 12%,但超扇发动机比现有高性能发动机耗油率低 10% ~ 15% ;
- ③ 巡航马赫数。超扇发动机可在马赫数 0.8 ~ 0.9 下巡航,桨扇发动机的巡航马赫数一般为 0.7 ~ 0.8。
- ④ 包容性与噪声。超扇发动机优于桨扇。
- ⑤ 安装方式。超扇发动机一般装在机翼下,可装 2 台或 4 台,而桨扇发动机一般装在尾部,只能装 2 台。
- ⑥ 使用对象。桨扇发动机适合于中、短航程 (1 000 ~ 1 800 km) 的中型客机 (150 座以下)。超扇发动机则适合于中、远程 (1 800 km 以上) 的中、大型客机,150 座以上。

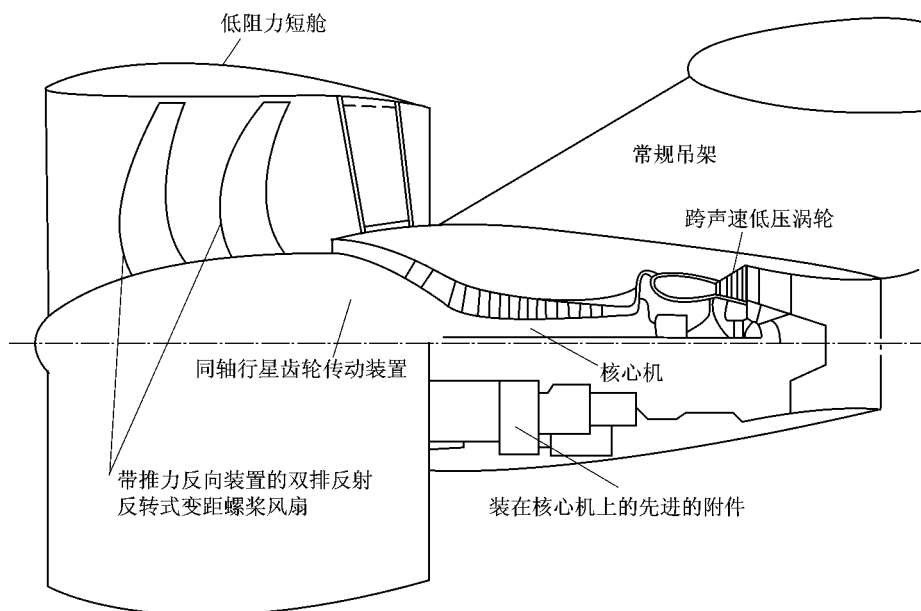


图 1-14 带外套整体对转桨扇超高涵道比发动机

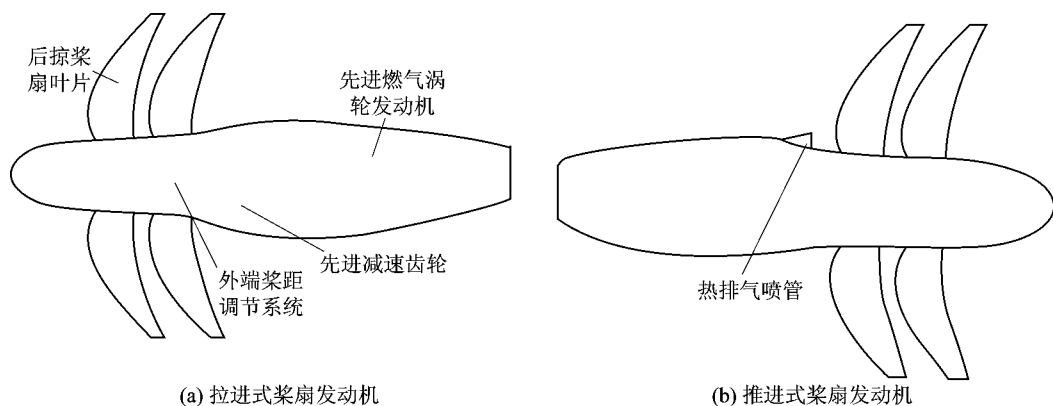


图 1-15 拉进式与推进式桨扇发动机

4. 21 世纪战斗机发动机

进入 21 世纪,战斗机的重大发展技术是先进的气动布局,兼顾性能和工作稳定性、隐身、超声速巡航、非常规机动、采用推力矢量后机身/发动机一体化、短距起落、综合控制和显示等,

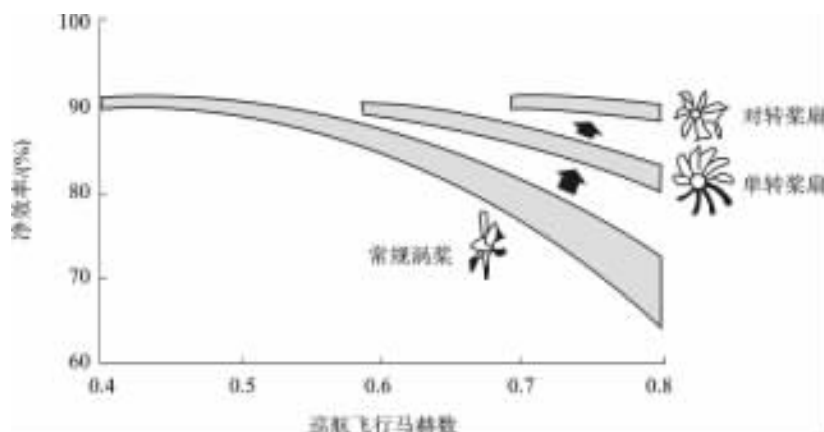


图 1-16 桨扇发动机螺旋桨效率与常规涡轮桨发动机的比较

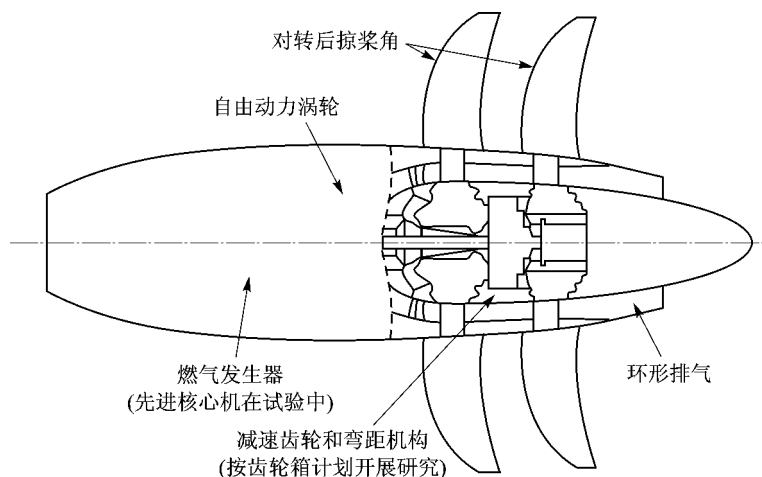


图 1-17 RB509—11 桨扇发动机

尤其是隐身能力、超视距多目标攻击、多用途能力。对地攻击机的主要发展方向是全天候、空对地精确攻击。飞机的这些发展与先进推进技术、高推重比、矢量推力和高度可操纵性是密切相关的。

21 世纪发动机的发展目标是推重比 15 ~ 20 的战斗机发动机,正在实施的是“综合化高性能涡轮发动机技术(简称 IHPTET)”计划。图 1-18 示出这种发动机的构形。其主要特点有以下几方面。

- 风扇由 3 级减为 1 级,叶片带后掠,且为空心结构,已验证的这种后掠风扇叶尖速度已达 475 m/s,级压比为 2.2 ;

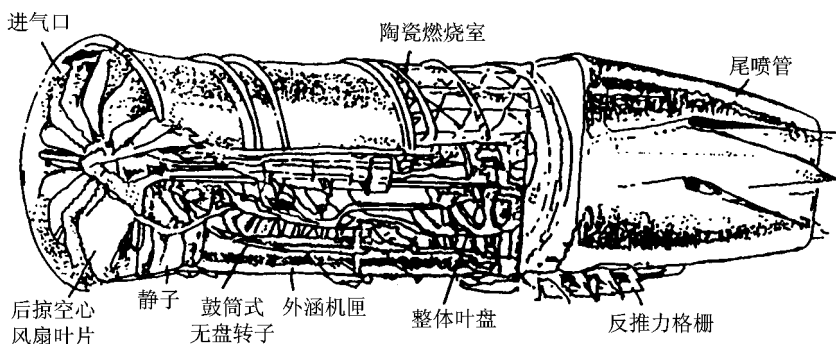


图 1-18 推重比 15~20 战斗机发动机构形

- 压气机由 9 级减为 3 级,第 1 级叶片也带后掠,转子为鼓筒式无盘结构,由钛金属基复合材料制成,与传统结构相比,质量减轻可达 70% ;
- 燃烧室火焰筒材料由耐热合金改为陶瓷基复合材料,运用计算流体力学设计大大减小出口温度分布系数,有可能实现变几何结构 ;
- 高、低压涡轮均为单级,且为对转,在仍采用金属材料的条件下,整体叶盘结构可减质 30%,最终涡轮前温度将高达 $2\,270 \sim 2\,470\text{ K}$,此时将采用陶瓷基复合材料或碳-碳材料 ;
- 由于涡轮进口温度很高,即使以下限 $2\,270\text{ K}$ 计算,发动机单位推力也比 F100 高 70%~80% ;
- 采用全方位矢量喷管,最大落压比将达 90。

据专家对 2000 年先进飞行器概念的预测,装备这种推重比 20 一级发动机的第五代战斗机可以在 21 000 m 高空以马赫数 3~4 作持续巡航 ;在载弹近 1 t 的条件下,作战半径为 1 850 km ;具有隐身和非常规机动能力。

对于先进短距起飞和垂直降落飞机动力装置的主要要求有 :高推重比、小迎风面积、结构紧凑和大空气流量 ;亚声速待机和巡航以及超声速巡航时耗油率低 ;零速或低速下能实施飞行控制,允许压气机大量放气 ;在起飞、降落和机动时可短时加大推力 ;冲击地面的排气温度低,热燃气再吸入少 ;低的可观测性,即排气温度和速度低。

1.1.2 通用技术的发展

航空发动机虽然是飞机的一个分系统,但它自身还包括气动热力学、结构强度、控制与测试、材料和工艺等多种学科和技术。新的航空发动机是建立在这些学科和技术基础上的。为在新世纪初使航空发动机的推重比或功率重量比增加 100%~120%,耗油率下降 30%~50%,也就是说,要用 14~15 年时间取得过去 30~40 年取得的性能成果,必须强化气动热力

学、耐高温轻质量材料和新结构设计及控制技术方面的研究,它们的发展和成果为在保持已达到的可靠性和耐久性水平上大幅度提高发动机性能提供了可靠的技术基础。

美国正在实施的综合化高性能涡轮发动机技术计划按 1995 年、2000 年和 2005 年三个阶段,表 1-4 列出这一计划将实现的新技术。表 1-5 列出该计划的目标和效益。对于战斗机发动机主要目标是推重比提高 100%,耗油率降低 40%,并有低的信号特征。达到马赫数 $Ma > 3$ 的持续飞行能力,对民用发动机,除降低耗油率 30% 外,增大航程、延长寿命、降低寿命期成本及改善维修性也是很重要的。

表 1-4 IHPTET 计划技术发展目标

技术领域	至 1995 年 (阶段 I)	至 2000 年 (阶段 II)	至 2005 年 (阶段 III)
压气机系统	金属基复合材料; 后掠空气动力学; 耐 704 钛/铝化钛; 空心叶片	耐 816 铝化钛/金属基复合材料 (MMC); 刷封 (Brush seal); 纤维增强金属基复合材料; 无盘转子; 三维粘性计算流体动力学设计	耐 982 铝化钛/金属基复合材料; 全复合材料设计; 骨架结构; 最大载荷; 主动稳定
燃烧系统	双头部/双壁火焰筒; 发汗冷却加力燃烧室衬筒; 耐 1 204 的陶瓷; 高温加力燃烧室火焰稳定器/ 喷嘴环	创新的头部方案; 陶瓷基复合材料 (CMC) 加力燃烧室衬筒; 耐 1 538 的陶瓷; 整体式加力燃烧室/喷管; 可变几何燃油喷嘴	可变几何形状流场结构; 一体化设计; 非金属火焰筒; 钛金属基复合材料壳体; 主动燃烧控制
涡轮机	高效冷却; 耐 1 010 涡轮盘超级合金; 高 AN^2 转子; 陶瓷叶片外部气封; 耐 1 149 隔热涂层	改善的冷却效果; 三维粘性计算流体动力学设计; 耐 1 093 金属间化合物纤维增强涡轮盘; 耐 1 371 无冷却非金属; 耐 1 371 隔热涂层	耐 1 538 冷却非金属; 耐 1 371 金属间化合物; 耐 1 649 以上的无冷却非金属; 空气漏泄减少 50%; 轻型静力结构; 复合材料机匣
排气喷管	俯仰推力转向; 复合材料衬筒; 选择冷却; 耐 1 371 ~ 1 538 碳-碳结构	俯仰/偏航推力转向; 铝化钛金属基复合材料结构; 减少冷却; 耐 1 538 陶瓷基复合材料壁板	全方位推力转向; 全复合材料无冷却设计; 耐 982 铝化钛金属基复合材料; 耐 1 538 以上的陶瓷基复合材料/碳-碳
控制系统	耐 316 有机物基复合材料 (OMC)/铝; 耐 190 电子学/光学设备;	耐 399 有机物基复合材料/铝; 耐 260 电子学/光学设备; 耐 260 液压装置/耐 538 电	耐 482 铝/金属基复合材料; 耐 343 的电学/光学设备; 耐 316 ~ 371 液压装置/耐

技术领域	至 1995 年 (阶段 I)	至 2000 年 (阶段 II)	至 2005 年 (阶段 III)
控制系统	耐 190 液压装置/耐 427 电动机械作动装置； 综合飞行和推进控制逻辑/结构； 自适应故障-容限逻辑； 甚高速集成电路控制器	动机械作动装置； 先进的综合飞行和推进控制逻辑/结构； 性能最佳化逻辑； 平行处理控制器	649 电动机械作动装置； 飞行器监控系统逻辑/结构； 降低裕度逻辑； 超可靠控制器
机械系统	耐 204 液体/耐 316 固体 润滑油剂； 轴间轴承/密封装置； 先进阻尼器； 耐 538 有限寿命轴承	耐 316 液体润滑油剂； 先进轴承/密封/齿轮材料； 先进分析工具； 耐 816 有限寿命轴承	耐 371 ~ 427 液体润滑油剂； 先进部件材料； 机械系统综合验证； 高模数轴系
技术验证机 (涡扇/涡喷)	推重比提高 30%； 最高温度提高 167 K； 燃烧室进口温度提高 56 K； 耗油率减少 20%	推重比提高 60%； 最高温度提高 333 K； 燃烧室进口温度提高 111 K； 耗油率减少 30%	推重比提高 100%； 最高温度提高 500 K； 燃烧室进口温度提高 222 K； 耗油率减少 40%
技术验证机 (涡轴/涡桨)	耗油率 (SFC) 减少 20%； 功率重量比提高 40%； 最高温度提高 167 K	耗油率减少 30%； 功率重量比提高 80%； 最高温度提高 333 K	耗油率减少 40%； 功率重量比提高 120%； 最高温度提高 556 K
技术验证机 (一次性使用发动机)	耗油率减少 20%； 单位推力提高 35%； 费用降低 30%； 燃烧室进口温度为 593 K	耗油率减少 30%； 单位推力提高 70%； 费用降低 45%； 燃烧室进口温度为 649 K	耗油率减少 40%； 单位推力提高 100%； 费用降低 60%； 燃烧室进口温度为 760 K

表 1-5 IHPTET 计划的目标和效益

发动机	目 标	效 益
战斗机攻击机用	推重比提高 100% 耗油率降低 40% 低信号特征	Ma > 3 持续飞行能力 装备超声速垂直短距起落飞机 航程、续航时间、有效载荷提高 100% 提高生存力
直升机用	耗油率降低 40% 功率重量比提高 120%	航程和有效载荷提高 100%
巡航导弹用	耗油率降低 40% 单位推力提高 100% 零件数量减少	空中发射的巡航导弹具有洲际航程 高速飞行 成本降低 60%
民航机运输机用	耗油率降低 30% 零件数量减少	增大航程和有效载荷 延长寿命 降低寿命期费用 改善维修性

1. 气动热力学

① 内流计算流体热力学近年来获得深入发展。它通过求解发动机各部件中的质量、动量和热交换过程给出发动机内所进行的物理和化学过程的深入了解及其主要参数的定量预测。内流计算流体动力学 CFD、计算燃烧动力学 CCD 和数值传热学 NHT 用于求解发动机各部件内的质量、动量和热交换过程,给出了定量预估。这种研究包括物理模型、算法、数值模拟技术、网络结构及生成、编码方法和图解算法。先进国家业已把内流计算作为一项重要设计手段运用于发动机研制。这种方法的开发大大加速了发动机发展步伐,节省了研制费用。

目前,三维、有粘和定常紊流计算已在进气道、风扇、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管设计改进中获得应用。预计 2005 年可以突破非定常、有粘、三维和紊流化学反应流的数值模拟。发动机各部件的性能计算一直沿用一维模型(定常、非定常)。对于风扇、压气机和涡轮、二维和三维、有粘、定常和非定常流的数值分析程序已用于工程设计。

② 压气机和风扇的设计是继续提高流通能力、叶尖切线速度和平均级负荷。其方法是减小轮毂比 d 和提高气流轴向马赫数 Ma_a 。目前,风扇采用的 d 为 0.34 和 Ma_a 为 0.631 将分别变为 0.31 和 0.65 ~ 0.67。风扇和压气机叶尖切线速度由目前的 410 m/s 和 450 m/s 分别变为 550 ~ 600 m/s。通过三维气动设计又可使扩散因子提高 0.07。高通流、高级压比可以采用低展弦比、后掠叶片转子和前掠叶片静子。预计两级风扇可达到压比 4.5 ~ 4.7, 3 级压气机可达压比 5.3 ~ 5.6。

③ 对于战斗机发动机,未来总压比仍将保持在 25 ~ 30 左右,燃烧室进口温度和压力变化不大。而燃烧室温升从推重比 8 和 10 对应的 530 和 780 分别逐步提高到 1 130 和 1 230 。正在研制的先进燃烧室采用双旋流空气雾化喷嘴或带旋流的预混喷嘴,头部采用强旋流强化气流混合以提高燃烧效率和获得更均匀的温度分布。浮壁式火焰筒和多斜孔冷却结构已获得应用。用陶瓷纤维、碳纤维增强的陶瓷基复合材料和碳-碳复合材料正被试验用作火焰筒材料。

④ 推重比 10 发动机的涡轮前温度已达 1 577 ~ 1 677 ,且高、低压涡轮均为单级。采用多通道、强迫对流加气膜的复合冷却,表面加隔热涂层,总隔热效果可达 230 ~ 330 。采用 Lamilloy 材料制的超级冷却叶片,在涡轮进口温度 1 649 下比常规冷却结构少用 30% ~ 40% 冷却空气。采用整体叶盘结构,涡轮质量可减轻 25% ~ 30%。进一步提高温度进口温度则必须采用陶瓷复合材料或碳-碳材料。

⑤ 加力燃烧室目前已实现了可靠软点火,在宽飞行包线内稳定工作、大范围调节推力。20 世纪 90 年代,加力燃烧室出口温度已达 1 777 ~ 1 877 ,进一步还将提高 200 以上,该温度已接近燃烧的最高温度。先进加力燃烧室采用扩压器、混合器和火焰稳定器一体化设计,这减少了加力室长度和扩压器内气流分离,又利于组织内、外涵加力燃烧。EJ200 和 MB8 发动机采用多根径向稳定器和单圈环形稳定器组合,内、外涵分别加力,其堵塞比小、对流场畸变不

敏感,有利于内外涵混合和相互支持。碳-碳材料将在加力室部分高温构件上采用。

⑥ 矢量推力喷管不仅为飞机提供推力,而且为飞机俯仰、偏航、横滚和反推力提供推力。采用矢量喷管使飞机具有超敏捷性、短距起落和隐身能力,因而矢量推进正成为所有未来战斗机的基本要求和标准要求。

二维矢量喷管能改善大迎角和低动压条件下的机动性和操纵性,降低亚声速和跨声速下的尾部阻力,可大角度俯冲,提高投射武器精度,有利于降低红外和雷达信号特性,大大缩短起落滑跑距离。F119 已采用了二维矢量喷管。

通用电气公司和普·惠公司还进行了轴对称俯仰/偏航矢量喷管的研究,这种喷管能提供更大的偏航矢量推力。该喷管通过操纵机构使喷管出口调节片可在周向 360° 范围内偏转 $17^\circ \sim 20^\circ$ 。美国还在研究一种多功能矢量喷管。这种喷管的收敛段呈球面状,出口呈矩形,其气动性能优于轴对称喷管,质量比二维喷管轻 40%。全尺寸喷管已在进行试验。

2. 结构强度学科

用于发动机结构强度分析的主要方法包括概率分析和设计、非线性材料性质、符号逻辑、复合材料微观机理、气动弹性、复合材料的疲劳与断裂、寿命预估和非破坏鉴定等。

概率分析法综合了载荷、部件几何、材料性质和环境条件进行统计分析和风险评估。结构动力学采用分析和试验相结合的方法来确定发动机的性能极限。截至 2000 年叶片频率分析误差小于 5%。运用材料本构模型、累积损伤模型、复合材料力学和集总有限结构法可进行综合分析。

热端技术 (HOST) 是 NASA (美国国家航空航天局) 在 20 世纪 80 年代进行的一项发动机热端部件的多学科研究计划,其主要包括:随时间变化的热/机械载荷模型、部件特性的自动几何模拟和求解方法、先进的非弹性本构模型、高温试验技术、三维非线性结构分析程序和边界元应力技术程序等,用以精确、有效计算燃烧部件和涡轮。

发动机结构仿真器是一种新型仿真系统。它能从叶片到全台发动机实现多层次的优化结构性能,如应力、应变、振动、寿命、质量、可靠性和成本等。图 9-50 示出推进系统数值仿真试验台 (NPSS)。应用 NPSS 能使发动机研制时间和费用减少 25% ~ 40%。

损伤容限法是指发动机构件在规定使用期间抵抗由于存在裂纹、缺陷和其他损伤而导致破坏的能力。有两种方法:其一为“因故退役”,适用于现役盘件;其二为损伤容限设计,适用于新盘件设计。在损伤容限设计中考虑的有断裂危险件、初始裂纹长度、剩余强度、间隙检查和裂纹扩展。损伤容限不同于以前使用初始裂纹为依据的设计方法,它考虑了以剩余寿命计算为基础的断裂力学和寿命期成本分析,目前已成为发动机主要强度设计方法。

3. 材料技术

发动机材料是发动机发展的关键技术之一。21 世纪初,发动机推重比比 20 世纪 90 年代

将进一步明显提高,涡轮前温度将接近油气最佳混合燃烧温度(约 2 200)。这些目标的实现必将取决于先进聚合物基复合材料(PMC)、金属基复合材料(MMC/IMC)、陶瓷基复合材料(CMC)及碳-碳基复合材料(C-C)的研究开发成果。

图 1-19 示出涡轮叶片合金的发展历程。高温合金的改进,使其使用温度提高到 1 000 以上。将先进冷却技术和精铸工艺相结合可使涡轮前温度提高到 1 400 以上。

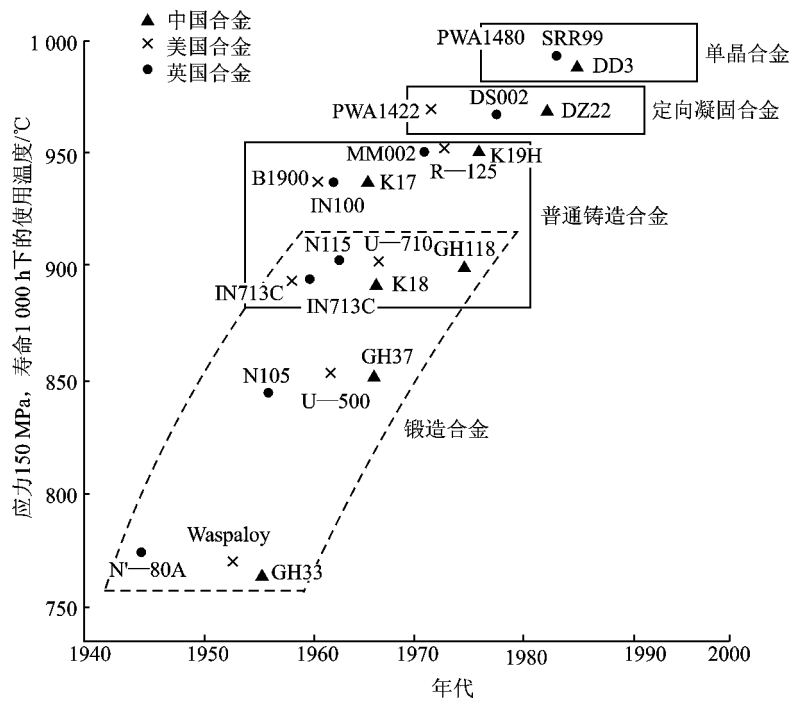


图 1-19 涡轮叶片合金的发展历程

单晶合金在延长发动机涡轮叶片寿命方面具有明显作用。美国 PWA1480 单晶合金应用于多个机种。单晶合金具有较高的高温蠕变/疲劳强度,并能减少对晶界蠕变、腐蚀和氧化的敏感性。

涡轮盘采用粉末冶金及细晶铸造。采用热等静压后铸造工艺能使盘零件显微组织均匀。细晶铸造时,晶粒可达 170 个/mm² (常规铸造为 1 个/mm²) ;低循环疲劳强度可达 35 000 次,常规工艺仅为 20 000 次。

钛合金在较高温度下仍有较高的比强度,可用在压气机盘和叶片等。高性能军用涡扇发动机和先进民用发动机的材料中采用高强度钛合金百分比的一般占 20% ~ 30%。F100 发动机用钛量高达 38%。

高性能发动机所要求的材料由当前水平 Ti (425)发展到 647 ~ 981 ,2 ~ 3 倍比强度,

主要候选材料为 Ti - Al 复合材料、玻璃复合材料及高温 Al。

对热端部件由当前 Ni、CO (1 036) 发展到采用冷却的 1 480 ,无冷却的 1 647 ~ 2 203 ,3 ~5 倍比强度,主要候选材料为陶瓷、C - C 复合材料等。

21 世纪材料的发展如表 1 - 6 所列。到 2005 年压气机将全部采用复合材料设计 燃烧室采用 Ti 金属基复合材料机匣,非金属材料火焰筒 涡轮采用耐 1 538 冷却非金属,喷管采用全复合材料设计,陶瓷基和 C - C 材料。

表 1 - 6 高性能发动机综合发展计划中的新材料及其应用

材 料	温度极限 /K	应用示例	阶 段
有机基复合材料	650	轻质量压气机	1995 年
铝基复合材料	735	轻质量压气机	1995 年
Ti 合金,Ti - Al 化合物 Ti 和 Ti - Al 基复合材料	1 235	压气机后端	1995 年
Ni /Al 金属间化合物 Ni - Al 基复合材料	1 450	取代镍合金	2000 年
Nb 难熔合金 难熔合金基复合材料	1 735	低冷却涡轮	2000 年
SiC 和 Si ₃ N ₄	1 900	燃烧室部件,导向器	2000 年
陶瓷复合材料 陶瓷复合材料和 C - C 复合材料	1 900 +	陶瓷转动部件 无冷喷管	2005 年

4. 控制系统

到 21 世纪初,发动机控制参数增加到 20 个。随着操纵性要求的提高和高涵道比发动机以及高性能加力燃烧室的发展,明显地增加了发动机控制系统的复杂性。液压式控制系统的笨重、昂贵和复杂越来越不适应高性能的需要,而是要求使用成本低、质量轻、能高精度控制的系统。目前,许多先进发动机都已采用了数字式电子控制系统,如 RB211、奥林巴斯 593、F100、F404、M88、EJ200 和 PW4000 等。中、小型发动机和涡轴发动机也部分采用或正在研究数字式电子控制系统。

表 1 - 7 列出电子控制系统在发动机上的发展过程。极限控制是控制飞行高度、飞行速度、发动机排气温度、风扇转速等不超过规定值,主要是液压式控制系统,并且不配备裕度系统。

监控系统包括极限控制功能、基本控制依赖液压,而由微调控制装置做精确最佳调节。例如 F100 发动机的数字电子控制系统,它具有自诊断能力。

表 1-7 几种控制方式的相对比较

	液压机械式	液压机械式 + 数字电子式	主数字电子式 液压机械式	全权数字电子式
质量/kg	基准	+ 31.78 *	+ 40.86	- 7.26
控制可靠性/(空中停车次数 · 百万飞行小时 ⁻¹)	10	11	4	4
延迟/(消除 · 百万飞行小时 ⁻¹)	34	38	1	13
维护性/(维修时间 · 飞行时间 ⁻¹)	0.012	0.014	1.000	0.003
寿命期成本比	1.00	1.39	1.59	1.00
操纵性(次序) (数字越小表示越好)	4	3	2	1

*：“+”号表示比基准的液压机械式质量大了 31.78 kg；“-”号表示质量减小。

混合式控制是主燃油调节及对发动机有致命影响的(如可调静子叶片)即采用液压式控制系统,其中加力燃油和喷口面积、风扇进口导叶位置采用电调。

① 全权数字式电子控制系统是依靠电子控制装置进行发动机控制的全部运算,分为模拟式和数字式。数字式电子控制系统能按逻辑调节实现所定的控制规律 在全部飞行包线内,能发挥发动机的最佳工作能力 改善发动机启动和加速性 减少调节运转时间 实现慢车转速闭环规律和抽气最佳化以及与飞机的自动油门相结合来减少耗油率。又由于采用了备用系统及故障诊断以修复及处理程序,因此采用全权数字控制系统能够得到高的适航可靠性。

F100 的改型 F100—PW—220 发动机于 20 世纪 80 年代中期安装使用了带有机液液压备份的第一代全权数字电子控制系统,使发动机能在变化的飞行条件下连续调节其压比,精确地控制推力和稳定性裕度,还具有故障检测和监控能力,发动机油门杆运动不受限制,也不会发生喘振。1991 年初,改进型 F100—PW—229 装备了第二代全权数字电子系统,其功能更全,并可通过计算机与飞机直接交联,从而充分发挥推力潜力和改善耐久性。表 1-7 列出几种控制方式的性能对比。

② 第三代全权数字电子控制系统无机液液压备份。该系统具有双-双裕度和容错能力,对发动机实行故障诊断和处理,并能根据飞机推进系统一体化来确定发动机最佳工作参数。第四代战斗机(F-22)发动机、欧洲发动机公司的 V2500 发动机、EJ200 发动机均采用第三代全权数字电子控制系统。F119 采用三元矢量推力喷管,控制参数达 12~13 个。对可靠性和维修性要求是:任务中断率 < (50/10⁶ h);平均非定期维修间隔时间 700~800 h。

③ 发动机控制系统的发展是实施一项未来先进控制技术研究(FACTS)计划以支持

IHPTET。FACTS 分三个阶段实现控制系统技术目标,如表 1-8 所列。表中质量指控制系统本身质量,耗油率和推力是对发动机性能的影响,温度是控制系统能承受的环境温度,成本是控制系统本身的成本。

表 1-8 控制系统技术目标

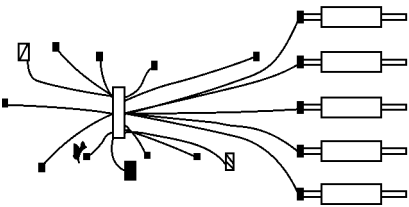
阶 段	涡喷/涡扇发动机			短寿命发动机			涡桨/涡轴发动机		
	质 量	耗油率/推力	温度/	质 量	成 本	温度/	质 量	耗油率/功率	温度/
基 准									
第 1 阶段	- 20%	- 2 / +3%	+56	- 20%	- 30%	+111	- 20%	- 2 / +3%	+28
第 2 阶段	- 35%	- 3 / +5%	+139	- 35%	- 50%	+222	- 35%	- 3 / +5%	+83
第 3 阶段	- 50%	- 5 / +10%	+222	- 50%	- 60%	+333	- 50%	- 5 / +10%	+111

航空发动机控制系统的改进主要集中在以下几方面。

- ① 显著地减轻控制系统质量,对涡扇、涡喷发动机来说,质量减少 20% ~ 50% 因此,应采用先进的轻质材料和一体化系统,以大大减轻控制系统的质量。
- ② 提高发动机性能(如推力和耗油率),这应通过发展先进的发动机控制方法和逻辑进一步提高发动机系统性能。
- ③ 改善控制系统的可靠性和对恶劣环境的容限(如温度、振动、电磁干扰和电脉冲等)。
- ④ 当前,先进发动机控制系统采用集中式冗余全权数字电子控制(FADEC) 处理机。全部控制程序处理、冗余管理以及输入输出信号调节都由全权数字电子控制系统完成,主要部件之一是导线和接插件。

未来控制系统是采用高度分布式,其特点是安装一种多冗余数字处理机,作为飞机和主发动机控制器的接口,如图 1-20 所示。控制器将利用装在发动机上的精巧传感器和制动器,通过一个冗余高速光纤数据母线与发动机控制器进行通信。采用分布式控制系统,可减少控制系统的复杂性。改善维护性和可靠性。采用这种控制方法,可使全权数字电子控制系统成为一个发动机的标准通用处理模块,并可大大降低成本。

当前发动机控制系统



未来发动机控制系统

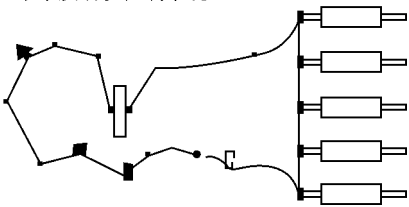


图 1-20 当前和未来发动机控制系统

5. 试验和测试技术

航空发动机向高推重比发展和内流计算流体热力学的广泛工程应用,对发动机试验和测试技术提出了新要求,发生新变化。主要包括以下几方面。

① 分析-试验一体化是发展方向。通过试验结果修正分析模型,通过分析预测试验结果和修正试验方案。经过多次反复修正,使分析与试验结果相吻合,这样得到的分析和试验结果有更高的一致性,更可信、可靠。同时,所得到的分析模型可以有效地用于类似方案分析,提高分析精度,减少试验工作量。

② 计算技术的发展,在一定程度上减少发动机研制试验的工作量,相应提高了试验验证要求,并且随着流动分析的深入,更需要发展精密、无干涉测量技术。

③ 建立高技术试验系统是研制高性能航空发动机的关键技术之一。如阿诺德 ASTF 推进系统高空模拟试车台将数据采集、处理、显示、分析及控制综合为一体 模拟机动飞行的发动机机动载荷模拟器 装有高精度测试仪器的飞行试验台 环境综合模拟试验系统 全自动化试车台以及动态试验设备和测试系统等。

④ 广泛采用仿真技术和多媒体技术,实现数字化、智能化和网络化。

⑤ 发展加速试车技术和飞行加速模拟试验设备。研制飞行试验自动化综合数据系统 实现试验和计算数据可视化。

⑥ 建立发动机试验数据库、试验程序库、仿真建模库、试验网络库和故障分析库等。

⑦ 发展光纤传感器、红外传感器、复合多功能传感器、叶尖间隙传感器、数字化传感器和智能传感器。传感器应具有高灵敏度、高精度、高可靠性及高环境适应性。微型计算机与传感器相结合将达到自动校正、自诊断和智能化。

本书将全面论述航空发动机试验与测试技术,包括试验基础知识、整体试验和部件试验、发动机可靠性试验、飞行试验和动态试验 发动机测试系统、试验技术的发展和仿真、发动机用传感器和各种发动机的试验特点。重点地论述发动机主要试验、设备、方法及其发展趋势。

1.2 发动机研制和发展对试验技术的要求

一种新型号发动机总体性能设计、总体结构设计、部件研制和调试、发动机各系统设计(如防冰系统、控制系统、燃油系统、点火系统、润滑系统、液压和气动系统、启动系统、空气系统、喷液系统、附件传动系统以及推力转向系统、操纵系统、漏油系统、防火系统和测试监控系统)都离不开试验。发动机研制中要经过大量的部件、材料、整机、地面模拟和飞行试验模拟才能确定发动机的性能、耐久性和操纵性。相邻部件的相互影响、外界条件变更引起的发动机性能和稳定性的改变,主要是靠试验确定。试验不仅是必要的,而且随航空发动机的发展,要求试验技术和设备应随之不断提高和发展。新机的水平很大程度上取决于试验设备及试验和

测试技术的水平。

据统计,一台航空发动机由 2~3 万或更多的零件组成。研制工作一般需要做 10 万小时部件试验,4 万小时材料试验,1 万小时整机试车。先进发动机试验还远远超过这些数字。在发动机改进发展期间,部件和系统试验是一个重要方面。美国 F100 发动机发展期间,总试验时数约为 18 000 h,其中地面试验时数为 12 000 h,而部件试验占地面试验时数的 40% 以上。F404 发动机试验总时数为 19 000 h,地面试验时数为 14 000 h,部件试验时间占地面试验时数的 50%。由此可见,国外在发动机研制全过程中,几乎有 1/3 时间用在部件试验上。

重大的设备在发动机研发中起了关键作用。美国阿诺德工程发展中心在 1977 年建立的高空模拟试验台于 1982 年投入使用,它对高性能发动机实现突破超声速领域起了决定性作用。

1.2.1 试验的必要性

航空发动机试验的必要性主要表现在以下几方面。

① 获取用理论计算不可能得到的技术数据。例如,确定压气机和涡轮叶片的自振振型和自振频率,作用在发动机元件上的振动载荷,压气机稳定工作边界和容忍进气畸变的能力,发动机过渡过程的性能参数,空中工作特性参数和机动飞行中载荷的确定等。

② 为了适应现役机种提高推力、降低油耗、提高机动性、可靠性和耐久性的要求,就必须通过试验来探索某种改进的可能性和有效途径。

③ 为了查明外部作用对发动机主要技术参数的影响,在发动机上各个部件相互关联、相互影响的情况下,外部作用会引起发动机气动力、强度和使用性能变化的二次效应。诸如飞鸟、杂物和雨滴进入进气道,结冰,大角度俯冲造成的过载,飞行员急收油门造成的燃烧室极大贫油等都必须通过试验来检验其对发动机各种性能的影响。

④ 检查和修正用计算方法算得的特性和参数,验证发动机设计和生产工艺修改的效果。当通过试验发现录取的特性和参数不符合技术要求时,便随时调整发动机。

⑤ 在批量生产发动机中,按验收标准规程检验各个组件、部件及整台发动机的质量是否达到技术要求。在考查发动机耐久性和长期工作后性能的稳定性中,通过等效加速试车和一定时数的寿命试验及循环次数试验来确定发动机实际可靠性和工作能力。

⑥ 新机研制中通过大量的新材料试验、创新部件可行性试验、核心机和验证机试验来最终确定新机的设计、技术指标和综合实施的可能性。其中以核心机为基础衍生发展各类发动机是当今新机研发的有效途径。核心机-验证机匹配试验,考查各部件的工作协调性是其主要目的。又例如,通过试验确定陶瓷基复合材料 CMC、碳-碳复合材料 C-C 和金属基复合材料 MMC 等的弯曲和拉伸强度、裂纹扩展速率、高温工作稳定性、界面抗氧化性和抗振性;采用新制造工艺(如扩散焊连接、超塑成形工艺、复合冷却的 CAD 和绘制、照相-腐蚀、激光和电子束

工艺、整体转子/机匣的制坯、精铸、热等静压和快速凝固等)制造的零部件都必须在部件试验器和台架上进行试验考核,考查加工方法的适用性,测量主要性能参数在采用新工艺下的变化,采用主动间隙控制、状态监控诊断、最佳性能调节以及控制稳定工作边界等,都必须进行自动调节系统与发动机的匹配试验。

⑦ 航空发动机研制费用高,研发周期长,发展试验和测试技术意义重大。据统计,F100 发动机于 1973 年定型时其研制费为 4.5 亿美元。至 1984 年改进费达 6.65 亿美元。美国 20 世纪 90 年代发动机(战斗机)型号发展费为 12.5 亿美元。目前,一台大型航空发动机研制费约为 20 亿美元。其中各种试验费用,诸如整机、部件、地面模拟和试飞等费用占相当的比例。因此,改进试验方法,提高测试技术水平,对发动机研发是降低费用的重要部分。

另一问题是航空发动机的研发周期长。F100 自 1973 年定型,出现可靠性问题后经改进达到其成熟期共经历了 20 年时间;AJI-31 发动机 10 余年间共使用 51 台发动机,台架试车累计达 16 625 h,试飞 6 225 h,还装于 90 年代的苏-35 飞机,其改进和发展仍在进行。

其他机种,如 JT9D、CF6、PW2000、CFM56 和 V2500 发动机的研发均由于技术难度大、高度复杂、部件预研和试验均提前 20 年进行,因此,改进试验方法也有利于缩短发动机研发周期。

⑧ 发动机的一体化研发方法,即从方案设计到外场采购发动机的整个寿命期内,包括设计、计划、试验、加工、方案改进以及产品验收等均从使用观点进行权衡设计和试验,并要求更有效的试验方法,获得可靠的测试结果和数据,从而获得具有最佳性能、可靠性和维修性的发动机。因此,高水平的试验和测试技术是十分必要的。

各种航空发动机的研发迫使试验和测试技术必须适应这一要求。性能、可靠性和经济性的综合权衡要求试验和测试技术不断改进、不断完善及发展。当今和未来对先进发动机的需求量将不断增加,因此对提高推重比、降低耗油率、低维修费用、低噪声、低有害排放物、多状态最佳性能参数、适应恶劣使用条件以及高可靠性和高操纵性的发动机研究越来越深入。动态测量、试验和计算数据可视化、试验仿真要求试验和测试技术进入现代化以及综合化的发展阶段,这亦是研发先进发动机的必要条件。

1.2.2 试验技术和设备的发展

航空发动机的研制和发展使试验技术经历了性能试验、操纵性试验和可靠性试验三个发展过程。其各项试验的发展途径主要包括以下几方面。

① 探讨适应新特性要求的试验方法,或研究新条件下发动机的特性。诸如变循环发动机全尺寸试验,暴雨条件下断开滑油系统的自转状态试验,燃油中断试验,在 1 600 以上的高涡轮进口温度下试验发动机。

② 寻求并选择比较完善和经济的试验方法。诸如试验条件尽量接近实际使用条件,多任

务试验,在几何尺寸、气动参数或按时间都成比例的模型试验(如降压降流量的燃烧室扇形段试验)。

③ 建立和发展受损程度等效而时间明显缩短的加速任务试验(AMT)方法。

④ 建立典型试验方法。诸如按热力学参数偏差诊断发动机法,动态畸变模拟方法,使用条件模拟方法。

⑤ 发动机试验和综合诊断的一体化、自动化及实时处理。

⑥ 研究和发展不影响所研究过程的非接触测量法。诸如采用激光全息摄影技术观测风扇叶片通道内激波、涡流、尾迹、激波与附面层的相互作用及分离后的附面层,激光感生荧光测温,相干反斯托克斯喇曼光谱(CARS)测温技术,激光多普勒测速技术,相位多普勒粒子分析技术等。

⑦ 建立规模大、水平高的试验设备。诸如投资巨大的高空模拟试验设备,全压全流量环形燃烧室试验系统,发动机机动载荷模拟试验器,全自动化试车台,计算机控制的动态模拟试验器,综合环境试验系统,特种试验设备(侧风、噪声、投鸟、反推力、盘和叶片破裂、冷启动、防冰和防腐试验等),核心机低循环疲劳试验系统、高度现代化的发动机飞行试验台及进行三维流场研究的先进设备等。

⑧ 采用新设计方案、控制系统的试验。诸如采用主动间隙控制提高发动机循环效率、降低耗油率的试验(控制部件试验、振动试验、高能X射线瞬态/持久试验、高空性能模拟试验和性能恶化试验等),采用三维喷管抑制红外辐射试验,推力矢量喷管提高飞机机动性试验,高稳定的发动机控制系统试验等。

⑨ 发动机状态监控和诊断功能试验等。

上述试验和设备的发展均与发动机研制发展密切相关。例如,美国超声速飞机发动机发展速度很快,其重要原因之一即及时兴建了高空模拟试验设备。因为亚声速发动机一般是在高度低于13 000 m、速度小于900 km/h的条件下工作。因此,亚声速发动机可以用无因次相似原理,只做部件的高空模拟试验和整台发动机地面静态试车,就可以比较准确地推算出它在飞行条件下的性能。在强度上,亚声速发动机最严重的温度和应力条件在起飞状态,故只要通过地面试车即可保证强度。但超声速发动机的工作高度可大于25 000 m,飞行马赫数大于2,工作范围很宽。发动机在高空和地面、超声速和亚声速条件下的工作相差很大,很难通过部件的高空模拟试验和静态试车来估计超声速发动机的飞行性能。

又例如普·惠公司和GE公司在实现先进高压涡轮设计中把有关载荷、流量系数、反力度、展弦比和叶片转角等全部参数都体现在当代发动机和研制机实际设计使用范围内。除了采用先进的三维设计技术外,还高度重视先进试验设备和测试技术的发展和运用。新近在宾夕法尼亚州立大学涡轮机实验室建立了用于三维流场研究的试验设备和测试系统。该设备直径91.66 cm、轮毂比0.73,流道中装有扰流器,23片导向叶片和29片转子叶片,其后是出口导向叶片。导向叶片和转子叶片上装有快速响应压力、切向应力和速度的探头及大量测试仪表,

采用流动显形和激光多普勒测速仪测量,能详细测量导向器尾流、转子尾流和附面层。采用 150 信道滑环装置把转子数据传输给固定测量系统。该设备能研究三维非稳定/稳定、粘性流动流场、转子-静子相互影响、叶尖间隙、二次旋转涡轮、马蹄涡形成及漩涡迁移等。

例 3 是机动性很大的飞机的机动载荷,往往要比目前飞机经受的机动载荷大 50%。这不仅要求提高发动机的推重比,而且也要求其结构完整性要远远超过目前发动机的水平。静态试验只能提供充足的数据来评定发动机的静态性能,而飞机机动载荷对发动机的影响却知道得很少,只能靠飞行试验获得有限的分析数据。因此,研制模拟机动飞行的载荷模拟器和建立分析方法是十分必要的。美国于 20 世纪 80 年代投资 1 700 万美元建成这一设备。它与高空模拟试验设备一起确保了美国在发动机研制方面的世界领先地位。该设备能在地面上准确验证发动机在实际飞行状态下结构的完整性。

1.2.3 发动机典型试验项目及说明

航空发动机试验是使其能够得到不断发展的基础。一种新型号发动机的投入使用,意味着要进行十几万小时的试验。研制经验表明,试验所耗费的时间约占总研制时间的 70% 以上。

随着性能、可靠性、适航性和维修性要求的不断提高,新的试验项目亦在日益增加,而这些新试验的种种要求,将反映各类规范之间的更合理的平衡。军用和民用发动机发展和定型试验可分为三大类:

- 性能试验;
- 操纵性试验;
- 耐久性试验。

性能试验通常测定特定设计条件下的推力、空气流量和燃油流量,这些参数直接影响航程、有效载荷和机动性。操纵性为对油门和发动机进口条件变化的响应。这一特性主要与带加力燃烧室的发动机调节系统及其性能有关。耐久性包括诸如低循环疲劳寿命、应力断裂或蠕变寿命、抗外来物破坏的能力以及机械结构方面的问题。

通常,这三类试验具有同样重要性。但试验的类型各有所侧重。例如,运输机的使用费用很大程度上取决于耗油率。因此,运输机发动机很可能侧重于提高性能和耐久性。战斗机依赖于发动机在宽广的工作状态范围内平稳的操纵性和灵敏性,在这种情况下,操纵性会更加受到重视。然而,必须认识到耐久性的必要性,如果一台发动机经常进行修理和维护,即使发动机的效率高、操纵性好也毫无意义。

从研制发动机的难易程度来讲,机械可靠性是最难的,其次是性能。在性能方面,降低耗油率又是竞争特别激烈的。未来发动机排放物达到规定要求也是一个深入研究的课题。图 1-21 示出发动机各项技术要求研制难度的比较。

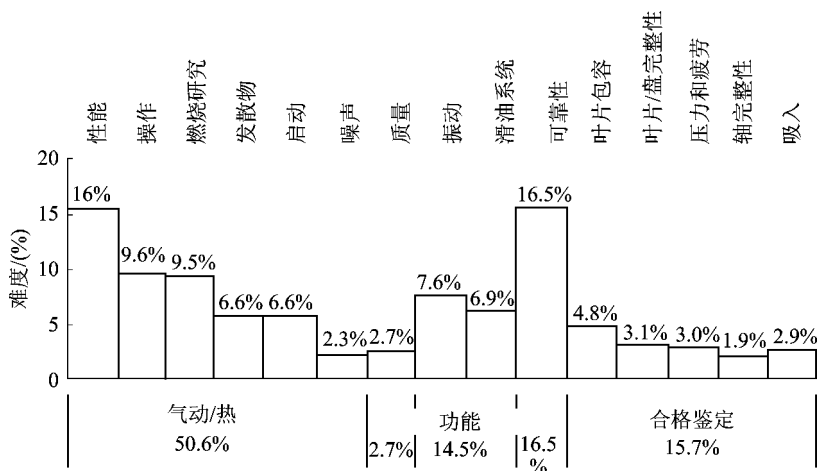


图 1-21 航空发动机相对的研制难度

新发动机定型试验可以分为六个方面,其各方面的具体试验如表 1-9 所列。

表 1-9 新发动机定型试验项目

名 称	主 要 项 目
可靠性试验	(1) 试车检查;(2) 振动试车;(3) 发动机校准;(4) 长期试车,25 个阶段×6 小时/阶段;(5) 启动试验;(6) 发动机重新校准;(7) 发动机分解检查后再装配试车
结构完整性试验	(1) 压力试验;(2) 转子结构完整性试验,转子超温、超转试验、盘破裂试验;(3) 零部件及整机低循环疲劳试验;(4) 叶片包容性试验;(5) 静载荷试验;(6) 振动及应力试验;(7) 整机回转模拟扭矩力矩试验;(8) 涡轮盘、轴试验;(9) 热试车;(10) 压气机喘振裕度试验
高空试验	(1) 高空发动机校准;(2) 高空功能试验;(3) 高空启动和再启动试验;(4) 进气道畸变试验;(6) 高空风车试验
环境试验	(1) 低温、高温启动和加速试验;(2) 结冰试验;(3) 腐蚀敏感性试验;(4) 吞鸟试验;(5) 外物击伤试验;(6) 吞砂灰试验;(7) 吞水试验;(8) 武器排烟试验;(9) 噪声分析;(10) 排气污染;(11) 在核爆炸后幸存能力试验
附件试验	(1) 附件校准;(2) 模拟工作条件附件循环试验;(3) 老化试验;(4) 高温试验;(5) 室温长期试验;(6) 低温试验;(7) 燃油泵空穴试验;(8) 附件重新校准;(9) 滑油箱试验;(10) 附件传动-功率引出试验;(11) 发电机试验;(12) 热交换器试验;(13) 防火试验;(14) 液压系统试验;(15) 振动试验;(16) 电器附件环境试验,包括潮湿防霉菌腐蚀、防爆、防尘、冲击、点火积炭、浸水和电磁干扰等试验
其他试验	(1) 性能换算因子验证试验;(2) 替代燃油试验;(3) 应急燃油试验;(4) 发动机散热及滑油冷却试验;(5) 滑油中断试验;(6) 抽气试验;(7) 启动扭矩试验;(8) 飞行姿态试验;(9) 雷达横截面测定;(10) 红外辐射试验;(11) 发动机电源损坏试验

值得说明的是,目前,各国航空发动机可靠性和适航性定型鉴定,基本都采用 150 h 或 60 h 耐久性试车。这种试车由若干阶段组成,每阶段为若干小时(如 6 h),并分几个循环。试车程序在型号规范中规定。在新机研制中,要用新发动机试验若干次,直至通过国家规定试车为止。

20 世纪 80 年代加速任务试验方法的逐渐完善,明显地减少发动机试车时间、合理地反映了发动机使用任务、任务混频并着重保持了重要的应力循环或温度循环,因此在先进国家发动机研制中获得较广泛的应用。耐久性试车和加速任务试验主要目的是鉴定规范所要求的性能、使用极限、启动和加速性、抽气、低循环疲劳和适航性要求。

结构完整性试验主要是为了保证发动机的可靠性和寿命。

高空试验的主要目的是对发动机的高空性能进行鉴定,特别是对飞行包线边界点,测得的稳定状态、过渡状态和启动特性均应符合规范要求 在规定的进气道畸变状态下能正常运行。

高涵道比民用发动机于 20 世纪 80 年代末投入使用,在贯彻结构完整性设计中实现了性能和可靠性综合设计。例如,V2500 发动机的风扇采用宽弦无凸肩叶片;10 级高压压比达 16,多变效率达 0.91,喘振裕度达 30%。燃烧室采用精铸瓦片式内壁板,即浮壁式火焰筒,耐高温及易维修。涡轮采用三维气动设计,高压滑轮效率达 0.902,低压涡轮效率达 0.903,主动间隙控制,单晶气冷叶片,有热障涂层的导向叶片。全权数字式电子控制器,改善性能,提高可靠性,减轻质量,具有良好的经济性;V2500 于 1992 年取得适航证。在采用这些先进技术下进行了大量部件试验,诸如提高压气机喘振裕度试验、间隙测量、三维高温涡轮出口流场测量、浮壁火焰筒试验和温场调试、先进冷却技术试验研究、数字式控制器功能试验等。表 1-10 列出发展性部件主要试验。

表 1-10 发展性部件试验

部件名称	试验内容	说 明
压 气 机	(1) 进行压比达 12:1 的五级压气机试验验证 (2) 单级压气机试验验证 (3) 离心压气机与效率相当的轴流压气机的试验验证 (4) 滞止失速试验 (5) 高叶尖速度风扇试验 (6) 大流量引气压气机试验验证	保证压气机工作效率和保证喘振边界不变的同时,减少压气机级数、叶片数目,增加级载荷,采用粉末冶金材料,提高工作转速

部件名称	试验内容	说 明
燃 烧 室	(1) 瓦片式燃烧室试验验证 (2) 高温多孔层板式燃烧室试验及其耐久性验证 (3) 高马赫数燃烧室的试验 (4) 温度场调试技术 (5) 燃用代换燃料、降低耗油率试验	研究低循环疲劳寿命高 2~4 倍的火焰筒、改进冷却方式、减少排放物、提高温度场的均匀度
涡 轮	(6) 减少排放物的试验研究 (1) 高温涡轮试验 (2) 小展弦比冷却涡轮的试验 (3) 变几何涡轮试验 (4) 三维气动设计/传热的验证试验 (5) 10 000 次循环的涡轮鉴定试验 (6) 先进冷却技术试验研究 (7) 陶瓷材料的应用试验	研制提高耐久性达 3 倍效率高 10% 的变几何涡轮,研究气动-传热冷却体系和陶瓷材料
调节系统	数字式调节器功能试验	实现复杂调节,充分发挥发动机性能潜力

1.2.4 试验方法的发展

1. 性能试验

目前的试验设备和测试技术对于确定发动机总性能是足够的。为了确定和改进各种发动机对于特定部件的性能要求,应进行更详细的发展试验;另一方面降低耗油率已成为研制发动机更为重要的技术目标。因此,性能试验发展的重点为:

① 影响耗油率诸因素的试验研究,减少污染排放物的新型结构燃烧室试验,主动间隙控制,高效率压气机和涡轮,减少冷却系统损失等的鉴定试验。

② 确定部件性能对整机性能影响的试验。

③ 提高测量仪器水平,提高测量精度,减少仪表、探头干扰气流,发展激光测试技术和光学高温计、光纤测量系统。

④ 发展三维、动态测量新技术,实现数据处理自动化、实时及可视。

2. 操纵性试验

操纵性试验仍处于发展阶段。虽然采用计算机控制的空气射流式畸变发生器和孔板产生的流场能模拟进气道的出口流场畸变,但是还需发展更先进设备和测试技术,以便更真实地模

拟发动机所遇到的实际环境。操纵性试验发展重点可概括为：

① 建立和发展更精确地模拟发动机过渡特性的试验设备。这种设备能正确确定发动机对于快速油门过渡状态、进口压力和温度变化的响应特性 在飞行试验之前就可以对攻角和侧滑角的变化作出鉴定。该试验设备装有先进的数据处理系统,实时、高速和高分辨率。

② 模拟真实进口压力和温度条件下的压气机部件试验,以确定压气机的性能、操纵性和叶片的振动特性,改进和发展模拟真实飞行条件的压气机试验设备。

③ 建立和发展模拟燃烧室不稳定性试验设备,进行燃烧室熄火、声干扰、压力和速度脉动、不稳定释热率、燃油流量不稳定、部件之间动态干扰、喷嘴喷射速度、燃油控制设立和压气机整流叶片调节等对燃烧稳定性影响研究。

④ 建立和发展控制系统试验台。这种试验台应能完全操纵发动机的调节器、作动筒和传感器。由于诸如变循环发动机和发动机-进气道综合调节系统增加了系统的复杂性,因此愈来愈需要鉴定调节器、作动筒和传感器的总系统响应特性,以便暴露调节器在发动机故障发生之前所存在的隐患。实现最佳控制设计。

⑤ 发展飞行试验台测试技术,建立飞行加速模拟试验设备。研制先进机载数据采集系统、机载数字磁带机、机载遥测系统和高灵敏度的各类相应传感器,以提高机动飞行中发动机性能、发动机-进气道匹配测试水平。

3. 耐久性试验

这项试验的重点包括：

① 进行部件裂纹扩展速率的研究试验,以确定由于循环载荷和温度载荷造成裂纹扩展时发动机仍能继续工作的时间长度,从而防止裂纹在使用中扩展到临界尺寸。

② 发展发动机流道环境的三维测量。

③ 深入探讨加速任务试验方法。应包括裂纹盘旋转试验,以确定裂纹扩展率。例如,在地坑中做部件的旋转试验,对盘和轴加载,并确定裂纹扩展率。建立精确模拟发动机零件在推力循环中遇到的快速温度变化的设备。现有的地坑试验设备的温度响应特性较慢,或者不能精确模拟从孔到轮缘的温度梯度。这种设备还需要在真空条件下运转,以限制驱动功率的要求。

④ 建立用来鉴定机动飞行对耐久性影响的新设备,如发动机机动载荷模拟器,这种设备可使整台发动机承受机动力,试验由于过载力和陀螺力矩引起的弯曲负荷。有关载荷模拟器将在第4章论述。

⑤ 飞行试验在耐久性方面仍起作用。必须进行一系列飞行试验,以便确定为鉴定发动机设计所用的飞行任务。

1.3 试验和测试技术的自动化、综合化和智能化

航空发动机试验和测试技术是将试验件、试验设备、传感器、以微计算机为基础的测控系统、控制器与作动器综合在一起的新技术。在发动机试验中用来测量有关参数、控制有关过程,实现发动机试验的参数测量—数据处理—试验过程控制—试验管理的全自动化,完成试验任务,获得最终试验结果。应用先进的试验和测试技术不仅能加速试验进程、提高试验质量,而且可使新机研制周期大大缩短,并验证是否达到设计指标。因此,专家认为设计技术、试验技术和制造技术是发动机发展的支柱技术。进入 20 世纪 90 年代后,发动机试验和测试技术随着现代微电子技术和微计算机技术发展有了很大的飞跃,向自动化、数字化、综合化、智能化和网络化发展。发动机仿真、动态测量、状态监控和诊断及发动机试验数据库也在新世纪进入发动机研制发展的前沿。

1.3.1 20 世纪 90 年代发动机试验和测试技术的发展

1. 基本趋势

航空发动机研制的基本试验手段主要包括各类零部件试验器(如压气机试验器、燃烧室试验器、涡轮试验器和传动系统试验器)、整机试车台、高空模拟试车台和飞行试验台等试验设备及其测试系统。通常,设备造价很高,为了使其充分发挥作用、提高利用率,必须配置先进的测试设备,以便获得精确的试验数据,为评定新机性能、改进设计提供依据。

测试系统中的传感器、数据采集、处理与控制系统、信号调节器、控制器和作动器通常是通用的。

进入 90 年代,从传感器、作动器、控制器至终端都已实现了数字化控制。自动化设备将采用以传感器为基础的操作系统。数字化器件是信号处理和通信中的主要器件。自适应控制技术和专家系统已获得应用。90 年代的测控仪器是以微处理器为基础、带有专家知识库、具有一定推理能力的智能仪器。测试系统采用多机与网络技术为基础的系统,实现测试—处理—控制—管理的全自动化。这大大降低了费用和消耗,提高了试验效率和质量。为了更提高测试系统数据处理能力正在大力发展并行处理技术。计算机辅助技术会进一步得到应用。建立发动机试验数据库、开发仿真技术和发动机状态监控和诊断已成为迫切的需要。虚拟技术和计算可视化在发动机试验和测试技术中具有广阔的应用前景。下面将以典型例子概述这一发展。

2. 新发动机研制试验中应用的先进测试技术

先进国家大发动机公司都有各自试验设备及测试系统。例如,阿诺德工程发展中心(美国)的ASTF推进系统高空模拟试车台配置了世界最先进的测试系统。该系统将数据采集、处理、显示、分析和控制综合为一体,缩短试验周期、节省发动机工作寿命、降低运行费用及减少工作人员,并能存储更多的有用数据,为优化发动机设计提供可靠的依据。又如美国通用电气公司在发动机试验中,采用一种大闭环测试系统,从启动到停车共用53个程序(慢车、起飞、巡航、最大功率、进场和冷却停车等),所有试验结果、数据表格均可通过三台显示终端显示给试验人员。据统计,采用这种测试系统可使试验时间减少27%、燃油节省25%。类似的高空模拟试车台在英国国家燃气轮机研究院(NGTE)有5座,罗·罗(R·R)公司有2座,法国萨克里试验中心有7座,它们也都配置了高度自动化、综合化的先进测试系统。

俄罗斯中央航空发动机研究院(ЦИАМ)也建立了大型、小型高空模拟试车台,其规模与美国相差无几。它们也相应地配置了先进测试系统。例如,ЦИАМ的连接式高空模拟试验台的操纵台与测试系统组成及联网如下:

① 发动机操纵台监视仪表,计算机显示终端,设备台监视仪表,计算机显示操作工作站,动态测试记录仪,稳、瞬态计算机数据采集系统是系统主要组成部分。

② 设备操纵台计算机显示、操作系统与气源站主机联网。阀门控制通过计算机功能键来实现。

③ 发动机操纵台计算机显示终端与台上数据采集系统联网。

④ 动态测试记录分析仪由磁带机、示波器配合实时记录显示,现场可选点做频谱和相位分析。

该设备和测试系统能进行性能考核试验(中间和巡航状态测定耗油率、中间和最大状态测定推力),节流特性和高度-速度特性试验,加速性试验,工作稳定性检查,模拟进、出口压力和温度,稳态和动态测量等,试验高度自动化与综合化。

3. 发动机飞行试验测试一体化、综合化

新一代高性能战斗机和发动机的飞行试验从传统的“飞行—调整—飞行”发展成为“分析—模拟—飞行—报告”的综合化、一体化方向。自动飞行试验数据系统已成为发达国家飞行试验中心使用的主要测试系统。机载测试系统已实现了模块化和小尺寸,并向分布式发展。电子技术的飞速发展和电子计算机的更新换代,促进了遥控、遥测、空间定位、实时数据处理和监控技术的发展。新的飞行试验自动化综合数据系统把机载数据、轨迹数据测量与航管调度关联在一个大的数据系统里,并扩充视频测试系统,既有色彩鲜明的彩色图像显示,又有实时数据显示。自动化、综合化和一体化是发展测试技术的总趋势。

一种型号的军用和民用发动机都要经过发动机的飞行试验台的试飞来进行最后鉴定。早

在 70 年代中期,美国 NASA 在 F—111E 飞机上试飞了自动油门控制与发动机数字控制系统的交联。用 YF—12C 飞机试飞了数字协调控制系统,该系统综合了进气道控制、自动油门杆、大气数据和导航功能。80 年代早期,NASA 又对 F—15 飞机和 F—18 飞机在短距起落、地形跟踪、空—空格斗机动性、空—地攻击机动性条件下采用综合飞行/推力控制系统的试飞和仿真研究及先进人机接口技术。2000 年前后开展了矢量推进技术飞行试验,主要是 F119 发动机装于 F—22 飞机上的二维收—扩喷管试飞,采用了高度自动化、综合化测试技术进行了试飞验证。

高度综合的 Aero—90 系统是一种大型飞机测量与控制系统。数据采集为 4 096 个通道,控制系统为 512 个通道。整个系统含有 4 个子系统:多通道数据采集子系统 (MDAS),连续数据采集子系统 (CDAS),数字控制子系统 (DSSCS) 与试验室测试控制子系统 (LTCS)。每个子系统均采用微处理器控制技术,各子系统之间采用计算机网络互联。此外,通过网络还能执行数据处理与分析任务的多台系统工作站和远程终端等外部设备。

4. 数据采集处理与控制系统数字化、综合化、标准化

数据采集系统的设计进入 90 年代采用以总线为基础的综合设计,打破以计算机为基础的系统。硬件采用事件驱动技术、可编程信号调节模块、多路同时采样组件、实时数据显示与分析、易使用的操作员接口、大容量数据存储分析与表示等。在开放式综合系统中采用了标准总线(如 VME 和 VXI 等)、标准接口(SCSI 和 LAN 等)或标准计算机平台以及通用处理器(如 680X0、80X86 和 RISC 等)。此外,还大力开发应用多处理器、浮点协处理器与数字信号处理器(DSP)和智能数据采集处理器等。通过采用并行处理技术、陈列处理器数字信号处理等技术提高实时处理能力。在软件中开发标准实时操作系统(修订的 UNIX 和 DOS 等),标准窗口软件,事件驱动数据采集软件、数字分析软件,多用户支持软件,瞬态与动态数据存储软件,绘图、制表及报警产生报告软件等。使用中要求具有实时性、灵活性、可扩展性和可移植性,推广采用工业标准软件包。在软件设计中考虑到确保数据的完整性,易于建立试验过程,易于数据存储,易于修改和开发。

高性能试验管理系统 HTMS 是一种双线结构,采用实时 UNIX 操作系统,其总采样率可达 800 kHz。另一种采用 VXI 单总线结构,其采样速率高达 1 000 kHz,其智能前端可组合到外部标准计算机平台,以提供更多功能。

Presys—100 新型测试系统主要用于动态测量和发动机发展性试验。该系统采用数字总线与模拟总线结构,增加了数字量的输入和输出功能,增加了模拟输出通道。采用 8300 系列隔离通道放大器、仪表放大器、放大滤波器及采样/保持放大器处理模拟输入信号。先进的 A/D 转换器速率高达 5 MHz,分辨率是 12 ~ 16 位。

我国已有若干套国内自行研制或全套引进的计算机数据采集系统用于航空发动机台架试车中。对于试车台计算机测量、控制试车软件设计的系统功能、设计准则、软件结构、采样速率变化、数据传输、自动控制程序试车、编程语言的选择进行了深入研究。由于试车要求准确、迅

速(从慢车到最大状态、油门手柄移动时间不大于 1 s)、状态变换频繁,因此采用以计算机为核心的测控试车系统来完成数据采集、发动机性能在线监视、超限报警及安全保护试车;自动程序试车和试车结果输出,已进入实用阶段。例如,用于涡轴 8 的 BTC2000 自动数据采集和自动控制系统已应用于该机的整个试车过程中。

5. 状态监控和故障诊断技术在航空发动机上的应用

发动机状态监控与故障诊断已由只监控“健康”状态——大致估计故障可能部位的“有限监控”发展到现今的“扩展型监控系统”。由于在发动机上增多了专用传感器并专设了数据采集与调节装置,因而可以准确地定出故障部件的位置并将其隔离到单元件,从而提高了飞机的作战适应性,降低延误率,提高了可靠性与安全性,并降低了维修费用。典型系统有 F-16/F110-GE-100 发动机监控系统(EMS)、F100 发动机的诊断系统(EDS)、TF-34 发动机的健康监控系统等。随着技术发展还在系统中引入智能与专家系统。美国空军的发动机综合管理系统中应用了维修专家系统(XMAN)以及发动机故障寻找专家系统(JET-X)、涡轮发动机专家诊断系统(TEXMAX)等。

智能化测试技术是发展的必然趋势。人工智能技术在机内测试、自动测试设备、发动机状态监控中有助于减轻在复杂系统中人的负担。利用以专家系统为基础的诊断系统可使维修工时减少 30%,零件失效更换率减少 50%,维修试验减少 50%。利用人工智能技术可以把可测试性与容错设计用到电路中去,利用这种电路可设计出具有人工智能的器件并用于测量与控制。例如,美国陆军 AH-64 直升机的人工智能故障检测系统。该系统利用人工智能开发诊断软件,通过一台智能故障诊断定位装置进行故障检测、识别和诊断,找出故障所在,进行维修。整个系统由一台机载计算机进行控制。

6. 传感器的发展

90 年代传感器获得迅速发展,出现了多种新型传感器,在发动机试验中获得广泛应用。

① 光纤温度传感器在发动机试验中用于测量工作温度。其测量温度在 900 ~ 1 800 。无源光纤温度传感器 FOTS 能够在 2 000 环境下工作,它可以在未来高温航空发动机上应用。其分辨率高达 10^{-5} 。涡轮温度传感器测量范围为 600 ~ 1 200,采用硅光电探测器,故障间隔平均时间高达 10 000 h。

② 光纤位移传感器用于发动机涡轮叶片的叶尖位移测量。它既能准确测出信号通过叶尖的时间,又能承受高温、高压和机匣的振动。

③ 光纤传感器用于发动机控制系统,它能适应高性能发动机在高循环温度下实现响应快、高精度控制系统的要求。

④ 光纤应变仪用于发动机构件应变及裂纹扩展的测量。激光光纤传感器用于振动测量。

⑤ 薄膜传感器能测量 1 000 表面温度和动态温度。红外技术用于监测以及加力燃烧室

测温。

其他需研制的传感器还有进口畸变传感器、热流传感器、空气流量传感器、伺服系统和活门位置传感器及扭矩传感器等。2000 年后可使传感器系列化、传感器多通道组件和解决全范围补偿方法,使其达到标准化、系列化。

国内外正在大力开发数字传感器及智能传感器,利用微电子集成技术,将敏感元件、信号处理电路与微处理器等集成在一块硅芯片上,从而使其具有自动量程增益变换、过载保护与超限报警、数字滤波抗噪声干扰、非线性校正与漂移补偿、测量结果存储显示与通信以及自诊断能力。通过并行处理、神经网络、开发软件、引入人工智能与专家系统,在结构上采用多层次结构,不仅能具有自检测、自诊断能力,而且还具有自学习与推理能力,成为具有一定智能的传感器,它是传感器技术的高度发展。先进国家已开发出集成化阵列传感器(阵列压力传感器、阵列光学传感器等)、复合多功能传感器(压力/温度传感器、力/温度/载荷传感器和三维磁场灵巧传感器等),它们将在发动机研制发展中应用。

1.3.2 几个关键技术

1. 通用测试软件

通用测试系统硬件已达到相当水平,诸如 32/64 位的微处理器、高速数据采集芯片、高速高分辨率的 A/D 与 D/A 器件和超高速电子电路。网络技术、总线技术和接口技术均已达到一定水平。因此,出现了一系列高性能的测控系统。如何使其发挥作用,关键问题是大力开发通用测试软件和支持软件。编写测试软件必须对发动机工作过程、特性、被测参数及变化规律有深入的了解。测试软件发展趋势是向“综合”、“集成”和“开放”发展,其结构上是开放的,功能上是综合的,并应集成在同一系统中。在开发过程中要依据规范和标准,以保证其生命力。开放是指具有移植性、可适应性和互操作性。发展软件开发平台,使开发、管理与技术发展于一体化。

2000 年后,测试技术将会向智能化发展,试验测试专家系统、故障诊断专家系统业已出现。软件开发中应结合这一发展达到更高水平。

2. 发动机动态测试技术

90 年代后,随着飞机向高空、高速和高温发展,航空发动机向高增压比、高涡轮进口温度、高推重比、低耗油率、高可靠性和高可操纵性发展。在复杂、多变的飞行条件下,发动机的动态工作特性、进气道/发动机动态相容性、发动机进气道流场畸变特性、过渡过程下燃烧室工作稳定性、压气机流道气流的变化和稳定工作裕度的研究变得更重要。测取瞬变过程中的动态压力、动态温度、流量变化和流场特性,掌握其变化规律,对于实现发动机控制和调节是极其重要

的。因此,发动机的动态试验和测试方法已成为 20 世纪 90 年代和新世纪初航空测试技术的关键技术之一。

在发动机复杂流场、温度场、压力场测量中不仅需要动态响应快、精度高的传感器,而且还需要高速和超高速的每秒上百万次的数据采集系统、记录流场变化的全息设备和高速摄影装置。例如,对上述的航空发动机地面模拟高空试车台测试系统要测量压力、温度、流量、气流速度、振动、位移、应力、推力、耗油率和轴心线轨迹等十几个参数的动态值。因此,要求测量精度高,频率范围宽,数据采集速率在 5 ~ 240 kHz,单通道采样率至少 5 kHz。要对实际工作过程进行监控并建立高精度的校准设备,如激波管、热风洞等。

3. 建立发动机试验数据库

航空发动机试验种类多,获取数据要耗费很高费用。把各种试验数据经过整理、归纳和处理后分门别类地存入数据库,以便为发动机改型、新机研制和数值仿真应用。发动机主要研制国家都在试验基地和科研中心建立自己的数据库、发动机试验软件库和仿真建模库,这是一项具有深远意义的基础性工作,对发动机系列化发展、型号研制起重要作用。

1.4 发动机通用规范中有关试验的要求

1.4.1 军用发动机规范

1. 通用规范概述

(1) 规范的产生

美国早在 30 年代末期就制订了往复式发动机最原始的规范。这些规范只简单地叙述了发动机的工作极限和性能。随着时间的推移,由于在规范使用方面取得了经验,规范的内容扩大并规定了鉴定试验的要求。到了 50 年代,适用于涡喷和涡桨发动机的规范进一步修改,发展成用于每种类型发动机的五个单项系列规范:第一,规定了发动机的一般要求、工作极限和性能要求;第二,规定了型号规范的编写格式;第三,规定了鉴定发动机的一些要求;第四,规定了生产单位的验收试车要求;第五,规定了飞行前鉴定试验要求。最后,这五个文件形成了 MIL-E-5007 系列军用规范。其中包括供采购涡喷和涡扇发动机用的达 30 年之久的 MIL-E-5007 规范和供采购涡轴和涡桨发动机的达 25 年之久的 MIL-E-8593 规范。MIL-E-5007D 是在实践中修改、完善、充实后于 1973 年颁布的军用规范的典型代表。

我国在航空发动机研制、使用中,吸取了国外先进国家的研制经验,在国防科学技术工业委员会领导下,也编制了 GJB 系列的两部通用规范,即《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范 (GJB241—87)》和《航空涡桨涡轴发动机通用规范》(GJB242—87)。

(2) 内 容

各国的军用规范内容基本一样。由于是通用规范,因此,各型涡喷、涡扇、涡桨和涡轴发动机均可根据具体的战术要求及通用规范中的有关规定制定各自特征的发动机型号规范。

通用规范规定了涡喷、涡扇、涡桨和涡轴发动机的性能、工作特性、设计特点、各界面的详细结构说明和安装外廓,规定了发动机的验证、试验、报告、检验程序和使用部门要求的发动机飞行前规定试验和定型试验所必需的资料。此外,通用规范还规定承制单位的验收试车所必需的资料、试验和程序。发动机承制单位、承包单位应在具体合同要求范围内,对发动机在整个工作包线范围内的特点、特性和性能负责。

现以我国的航空涡喷和涡扇发动机通用规范为例予以说明。规范的内容如下:Ⅰ. 性质与范围;Ⅱ. 适用文件;Ⅲ. 要求;Ⅳ. 质量保证条例;Ⅴ. 交付准备;Ⅵ. 定义和符号。

Ⅲ、Ⅳ两部分是规范的主要内容,这两部分分别为发动机投入使用前提供所需要的技术要求,并对鉴定、检验试验做了规定。

在Ⅲ中,主要包括 ①产品说明,诸如产品图解、界面规定和发动机主要附表;②特性,诸如性能特性、物理特性、可靠性、维修性和环境条件等;③设计和结构,诸如材料、工艺和紧固件、产品标志、互换性、安全、结构特性和设计管理;④文件;⑤维修技术、供应和设施;⑥人员与培训;⑦主要系统特性,诸如防冰系统、控制系统、燃油系统、电气系统、点火系统、测试系统、润滑系统、液压与气动系统、启动系统、尾喷管系统、反推力系统和喷水系统;⑧质量保证,诸如技术鉴定试验、飞行前规定试验、定型试验及验收试车。

在Ⅳ中,主要包括 ①总则;②质量检验;③试验和报告的方式,诸如试验件结构、试验设备、试验条件和试验报告;④技术鉴定试验,诸如飞机系统引气、发动机放热和滑油冷却、滑油中断试验、发动机振动测量和材料腐蚀试验等;⑤飞行前规定试验,诸如持久试车、高空试验和附件试验等;⑥定型试验,诸如持久试车、附件试验、高空试验、环境和吞咽试验以及燃油试验等;⑦验收试车,诸如试车条件、记录、数据、程序和抽样计划等。

在Ⅵ中,对于定义主要包括 规定状态性能、最大推力、最小加力推力、中间推力、最大连续推力、最大反推力、总推力、净推力、最高允许转速、发动机规定转速、慢车转速、最高允许燃气温度、规定燃气温度、耗油率、喘振裕度、失速、喘振、标准大气条件、绝对高度、风车阻力、空中启动、发动机破坏性故障、飞机系统引气、飞行任务、飞行剖面、飞行任务混频、发动机设计工作循环、发动机维修性、预定维修、非预定维修、翻修间隔时间、可靠性(发动机故障、非发动机故障、平均故障间隔时间、平均故障间隔时间的调整值)、尾喷口面积、测量温度、附加设备、压气机进口面积、发动机迎风面积、发动机进口面积、质心、发动机坐标轴线、发动机坐标系和发动

机干质量、系统误差极限、环境条件和发动机工作包线。

2. 规范中某些要求的说明

军用规范是总结了几十年发动机研制经验而编制的，它为研制新一代的航空发动机奠定了基础。美国的 F-404 和 F100 发动机就是贯彻 MIL-E-5007D 而研制成功的。下面以 MIL-E-5007D 为例，来阐述通用规范对发动机的某些新要求。

(1) 新要求

表 1-11 列出发动机的界面特性和新要求，其目的是按通用规范完成全面研制计划之后能提供一种安全性、维护性和耐久性较好的发动机。

表 1-11 界面特性和新要求

界 面	功率分出、进气道、武器发射废气的吞咽、引气接头、瞬时气流和燃油维护性
环 境	防菌、温度、排烟和不可见排放物质
设计和结构	胶接剂、自锁螺栓、紧固件保险、夹头螺旋槽、传动装置安全
结构性能	寿命、压力平衡、压力容器/机匣设计、强度和寿命分析、设计材料特性、蠕变和盘破裂转速
主要部件特性	发动机控制、电气系统、仪表、滑油、排气喷管反推力装置和喷水装置

另外，对润滑、电气、启动和控制系统要求也作了更为明确的规定。

(2) 结构要求

表 1-12 列出 MIL-E-5007D 的结构要求，这些要求是总结了研制经验并对先前规范作了重大改动而提出的，其目的是确保所研制的发动机的耐久性。

表 1-12 MIL-E-5007D 结构要求

结构考虑	技术要求	试验要求
结构寿命	与系统的寿命要求一致	
高循环疲劳	与 MIL-E-5007C 疲劳寿命要求相同	
低循环疲劳	与规范规定的循环一致	部件试验 $2 \times$ 寿命要求 发动机 $1 \times$ 寿命要求
发动机压力器/机匣设计	$2 \times$ 最大工作压力时不破坏	按要求试验发动机机匣和承受燃气压力负荷的部件

结构考虑	技术要求	试验要求
强度和寿命	提供分析报告	用任务循环的应力报告和发动机低循环疲劳试验、振动试验和应力试验的时数
设计材料特性	- 3σ 值	
蠕 变	分 析	持久和低循环疲劳试验
包 容	比 MIL—E—5007C 更广泛,还必须能包容风扇叶片	全尺寸发动机或地坑旋转试验
转子完整性	同 MIL—E—5007C	超转和超温试验
盘破裂转速	在 122% 最大允许稳态转速以下不损伤	所有关键的转动盘部件进行地坑旋转试验
振 动	与 MIL—E—5007C 相似,使更详细更具体	发动机振动测量,包括加速光谱图
临界转速	超过最大工作转速 20%	
外部施加的力	与 MIL—E—5007C 飞行机动负荷和模拟飞行机动负荷相同	发动机静负荷试验
陀螺力矩	除 MIL—E—5007 要求外,在 1.4 rad/s 的角速度和最大负荷情况,寿命无限	验证 15 s 的 3.5 rad/s 的陀螺试验

在通用规范中,还增加了影响结构设计的下述试验:①滑油中断试验;②滑油油箱压力试验;③着火试验(可燃流体管路、接头和部件);④吸冰雹、冰块试验;⑤发电机超转、超载和包容试验;⑥外来物损伤试验。

(3) 定型试车需求的提高

表 1-13 列出 MIL—E—5009D 和 MIL—E—5007D 定型持久试车的主要特征的比较。在 MIL—E—5007D 计划内,要求每一台持久试车发动机上进行由 50 个 6 h 阶段组成的 300 h 试车。这是 MIL—E—5009D 150 h 试车的两倍。即是使发动机在高燃气温度和循环条件下经受考验加倍,从而更好模拟使用情况,这必然导致投入使用的产品更耐久。

在 MIL—E—5007D 中,定型试验由 22 项增加到 44 项,试验时间由 543 h 增加到 830 h,因此更能保证研制机的耐久性。

美国的军用规范已于 1985 年 9 月颁布修改的航空涡喷和涡扇发动机军用规范,即 MIL—E—87231。我国航空涡喷涡扇发动机军用规范 GJB241—87 于 1987 年 2 月发布,1987 年 9 月实施。

表 1-13 定型持久试车要求摘要

项 目	MIL—E—5009D	MIL—E—5007D
发动机数量/台	2	2
单台发动机试验时数/h	150	2 × 150
计划总试验时数/h	300	600
每台发动机以中等推力和更高推力工作时间/h	68	139
每台发动机加力工作时间/h	33	71
每台发动机油门杆扳动次数/次	1 325	3 100
每台发动机的热循环数 (慢车—中等推力—慢车)	350	800
每台发动机启动次数/次	120	220

1.4.2 民用发动机适航性条例

目前,民用发动机适航性条件主要依据文件是 FAR33 (美国联邦航空条例第 33 条) 和 JAR“E”(或 BCAR“C”) (欧洲采用的联合适航性要求)。按照这两个适航性条例,发动机在取得合格证之前,必须进行机械、气动力和热动力方面的鉴定。苏联也颁布了民航适航性标准。

民用发动机适航性条例主要规定了发动机的性能、工作特点、鉴定试验、检验程序、定型试验及验收程序,还规定了发动机的使用限制条件、持久试车和环境对发动机功率 (或推力) 的影响。

下面仅就 FAR33 和 JAR“E”中的一些重要项目加以概括说明。

1. 功率 (推力) 级

按适航性条例规定,发动机的工作不得超过在规定的功率 (推力) 状态下经批准的转速、扭矩和排气温度的极限。

两种条例中均规定最大连续功率 (推力) 的使用时间不受限制;但起飞功率 (推力) 按 FAR33 限制使用 5 min,而按 BCAR“C”则规定当一台发动机发生故障时,可以使用 10 min。

按照这两种条例,当一台发动机在起飞和着陆过程中发生故障时,除使用起飞功率 (推力) 外,还可以使用最大应急功率 (推力)。而 FAR33 还规定允许使用 2.5 min 的加力推力。

2. 持久试验

两个条件都规定持久试验的时间为 150 h。持久试验的 6 h 阶段也相同,图 1-22 示出

FAR33 的 6 h 阶段。

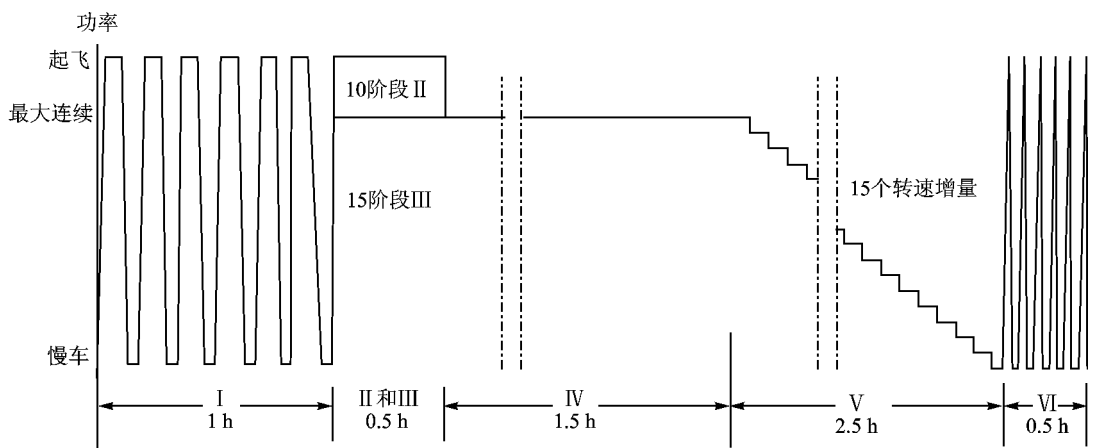


图 1-22 FAR33 规定的 6 小时阶段试车程序

表 1-14 列出涡桨发动机持久试验,可以看出 FAR33 和 BCAR“C”的某些差异。

表 1-14 涡桨发动机持久试验

FAR33	BCAR“C”
发动机-螺旋桨(可变桨距)组合的 150 h 持久试验	发动机-螺旋桨(可变桨距)组合的 150 h 持久试验
顺桨 85 个循环	顺桨 50 个循环
反桨 175 个 30 min 循环,每次从慢车起 25 个 30 min 循环,每次从最大连续功率起	反桨 200 个反桨循环,从小桨距开始,然后回到大桨距,每次 1 min
负扭矩和推力 25 个循环,从最大连续功率开始	超转 10 min,最大转速 + 5%

3. 旋转零件的应力和疲劳特性

① 表 1-15 列出两个条例转子实际应力极限试验程序。按照 FAR33,转子要在最高温度下试验 5 min 而 BCAR“C”则要在冷却气流系统产生故障时所能产生的最危险温度下进行转子试验。

② FAR33 要求对所有静子和转子叶片进行测振,但只测至最大起飞转速的 103% ;BCAR “C”规定试验至最大转速的 105% ,且只选关键叶片排。

表 1-15 转子实际应力极限试验程序

FAR33	BCAR“C”
120% : 最大限制转速 (转子装有叶片或配重)	125% : 待批准的最大转速
115% : 最大限制转速 (如果在发动机上进行)	110% : 从发动机部件或系统故障得出的最高转速
120% : 转速下作冷旋转, 在此转速下最高温度和转速产生与之相同的应力	105% : 从发动机部件故障和其他故障 (飞机乘员不能发现的) 得出的最高转速

③ 两个条例都对压气机和涡轮的每个盘和转子隔圈规定了低循环疲劳试验 (启动—最大—停车)。FAR33 采用无损伤循环寿命除以 3 作为低循环寿命。BCAR“C”规定安全寿命 P 为：

$$P = \frac{kN_i}{\bar{y}} \quad (1-1)$$

式中, N_i ——在试验设备上完成的试验循环数；

k ——试验循环和飞行循环之间的当量试验系数；

$\bar{y}$ ——散布系数, 通常取为 4。

4. 吸入外来物

① 根据所有现代商用发动机的使用经验, 吸入一只中等大小的鸟, 约有 60% 的机会造成破坏, 约有 30% 的机会导致空中停车。

表 1-16 列出两个条例要求的吸入外来物试验。两条例要求吸鸟之后, 在爬高阶段不发生不可接受的性能损失, 不得有工作温度的过多升高或使操纵性严重恶化。

表 1-16 吸入外来物试验表

外来物	数 量	速 度	发动机工作状态
小鸟 (83 g)	每 0.030 m ² 的进口面积及其余数不足 0.030 m ² 的为 1 只, 最多为 16 只	离地速度	起 飞
中鸟 (0.7 kg)	每 0.2 m ² 进口面积 1 只, 每 0.65 m ² 进口面积再加 1 只, 最多 8 只	初始爬高速度	起 飞
大鸟 (1.8 kg)	1 只	最大爬高速度	最大巡航
冰	30 s 延迟后积累的数量	吸入	最大巡航
雹	如果进口面积小于 645 cm ² , 1 块 2.54 cm 的冰雹 如果进口面积大于 645 cm ² , 每 968 cm ² 为 1 块 2.5 cm 的冰雹与 1 块 5 cm 的冰雹	紊流空速	在 4 572 m 高度 最大巡航

续表 1-16

外来物	数 量	速 度	发动机工作状态
水	发动机重量流量的 8%	吸 入	起飞和飞行慢车
断裂的最重压气机或涡轮叶片	一 片	吸入 (风扇可单独试验)	起飞 停车前 15 s 延迟
混合碎片	每 645 cm ² 进口面积 28 g	吸 入	起飞 (在 15 min 期间内)

表 1-16 也列出了吸冰、水等的试验。吸水后不得发生不可接受的性能损失,吸雹后不能产生有危险的机械破坏和操纵性恶化。

有关我国吞咽试验要求将在 4.4 节阐述。

5. 环境影响

两个条例都要求进行结冰试验,以确定结冰时发动机性能变化。试验中防冰系统滞后两分钟,以验证性能影响。

对于冷冻雾或冰冻雨,FAR33 要求以大气中液态水含量为 2.0 g/m³ 作一次单独试验 而 JAR“E”则要求在最小选定转速下以大气中液态水含量为 0.3 g/m³ 做持续 30 min 的试验。试验结束时,发动机加速到最大起飞功率而没有不可接收的功率损失或破坏。

6. 故障分析

FAR33 规定要分析可能引起发动机下列的故障:① 起火;② 破裂;③ 产生大于发动机规定的负荷;④ 失去停车能力。

表 1-17 列出 BCAR“C”对几种故障发生概率的规定。

故障分析还包括对所有控制器、冷却系统、燃气温度控制器、转速调节器、超速限制器和反推力系统等进行分析。

表 1-17 BCAR“C”规定的故障概率

发动机故障类型	事故类型	发生的概率	估计的数字	故障分析	发动机 + 系统
“安全”发动机损失功率	影响小的	一般可能	$10^{-3} \sim 10^{-4} / \text{h}$	否	
	影响大的	很少可能	$10^{-5} \sim 10^{-7} / \text{h}$	是	
(a) 盘故障 (b) 推力反向 (c) 不稳定到停车	危险的	极少可能	$10^{-8} / \text{h}$	是	

7. 排气发散物及噪声

还有另外一些关于发动机发散物的要求。美国环境保护局规定了排气污染标准,如表 1-18 所列。这些要求主要是对燃烧室有影响。

表 1-18 1979 年美国环境保护局的排气污染标准

发动机类别	HC 总量 (慢车)		CO 总量 (慢车)		NO _x 总量 (慢车)		烟 (起飞)	
	目 前	标 准	目 前	标 准	目 前	标 准	目 前	标 准
低于 3 600 kg 额定推力	14 ~ 15	5	45 ~ 200		8 ~ 15	12	40	< 32
推力超过 3 600 kg	7 ~ 75	4	30 ~ 77		13 ~ 40	13	20 ~ 65	< 25
JT3D、JT8D 发动机	7 ~ 75	2 ^①	30 ~ 77	14 ^①	13 ~ 40	13	20 ~ 65	< 25
涡轮螺旋桨发动机	6 ~ 12	4	20 ~ 30	26.8	8 ~ 13	10	55	< 50

注：①为 1981 年标准。

另一个是噪声标准。图 1-23 示出不同类型发动机噪声强度的比较、总减少趋势是低于 100 dB。

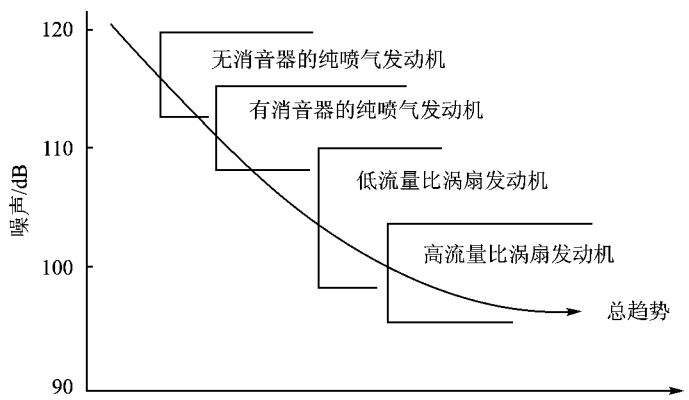


图 1-23 不同类型发动机噪声强度比较

噪声标准对新一代的发动机将有很大的影响。通过新设计压气机、风扇、喷管和发动机消音装置,已经大大地降低了噪声。例如,采用多管喷口、花瓣形喷口和波纹形喷口都取得良好效果。

总之,由于环保要求增加了适航性的复杂性,航空发动机必须进行结构改进并经过大量试验验证其适航性。

8. 我国航空发动机适航标准规定的试验

中国民用航空规章第 33 部 (CCAR—33)《航空发动机适航标准》规定的试验内容基本援引了 FAR33。主要试验包括以下四种。

(1) 台架试验

台架试验分为以下几种。

① 科学研究试验。如进行全权数字电子控制系统台架试验、压气机可调导叶试验、空气冷却叶片试验、红外隐身技术试验、新材料试验、短环形燃烧室试验和新测试方法试验。

② 新机试验。包括调整试车和国家验收试车。

③ 在研发动机调试。包括零、部件试验(压气机、燃烧室、涡轮、燃油泵、轴承、传动系统和滑油系统等),整机试验。

④ 特种试验。包括吞咽、包容、防火耐火、超转超温、低温启动和姿态试验。

(2) 高空台试验

主要试验包括高空稳态性能试验、高空功率瞬变试验、高空功能试验、高空进气畸变试验、高空启动试验和高空风车旋转试验。

(3) 飞行试验

主要包括型号飞行试验和研究性飞行试验。其中有发动机工作参数的测定,空中工作稳定性鉴定试验,风车状态特性测定和空中启动性能鉴定试验,加速性和节流工作稳定性鉴定试验,操纵系统、调节系统的工作质量鉴定试验,工作稳定性鉴定试验,发射武器鉴定试验,防冰试验,滑油系统试验,冷却通风系统试验,振动试验,红外辐射试验,高度-速度特性鉴定试验等。

(4) 适航性审定

中国民用航空规章第 33 部 CCAR—33 为民用涡桨涡轴发动机适航性审定的基础文件。适航性审查中涉及的飞行试验有以下主要内容。

① 发动机额定值和使用限制。型号合格证数据及发动机安全使用值由台架试验、高空试验、飞行试验或高空模拟试验来验证。

② 发动机冷却系统设计的评估。考核热端部件的壁面温度和有环境温度要求的附件的工作温度是否符合设计要求。应保证在设计寿命和翻修期限内,关键结构部件(转子、隔套、涡轮导向器、燃烧室和机匣等)连续安全工作和完整性。

③ 喘振和失速特性。检查在飞行包线内发动机的功率变化、极限进气畸变不得引起熄

火、结构失效、超温或发动机功率不能恢复的喘振或失速。

④ 进气系统结冰。该项试验考查发动机进气防冰系统的设计在规定的结冰条件下能满意地工作,发动机在其整个飞行功率范围,其部件不应出现影响发动机工作或引起功率严重损失的结冰情况。

⑤ 功率和推力响应。该项试验考查在工作包线范围内,在最大引气和功率提取下,发动机从最小功率增大到起飞功率,不出现超温、喘振、失速或其他有害因素。

⑥ 振动试验。该项试验考查在整个工作包线内,在允许的最大进气畸变下,转子叶片、盘、轴、静子叶片和其他部件的振动特性。

⑦ 工作试验。该项试验包括适航局认为必要的所有试验,以验证发动机在其规定的整个使用包线内具有的安全工作特性,以验证发动机启动、慢车、加速、超转、点火和螺旋桨功能等。

⑧ 润滑系统试验。该项试验考查发动机滑油系统在规定工作范围内工作是否正常,滑油压力、滑油温度是否符合设计要求。

⑨ 发动机部件试验。该项试验主要包括:输送或储存可燃液体部件的防火、耐火试验,电子控制、燃油、滑油、气压和启动系统在海平面和高空压力条件下的试验、校准以及在冷、热环境下的试验,盐雾、湿度和防爆气压试验,电子控制器防雷击能力试验,发动机调节和监控系统软件的有效性认定试验等。

1.5 发动机试验分类

试验的分类多种多样。按所研究的物理过程区分,如点火、启动、超温、超转、加减速性、耐久性、环境适应性、减少污染以及降低噪声等试验。

按发动机组成成分可有 整机试验、压气机、燃烧室、涡轮、加力燃烧室、喷管、调节系统和附件系统等试验。每个部件又有多项试验,如压气机的性能试验、容忍畸变能力试验、喘振裕度试验、压力机流场动态测量和进口整流叶片多级可调功能试验等。

比较通用的分类方法是按试验的最终目的区分,它可以分为如下所述的三种。

1.5.1 研究、探索性试验

主要有以下几方面。

① 研究发动机、部件及附件的通用特性;下一代发动机远景方案 探索重大的关键性技术突破;长远性发展目标预测等,如变循环发动机试验、主动燃烧控制试验、降低耗油率的部件试验、全复合材料结构试验、低污染排放试验、全方位推力转向试验、高温升燃烧室试验、综合飞机及推进控制逻辑和结构试验以及大幅度减少零件数试验等。

② 积累试验数据、资料,寻找通用计算关系、经验关系式,以便在设计、计算时应用。例如

通过大量空气雾化喷嘴试验器试验归纳燃油雾化颗粒直径主要影响因素的经验公式 通过循环试验预估裂纹扩展寿命的研究试验,寻求预测整机和部件寿命的方法 综合出口温度场数据推断不同工作状态温度场变化率方法。

- ③ 探索新燃料 (如含金属燃料和低温燃料) 使用的可能性。
- ④ 发展测试系统自动化、综合化及智能化,寻找更完善的测试方法,如激光测温、测流场和测动态过程等在发动机上的应用。

因此,这类试验既有基础性、普遍性特点,也有探索性、方向性和长远性特点。

1. 5. 2 新机或改型试验

这是一种针对性、应用性很强的试验,它与采用新设计、新材料和新工艺密切相关。主要包括以下两种。

1. 调整试验

该试验包括改进发动机工作过程和调节系统以达到所要求的参数 修改发动机零件、结构,检查材料,改进工艺,以保证产品的强度和可靠性 修正不同外界环境影响下发动机使用特性等。

调整试验包括地面试验、飞行试验、整机台架试车、部件和附件模拟试验等。表 1 - 19 列出斯贝 RB163—1 发动机定型前整机台架试车中各种专项试车时间分布。表 1 - 20 列出 TF39 发动机研制时各类试验时间分配。表 1 - 21 列出 CF6 定型前部件试验的时间分配。

表 1 - 19 斯贝 RB163—1 发动机定型前整机台架试车时数分布

项 目	试验时间/h	所占比例/ (%)	占用发动机台数/ 台
性能确定及改进	635	10	1. 30
应力测量 (主要是压气机叶片)	485	7	1. 90
燃烧室出口温度截面	263	4	0. 60
起飞、启动、进气道及安装影响	583	9	1. 00
长期试车模拟试车、循环试车	4 306	65	2. 50
轴承、滑油、空气系统和振动调节	322	5	1. 54
总 计	6 594	100	8. 70

表 1-20 TF-39 发动机研制时各种类型试验时间分配

试验类型	试验时间/h	所占比例/(%)
台架试车	21 000	4.38
飞行试验	17 000	3.54
部件试验	158 000	32.90
附件试验	284 000	59.18
总 计	480 000	100

表 1-21 CF6 发动机定型前部件试验时间分配

发动机部件	试验时间/h	附件及调节	试验时间/h
风 扇	10 261	燃油泵	2 500
压气机	11 222	燃油调节器	2 200
燃烧室	22 522	压气机进气温度	1 875
高压涡轮	16 186	敏感元件	
低压涡轮	6 159	增压与卸压活门	2 500
结 构	3 600	可变静子反馈	2 610
轴承封严、轴	33 628	可变静子作动筒	3 253
附件传动	4 900	滑油与回油泵	2 976
		管道与支架	8 350
		滑油箱	3 250
		燃油加热器	1 682
试验总时数	108 478	试验总时数	31 196

由表 1-19 看出,耐久性试车、模拟试车和循环试车在调整试车中占总时数的 65% ;由表 1-20 看出,发动机单独部件和系统试验的时间占总试验小时数的 92%,而全尺寸发动机试验时间仅占 8% 左右。由表 1-21 看出,风扇与压气机的总试验时间与燃烧室及涡轮的各自试验时间基本相当,而燃烧室所用试验时间最长。

整机调整试车的优点在于工作条件的真实性,试验结果包含了部件间的相互影响,不需要附加压缩空气源和动力。其缺点是限制了录取任何变量变化时对单个部件的影响。发动机个别部件工作过程的不完善会影响相邻部件的工作。例如,压气机出口速度场的不均匀会降低燃烧室出口温度的均匀性,以至可能烧坏涡轮叶片。由于整机工作各部件的相互影响,增加了找出发生故障的主要原因的复杂性。

部件试验的优点在于能获取其影响参数在宽广变化时对部件性能影响的完整数据资料。能够录取特性,确定它的最佳工作条件及明确对发动机其他部件的要求,以便保证这些部件的最佳工作条件。其缺点是在非使用条件下试验,结果应用受到限制,未考虑到相邻部件的相互影响。

发动机性能、功能的最终评定仅能在整台发动机试验之后方可获得。部件模拟试验结果不能直接作为发动机试验结果。

调整试车要求有专门制造的试验样机,进行多台上重复性、稳定性和再现性试验。由于增加了测量点数,结果将会影响发动机部件的强度,影响工作过程 and 被测参数。此外还要制作专门的“工艺部件”,例如,测量燃烧室出口温度 t_3^* 分布的专门导向器,具有流通面积缩小以录取稳定工作裕度的压气机等。

调整试车耗费大、时间长,为了缩短调整试车周期,可采用下列措施。

① 充分仔细地选用调整试车设备,能在台架上试验的就不要在高空台试验,能在高空台试验的就不在飞行条件下试验,能在部件上试验的就不在发动机上试验。这样能缩短试验时间,降低费用。

② 尽可能地在一次试验上安排多种试验项目的多任务试车,如在各种转速下测定发动机的节流特性和振动测量。

③ 用加速任务试车代替耐久性试车。

④ 试验、测量和试验结果整理要自动化、一体化,以缩短试验时间,提高试验准确性。

2. 国家设计定型试车

这是国家主管部门验收新机 and 改型定型的试车,它包括以下内容。

① 确定被提交的发动机参数符合设计技术条件所规定的指标。

② 用 150 h 耐久性试车 (早期采用全寿命试车) 检查发动机,试车程序按型号规范中的规定。试车完成后,分解发动机,检查所有零件的磨损、变形,进行微分测量,探伤并记录所有的故障。试车程序应能达到对研制质量考核的目的。

试车前后,录取发动机的性能数据,对比试车前、后的性能,发动机性能衰退 (试车后性能恶化) 应在规定的范围之内。

③ 评价和分析发动机零件、部件和结构完整性及标准件、标准结构的应用水平。

④ 评价发动机的使用完善性、操纵适宜性、检查和维护的方便性等。

⑤ 确定成批生产发动机的标准样机。

1.5.3 批生产发动机常规试车

批生产发动机常规试车 (包括工厂试车、检验试车和提交验收试车) 是为了调整和检验成

批生产发动机质量的一种整机试车。

每台发动机进行常规试车时要确定和调整工作过程的基本参数,检验零件的加工质量和装配质量,磨合并运转发动机。表 1-22 列出某型发动机检验试车程序。

表 1-22 某型发动机检验试车程序 (简述)

次 序	工作状态占设计转速的%	工作时间/min	试验内容
1	启 动		检查启动可靠性、记录速转、 t_4^* 及启动时间
2	慢车 (M_c)	3	检视发动机、记录各参数
3	36 ± 1	2	记录各参数、检查小喷口的 n_2 ($=66^{+2}_{-1}\%$)
4	76 ± 1	2	检查大喷口的 n_2 ($=66^{+2}_{-1}\%$)
5	$87.9 + 0.7$	5	工作 3 min 记录参数
6	$87.9 - Z$ (最大)	最少必须时间	检查液压泵,启动机负荷、滑油泵出口压力、收放喷口、主泵 液压电门的 n_1 等
7	$M_c - Z_1 - M_c$		以 20 ~ 28 s 推上、拉下电门、检查 n_1 变化
8	Z_c (最大状态测量) 室温 ≤ 10	5	检查、调整推力、记录参数
	Z_{hs} (最大状态换算) 室温 ≤ 10	4	检查调整推力、记录参数
	Z_c	2	记录卸荷腔压力、后支撑吹风压力、滑油压力、传动机匣内 腔压力、排气温度、振动
9	M_c	5	检查 n_1 和慢车域 $\Delta n_1 > 1.5\%$
10	$85 - Z$	最少必须时间	检查以 1.5 ~ 2 s 推上、拉下油门杆的 n_1 、 t_4^* 变化及加速时间
	$M_c - Z$		检查加速性、副油路压力、转速上升、 t_4^* 上升及加速时间
	$Z_1 - 72 / 85 - Z$		检查遭遇加速性
11	$n_{1hs} = 25\% - Z$		检查稳定性
12	M_c	2	冷却
13	停 车		记录转子旋转灵活性、检听有无杂音
14	启动—全加力 QJ_c	1.5	记录全部机动参数,平稳进入全加力 $t_4^* > 820$
15	QJ_c (全加力测量) 室温 ≤ 13	5	录取推力、耗油率、 t_4^* 、转速、记录全部工作参数
	QJ_c (全加力测量) 室温 < 13	3	同上,记录卸荷腔压力、后支撑吹风压力、滑油压力 力、传动机匣内腔压力、排气温度和振动

次 序	工作状态占设计转速的%	工作时间/min	试验内容
	OJ_{hs} (全加力换算)	3	记录性能参数、室温 < 10 检查加力应急切断
16	93 ± 0.7	5	记录参数
17	XJ_c (小加力测量) 室温 ≤ 13	4 1	录取推力、耗油率、 t_4^* 、转速、记录全部工作参数 检查推力变化
	XJ_{hs} (全加力换算) 室温 < 13	4	录取推力、耗油率、 t_4^* 、转速、记录全部工作参数 检查推力变化
	XJ_c	2	记录卸荷腔压力、后支撑吹风压力、滑油压力、传动机匣内腔压力、排气温度、振动
18	$Z-QJ_c$	1 ~ 2	记录延时机构的延时时间、 p_4 下降、 t_4^* 下降、 n_1 上升等
19	$85-XJ, M_c-XJ$ $85-QJ, M_c-QJ$		检查加速性 n_1 上升 $> 106.5\%$, t_4^* 上升 > 820 , $\tau > 20$ s
20	M_c	2	冷 却
21	停 车		记录转子旋转灵活性、检听发动机有无杂音

常规试车中保证发动机飞行技术数据的基本参数都应调整和检查,如推力、排气温度、最大转速、耗油率、滑油消耗量、振动值 慢车状态转速、推力 加速时间、滑油压力和流量、启动过程参数和各种具体结构形式的发动机所固有的一些参数,如对加力式涡轮喷气发动机为加力点火的同步性 涡轮风扇发动机为转子的转差率 涡桨发动机为螺旋桨的自动顺桨性等。

在试车规程中,务必规定所属状态,如在起飞状态运转,最大连续状态运转和在慢车状态运转,最大滑油进油温度运转,排气状态运转,以及检查所有限制器、信号器工作,收放喷口灵活性,推力变化等。

1.5.4 发动机工作状态

为了统一衡量试验和使用情况下发动机的工作强度,采用下列几种基本状态。

① 起飞状态。亦称最大状态,具有最大推力(最大功率)、最大许用转速、发动机承受最大应力,其工作时间受到限制(不超过 5 min),总使用时间也受到限制。例如,使用最大状态时间占总工作时间的 5%。该状态为飞机正常起飞或着陆中断第二次拉起时使用,在短时间增大飞行速度时也采用。机场惯用的起飞除采用该状态外,也在应急时采用加力状态起飞。

② 最大连续推力(功率)状态。亦称额定状态。在该状态下,发动机具有最大推力(功率)值的长时间使用的连续工作状态。就平均值而言,最大连续推力状态的推力值约为起飞状态的 90% 在试车台条件下,其工作状态下的转速与起飞状态相同或略低于 3% ~ 4%。最

大连续推力状态常用于高速飞行和长时间爬高。允许连续工作时间为 30 min 或不限。

③ 巡航状态。即低推力(功率)状态。通常用最大连续推力状态的 0.6、0.7 和 0.8 来表示该状态,使用时间不受限制,在试车台条件下,推力则为最大状态的 70% ~ 75%。巡航状态用于远程及长时间持续飞行,作战结束返航时也用该状态。

④ 慢车状态。亦称发动机调节状态,它是保证发动机稳定工作和需要加速时的涡轮-压气机最低转速状态。分地面慢车状态和空中慢车状态。地、空慢车状态的发动机转速相差很大。例如某发动机地面慢车转速为 4 100 r/min,空中慢车转速可达 8 500 ~ 8 800 r/min。

⑤ 加力状态。即依靠加力装置或是在涡轮后增设加力燃烧室继续喷油,补充燃烧,增加推力 或者在发动机的进口喷射液体增加排气流量增加推力的状态。

有的发动机采用部分加力或全加力来增加推力。因此有部分加力状态和全加力状态。作战时追击敌机常用加力状态来提高飞行速度。

根据发动机结构特点及其使用条件,还有其他一些状态,如下所述。

⑥ 反推力状态。即开动反向装置时的工作状态。

⑦ 应急状态。超过规定的起飞功率,连续工作时间受到限制,只有在应急情况下为保证飞机和直升机安全而使用的状态。

⑧ 发动机抽气状态。即从发动机中抽出空气或燃气时的状态。可依照抽出空气或燃气的百分数或接通的用气路加以具体区分。

1.5.5 试验常用术语

(1) 试验对象

俗称试验件,用以试验、检测的被试实物。这实物可以是部件、组件甚至零件,也可以是整台发动机。通常要求试验件特性不应与使用的样件或样机的特性有重大的差别。

(2) 试验目的

考查试验件经过设计、工艺改进的效果,或对比试验件与样件、样机的性能参数。

(3) 试验内容

包括试验件的改进概述,规定预测量的性能参数、试验程序、注意事项和特殊要求等。

(4) 试验状态

用以考查试验件的环境条件。试验状态应在发动机使用状态范围之内。

(5) 试验设备

用以造成所要求的试验条件的装置,它还必须保证对试验条件不产生气动的、热的和其他的作用,这些作用在发动机使用中是没有的。

完全模拟发动机的真实使用条件的试验设备不是所有的都可以做到。当可以用计算法计入模拟使用条件的误差,并且这样做又能简化试验时,就没有必要完全模拟使用条件。例如,进气压力在 19.63 N/cm^2 以上时,压力变化对燃烧效率的影响就很小了,因此,一般燃烧试验不一定按真实工作压力进行。但应该准确指出设备提供的试验条件与发动机真实使用条件的差异,以便确定试验结果的应用范围。

建立和调试试验设备,其任务之复杂、繁重、耗费之巨大都不亚于研制一台新航空发动机。例如,模拟高空压力、温度宽广范围的高空模拟试验台就是这样一类设备。

(6) 测试仪表

用来测取所需数据参数并能保证精确度、具有标准度量衡特性的装置。测试仪表应不影响所研究的试验对象和所研究的过程。测试仪表和辅助装置结合在一起构成测试系统,以便于自动处理和自动传输。

(7) 试验数据处理方法

应能对试验作出统一的结果,工作量要小,一般还包括准确度分析,通常分为把仪表读数换算成物理量数值的初步整理和根据初步整理算出所研究过程参数的二次整理。回归分析,曲线拟合,优选及插值已广泛应用在试验数据处理过程中。

习 题

1-1 试总结推重比 8 一代发动机的技术特点,主要代表机种的推力、耗油率、涡轮进口温度和压比的一般水平如何?

1-2 概括说明 20 世纪 90 年代发动机的技术要求,F119 和 EJ200 发动机应用了哪些先进技术?

1-3 高涵道比发动机比涡扇发动机推进效率、热效率和耗油率有多大改善,举例说明 20 世纪 90 年代民用发动机耗油率的大小?

1-4 V2500 采用了哪些先进技术?

1-5 21 世纪初实施的综合化高性能涡轮发动机技术计划 (IHPTET) 的部件发展目标如何?试概述计划目标和效益。

1-6 试分析航空发动机在 21 世纪初发展中气动热力学、结构分析技术、材料技术的发

展特点。

- 1-7 举例说明试验设备和试验技术的发展。
- 1-8 性能、可操纵性和耐久性各包括哪些主要试验？
- 1-9 以简例说明新发动机研制中应用的先进测试技术。
- 1-10 归纳发动机军用规范中的主要试验,说明 150 h 持久试车。
- 1-11 发动机有哪些主要工作状态？说明具体工作时间的限制。

第 章 试验技术的基础知识

2.1 相似理论

用试验方法研究量与量间的规律性有两种方法。其一,直接试验法,求出被研究对象的各个量间的关系、规律,这是最常用的有效方法。但对复杂装置,直接找出物理量之间的规律很困难,有时费用亦昂贵,受限制因素很多。其二,模型实验法,这是一种快速、节省且较有效的方法。这种方法建立在相似理论基础上,通过模型实验得到某些物理量之间的规律,然后把获得的规律推广到实际对象上。

以相似理论为基础的模型实验方法已在固体力学、流体力学、传热学、燃烧学及电磁学等领域得到广泛应用,它是探明复杂装置和复杂物理化学过程内部规律的有力手段。

2.1.1 相似的概念

相似是针对同类现象之间特征和过程而言的。同类现象的相似条件是在相应的时刻与相应的地点上与现象有关的物理量一一对应成比例。它包括:

- 几何形式相似,这是指几何形体上的各对应段的比例相等,各对应角彼此相等;
- 时间相似,这是指对应的时间间隔互成一定的比例;
- 运动相似,这是指两个系统中对应点,在对应时刻的速度方向一致,速度大小成比例;
- 动力相似,这是指两个系统中,在对应点和对应时刻所受到的力方向相同,大小成比例;
- 应力场相似,这是指两个系统中,在对应点上应力方向一致,而大小互成一定的比例,或者说是应力场的几何相似。

此外,与应力场相似完全一样的,还有温度场相似、速度场相似、压力场相似和电磁场相似等,这些都是场的几何相似。

综上所述,现象相似是在同一特性现象中,表征现象的所有量,在空间中相对应的各点和在时间上相对应的各瞬间,各自互成一定的比例。

2.1.2 相似三定理

1. 相似第一定理

凡彼此相似的现象,必定具有数值相同的相似准则,这即是相似第一定理。

例如,对于流体质点运动,其运动方程为 $v = dl/dt$ 。与其相似的流体质点的方程为 $v' = dl'/dt'$ 。根据相似, $v' = C_v v, l' = C_l l, t' = C_t t$, 则整理可得

$$C_v C_t / C_l = 1 \quad (2-1)$$

式中, C_v 、 C_t 、 C_l ——分别为速度比例常数、时间比例常数、尺寸比例常数。

式(2-1)还可换写为

$$\frac{vt}{l} = \frac{v't'}{l'} = H_0 = \text{不变量} \quad (2-2)$$

可以看出, $\frac{vt}{l}$ 、 $\frac{v't'}{l'}$ 均为量纲为 1 综合量。这种无量纲综合量在相似原理中称为相似准则。

对于复杂的现象存在几个相似准则。例如,对于有粘性不可压缩流体的定常流动有雷诺准则:

$$Re = \frac{\rho v l}{\eta} = \text{不变量} \quad (2-3)$$

弗劳德准则:

$$Fr = \frac{gl}{v^2} = \text{不变量} \quad (2-4)$$

欧拉准则:

$$Eu = \frac{\Delta p}{\rho v^2} = \text{不变量} \quad (2-5)$$

对于可压缩流体的流动有

马赫数

$$Ma = \frac{v}{c} = \text{不变量} \quad (2-6)$$

式中, Re 、 Fr 、 Eu ——分别表示惯性力与粘性力的比值、惯性力与重力的比值、压力与惯性力的比值。

2. 相似第二定理

相似第二定理指出:凡具有同一特性的现象,为单值条件彼此相似,且由单值条件的物理量所组成的相似准则在数值上相等,则这些现象必定相似。如上述的 $C_v C_t / C_l = 1$ 时,表明两

个运动能用完全相同的方程表示。这即是做模型实验必须遵守的法则,亦称模型法。

3. 相似第三定理

相似第三定理亦称 π 定理。该定理指出:当一现象由 n 个物理量的函数关系式表示,且这些物理量中含有 m 种基本量纲时,则能得 $(n - m)$ 个相似准则 描述该现象的函数关系式,可表示成 $(n - m)$ 个相似准则间的函数关系式。

若描述某现象的各种量之间的关系可表示为相似准则 $\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_n$ 之间的函数关系,

$$F(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_n) = 0 \tag{2-7}$$

则称这种关系式为准则关系式,或称准则方程式,亦称 π 定理。

在相似准则 $\pi_1, \pi_2, \dots$ 中,那些由单值条件的物理量所组成的准则称为定性准则,用 $\pi_{d1}, \pi_{d2}, \dots, \pi_{dm}$ 表示 而包含被决定量的准则称为非定性准则,用 $\pi_{F(m+1)}, \pi_{F(m+2)}, \dots, \pi_{Fn}$ 表示,并且

$$\pi_{Fi} = f_i(\pi_{d1}, \pi_{d2}, \dots, \pi_{dm}) \tag{2-8}$$

即任一非定性准则可表示为定性准则的函数。

例如,对于粘性不可压缩流体的定常流动,定性准则有 Re 和 Fr ,而 Eu 为非定性准则,故可写成

$$Eu = f(Re, Fr) \tag{2-9}$$

综上所述可得:

- ① 根据相似第二定理,要进行模型试验,所设计的模型和选择的工质必须能使单值条件相似,而且由单值条件的物理量所组成的定性准则在数值上要相等。
- ② 根据相似第一定理,彼此相似的现象必定具有数值相同的相似准则,试验中,把所包含的物理量整理成相似准则。
- ③ 根据相似第三定理,可以把描述某现象的各种量之间的关系表示成准则方程,而且彼此相似的现象,其准则方程也是相同的。

2.2 信号分类及描述

航空发动机试验中要测量各种参数,诸如推力、油耗、扭矩、转速、排气温度、空气流量和压力等。这些参数经过各类传感器(或称变换器)进行信号变换、信号传输和测量、信号记录和处理给出被测参数在各种工作状态下的实际值。图 2-1 示出一通用测量系统框图。

衡量一个测试系统的性能,一般可根据其输入特性、输出特性和传递特性进行评价。

输入特性一般指输入信号的性质、输入范围和输入阻抗。输入信号是电量、非电量、直流和交流信号 输入范围决定了输入信号的上下限,下限常由测试装置的灵敏度和噪声电平决定,上限则取决于系统的非线性或机械上的原因 输入阻抗的大小决定了输入能量。

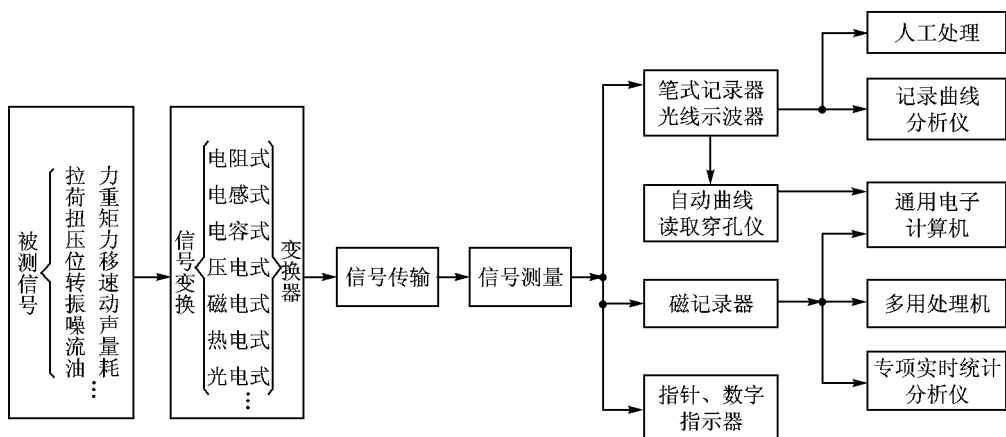


图 2-1 通用测量系统框图

输出特性亦包括输出信号的性质、输出范围和输出阻抗等。

传递特性指测试装置输出与输入量之间的关系。

信号分析技术是上述测试系统进行分析研究的基础，它是现代测试技术的重要组成部分。

下面将概述信号分析理论的主要内容，如信号分类及描述，信号变换、信号传输、信号测量及信号处理等。

信号按数学关系、取值特性、能量功率和处理分析等，可以分为确定性信号和非确定性信号、连续信号和离散信号、能量信号和功率信号以及时域信号与频域信号等。

2.2.1 确定性信号和非确定性信号

信号的分类如图 2-2 所示。

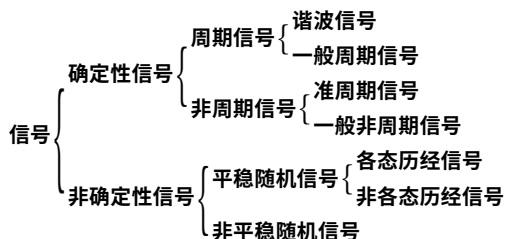


图 2-2 信号的分类

1. 确定性信号

确定性信号是指可以应用精确数学关系式来表达的信号，有周期性信号和非周期性信号之分。

周期性信号是按一定周期 T 重复的信号。简谐信号是最简单的周期信号,非周期信号没有周期性。准周期信号是由有限个简谐信号合成的一种非周期信号。例如,信号 $x(t)$ 由两个简谐信号合成,即

$$x(t) = A \sin 2t + B \sin (\sqrt{3} t + \theta)$$

两个简谐信号的角频率分别为 2 和 $\sqrt{3}$,其周期分别为 π 和 $2\pi/\sqrt{3}$;它们之间没有一个共同的基本周期,所以信号 $x(t)$ 是非周期的。但它又是由简谐信号合成的,故称之为准周期信号。

确定性信号还可以按其取值分为连续信号和离散信号。离散信号的离散性表现在时间和幅值上,例如每天中午测量一次室温,该温度信号就是离散信号,而经过测试系统量化后在时间和幅值上都是离散的信号,称为数字信号。图 2-3 示出各种信号波形图。

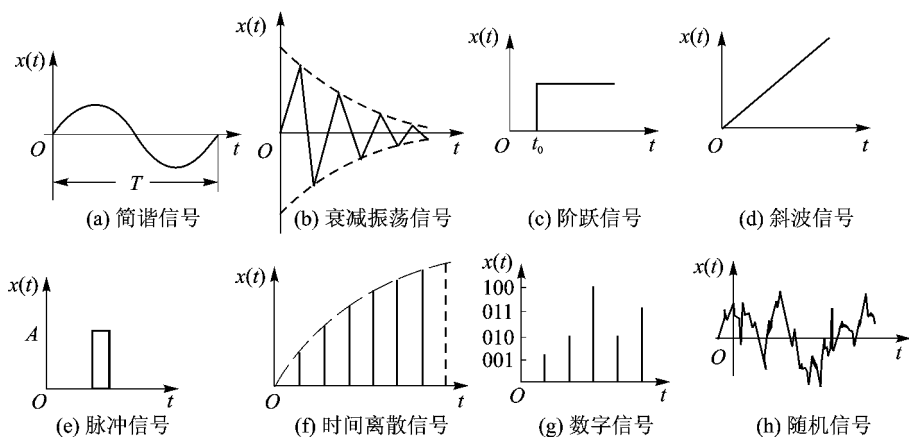


图 2-3 各种信号波形图

2. 非确定性信号

非确定性信号又称随机信号,是无法用明确的数学关系式表达的信号。随机信号只能在概率统计意义上近似描述,其数学模型称为统计模型。通过试验可以重复的信号可认为是确定性信号,否则为随机信号。

2.2.2 信号的描述

任何一个信号都可以用时域和频域进行描述。表征信号的幅值随时间的变化规律称信号的时域描述,而频域描述是研究信号的频率结构,即组成信号的各频率分量的幅值及相位信息。由时域图形可以知道信号的周期、峰值和平均值等特征值,由频域图形可以研究信号的频率结构。

1. 周期信号的频谱

正弦信号是简谐信号 锯齿波、三角波和方波等都是非简谐信号。简谐信号是最简单和最重要的周期信号。

任一周期信号 $x(t)$ 可以展开成傅里叶级数：

$$x(t) = a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} (a_n \cos n\omega_0 t + b_n \sin n\omega_0 t) \quad (2-10)$$

式中, ω_0 ——基波角频率, $\omega_0 = 2\pi/T$;

T ——信号周期;

n ——正整数;

a_0 、 a_n 、 b_n ——傅里叶级数, 可由在 $-T/2 \sim T/2$ 区间积分 $x(t)$ 、 $x(t) \cos n\omega_0 t$ 、 $x(t) \sin n\omega_0 t$ 获得。

图 2-4 示出典型周期性方波的频谱。图中线段称为谱线, 每条谱线代表一个谐波分量。

由图 2-4 可以看出周期信号的频谱具有下列特点：

- ① 频谱是离散的, 每条谱线代表一个谐波分量。
- ② 谱线之间的间隔等于基波频率 ω_0 的整数倍。
- ③ 谐波分量越多, 叠加后的波形越接近实际信号的波形, 如图 2-5 所示。
- ④ 信号的能量主要集中在低频分量。

表 2-1 列出常见周期信号的波形及频宽。对于有突跃的信号 (序号 1、3 波形), 其频率为基频的 10 倍 对于无突跃信号 (序号 2、4 波形), 其频宽为 $3\omega_0$ 。

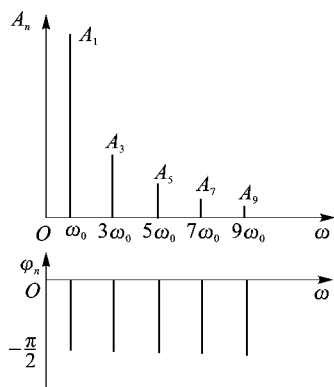


图 2-4 周期性方波频谱图

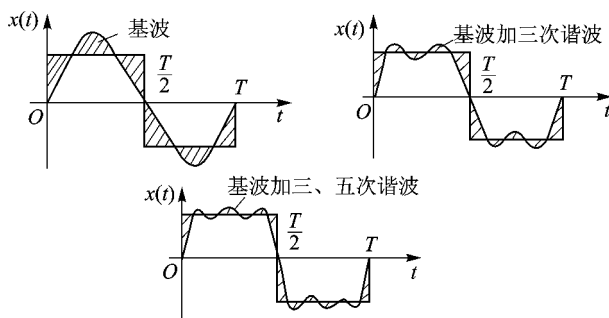
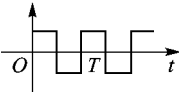
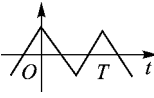
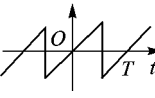
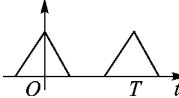


图 2-5 谐波项数与方波近似程度

在选择仪器时, 其工作频率范围必须大于被测信号的频宽, 否则会引起信号失真。

表 2-1 常见周期信号的波形及频宽

序 号	1	2	3	4
波 形				
频 宽	$10\omega_0$	$3\omega_0$	$10\omega_0$	$30\omega_0$

2. 周期信号的强度

周期信号的强度用其峰值、均值、有效值和平均功率来表示,如图 2-6 所示。

(1) 峰 值

$$x_F = |x(t)|_{\max} \quad (2-11)$$

(2) 均 值

$$\mu_x = \frac{1}{T} \int_0^T x(t) dt \quad (2-12)$$

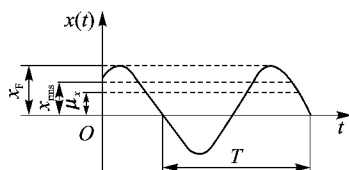


图 2-6 周期信号的强度

式中, μ_x ——信号的常值分量,即一个周期内的均值。

(3) 有效值

$$x_{\text{rms}} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T x^2(t) dt} \quad (2-13)$$

即为信号的均方根值,反映信号的功率大小。

(4) 平均功率

$$P = \frac{1}{T} \int_0^T x^2(t) dt \quad (2-14)$$

即为均方值,反映信号能量的大小。

3. 非周期信号的频谱

产生瞬态信号的物理现象很多,例如,机械冲击、发动机过渡过程的温度瞬变、启动和停车等。

非周期信号的频谱也可由傅里叶变换求得,它是频率的连续函数,故频谱为连续谱。例

如,对于矩形脉冲函数的频谱,有

$$x(t) = \begin{cases} 1 & |t| < \tau \\ 0 & |t| > \tau \end{cases}$$

根据傅里叶变换,其频谱函数为

$$X(\omega) = \int_{-\tau}^{+\tau} x(t) e^{-j\omega t} dt = \int_{-\tau}^{+\tau} e^{-j\omega t} dt = \frac{1}{j\omega} [e^{j\omega t} - e^{-j\omega t}] = \frac{2}{\omega} \sin \omega \tau = 2\tau \frac{\sin \omega \tau}{\omega \tau}$$

其矩形脉冲函数和其频谱如图 2-7 所示。



图 2-7 矩形脉冲及其频谱

当 $\omega = 0$ 时, $X(\omega)$ 达最大值,即 $X(0) = 2\tau$; 当 $\omega = n\pi/\tau$ ($n = \pm 1, \pm 2, \dots$) 时, $X(\omega) = 0$ 。若脉冲宽度 τ 很大,信号能量的大部分将集中在 $\omega = 0$ 附近。当 $\tau \rightarrow \infty$, 脉冲信号变成直流信号; 当 $\tau \rightarrow 0$, $X(\omega)$ 变成一条平行于 ω 轴的直线,信号频宽趋于无限大。

2.2.3 随机信号

随机信号可以用概率统计特性来描述。按时间历程记录的随机信号称为样本函数,记为 $x_1(t)$ 。互不相同的许多样本函数的集合称为总体,记作

$$\{x(t)\} = \{x_1(t), x_2(t), \dots, x_i(t), \dots\}$$

$\{x(t)\}$ 即表示一个随机过程。若随机信号的统计参数不随时间变化,则称平稳随机过程,反之称非平稳随机过程。随机信号常用以下几个统计参数表示。

1. 均值、方差和均方值

(1) 均值

均值 μ_x 表示随机信号的静态分量,

$$\mu_x = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t) dt \quad (2-15)$$

(2) 方 差

动量分量可用方差表示,即

$$\sigma_x^2 = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T [x(t) - \mu_x]^2 dt \quad (2-16)$$

方差的平方根叫标准差 σ_x ,在误差分析中它是一个很重要的参数。

(3) 均方值

均方值描述随机信号的强度,即

$$\psi_x^2 = \lim_{T \rightarrow \infty} \int_0^T x^2(t) dt \quad (2-17)$$

均方值的平方根称为均方根值。

均值、方差和均方值的相互关系为

$$\sigma_x^2 = \psi_x^2 - \mu_x^2 \quad (2-18)$$

2. 概率密度函数

随机信号的概率密度是表示信号落在某指定范围内的概率,用来表征随机信号幅值的统计特性。假定在记录时间 T 内,信号幅值落在区间 $(x, x + \Delta x)$ 内的时间长度分别为 $\Delta t_1, \Delta t_2, \dots$,如图 2-8 所示,则信号在该区间的概率为

$$q = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\Delta t_1 + \Delta t_2 + \Delta t_3 + \dots}{T}$$

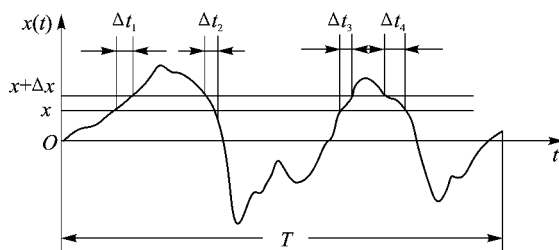


图 2-8 概率密度函数

显然,概率 q 的大小与区间宽度 Δx 有关,定义概率密度函数为

$$p(x) = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} q / \Delta x \quad (2-19)$$

不同的随机信号,其概率密度函数的图形不同,借此可以区分各种不同的信号。常见随机信号及其概率密度函数如图 2-9 所示。

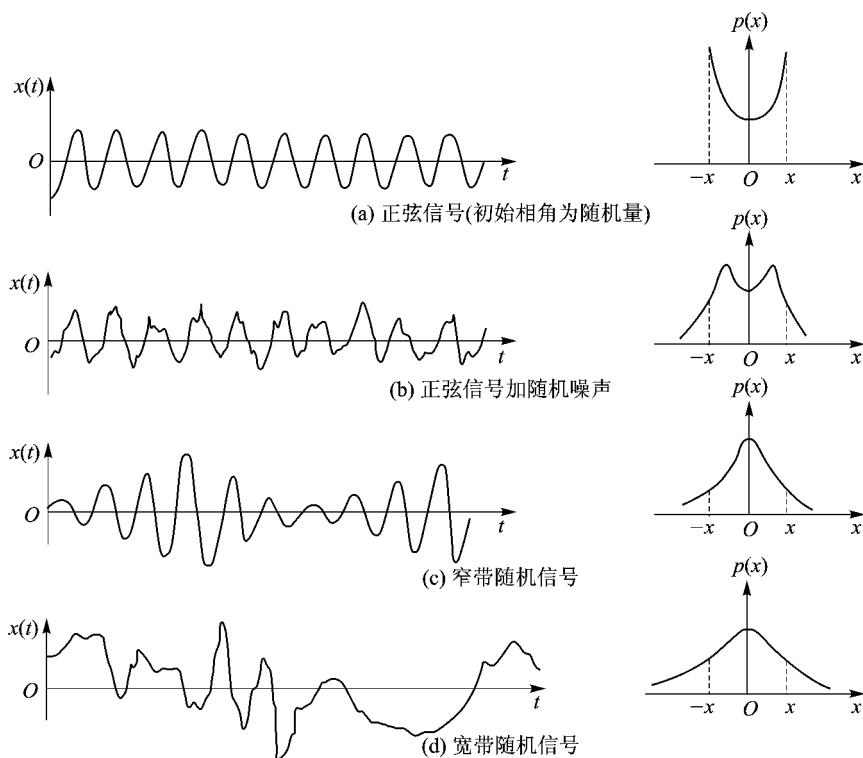


图 2-9 随机信号及其概率密度函数

2.2.4 相关函数和功率谱密度函数

1. 自相关函数

自相关函数是信号在时域内特性的平均度量,它用来描述信号在一个时刻的取值与另一时刻取值的依赖关系,可以用下式表示:

$$R_{xx}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t) x(t + \tau) dt \quad (2-20)$$

例如,信号 $x(t) = A \cos(\omega t + \theta)$ 的自相关函数,按式 (2-20) 求出极限后得

$$R_{xx}(\tau) = \frac{A^2}{2} \cos \omega \tau$$

因此,自相关函数保留了原信号的频率成分,其频率不变,幅值等于原幅值平方的一半,即等于该频率分量的平均功率,但失去了相角的信息。自相关函数总是由相位角为零的余弦函数组

成。自相关函数为偶函数, $R_{xx}(\tau) = R_{xx}(-\tau)$, 其图形对称于纵轴, 且当 $\tau = 0$ 时有最大值, $R_{xx}(0) = \psi_x^2$ 。周期信号的自相关函数仍为周期信号。自相关函数可用于检测信号反射。

2. 自功率谱密度函数

自相关函数是一个时域函数, 它可以用频域函数表示。它的傅里叶变换被称为自功率谱密度函数, 简称自功率谱或自谱, 用符号 $S_{xx}(\omega)$ 表示。它表示单位频带宽度上的平均功率。

随机信号的自相关函数与功率谱密度函数组成傅里叶变换对, 即

$$\left. \begin{aligned} S_{xx}(\omega) &= \int_{-\infty}^{+\infty} R_{xx}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \\ R_{xx}(\tau) &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S_{xx}(\omega) e^{j\omega\tau} d\omega \end{aligned} \right\} \quad (2-21)$$

由于 $R_{xx}(\tau)$ 为实偶函数, 所以 $S_{xx}(\omega)$ 亦为实偶函数。 $S_{xx}(\omega)$ 给出了信号中各频率分量的功率沿频率轴的分布, 所以称 $S_{xx}(\omega)$ 为功率谱密度。

若随机信号的功率谱密度函数在整个频率范围内保持常数, 这种随机信号称为白噪声, 而只在低频范围内保持常数的随机信号称为低通白噪声。图 2-10 示出低通白噪声、正弦信号及其合成信号的功率谱密度与自相关函数图形。

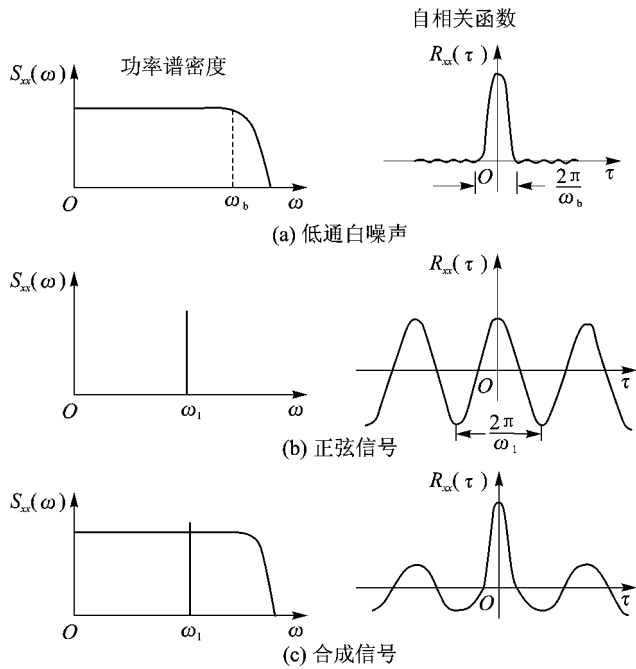


图 2-10 自相关函数与功率谱密度

随机信号的自功率谱密度函数主要用于建立信号频率结构,分析其频率组成和相应量大小,它为产品的鉴定和故障诊断从频域上提供了依据。同时,它与研究系统的传递特性有着重要关系。

综上所述,随机信号的时域和频域特性可以用统计方法进行研究,其幅值特性可用信号的均值、均方值和概率密度函数描述。信号的时域特性用自相关函数描述,频域特性用功率谱密度描述。

3. 互相关函数与互谱密度函数

随机信号 $x(t)$ 和 $y(t)$ 的互相关函数 $R_{xy}(\tau)$ 定义为

$$R_{xy}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t) y(t + \tau) dt \quad (2-22)$$

互相关函数是处理两个信号之间的相似性问题。互相关函数不是偶函数,是不对称的。 $x(t)$ 与 $y(t)$ 互换后,它们的互相关函数对称于纵轴,即 $R_{xy}(\tau) = R_{yx}(-\tau)$ 。

对于频率相同的两个周期信号的互相关函数,其周期与原信号相同。互相关函数保留了两个信号的共同频率分量的频率、幅值和相位差的信息。

互相关函数在检测技术中用于确定时间延迟,识别传输路径,测定系统脉冲响应等。

和自相关函数一样,对互相关函数也可以进行傅里叶变换,从而得到互功率谱,用 $S_{xy}(\omega)$ 表示:

$$\left. \begin{aligned} S_{xy}(\omega) &= \int_{-\infty}^{+\infty} R_{xy}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \\ R_{xy}(\tau) &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S_{xy}(\omega) e^{j\omega\tau} d\omega \end{aligned} \right\} \quad (2-23)$$

互功率谱是复频谱,反映了两个信号中共同的频率成分。它包括模和相角两部分,模的大小等于两个信号中共同频率分量幅值乘积的 $1/2$,相角等于它们的相位差。

自功率谱和互功率谱在随机信号分析中有着十分广泛的应用,成为现代信号分析的中心和主要方法。其主要应用如下:

- ① 进行随机信号频域结构分析,确定信号频宽。
- ② 评定测量中噪声的干扰。
- ③ 应用功率谱进行状态监测和故障诊断。
- ④ 计算系统传递函数等。

2.3 信号变换

在应用电测法测量机械参量时,必须将机械输入量(位移、力、应变、加速度、流量、转速、

温度和振动等) 转变成电量而后进行测量。完成这一转换的元件称为变换器。根据不同机械量的特点设计成的有关变换装置称为传感器。图 2-11 示出变换器分类图。

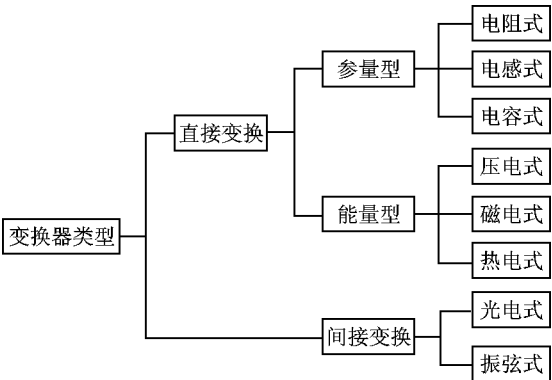


图 2-11 变换器分类图

下面将简明论述各类变换器的工作原理、主要特点。

2.3.1 电阻式变换器的原理

众所周知,导线的电阻和导线的长度 L 成正比,与导线的传导面积 A 成反比,即

$$R = \rho \frac{L}{A} \tag{2-24}$$

式中, ρ ——电阻率。

式 (2-24) 表明,改变其中任一个值或几个值将引起电阻的变化,利用这个原理进行信号变换。由此,电阻式信号变换器的型式有三种。

1. 滑线电阻式变换器

该变换器是利用电刷改变电路中电阻器长度 L 的方法来获得信号变换。主要有：

(1) 电位计式变换器

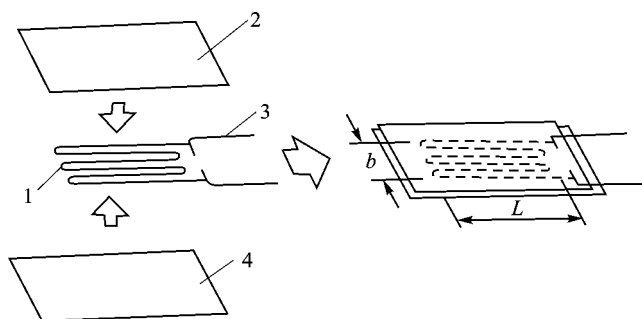
该变换器是通过电刷位置变化改变电阻值 R_x 变化,因而输出电压变化。

(2) 电桥式变换器

该变换器是在电桥中接入滑线电阻,在机械量作用下通过电刷的移动来改变桥臂的电阻值,从而使电桥给出一个输出量。

2. 电阻应变片

电阻应变片又称电阻应变计,它是用来将应变变化变换成电阻变化的变换器。图 2-12 示出电阻应变片的基本组成。敏感元件用来感受应变,它可由电阻丝(康铜丝、镍铝合金丝、铁铬铝合金丝和铂钨合金丝等)绕制而成,也可由这些合金箔片通过光刻技术制成,或由半导体材料构成。



1—敏感元件 2、4—基底 3—引出线

图 2-12 电阻应变片的组成

① 电阻应变效应是指金属导线由于受力产生变形而发生电阻变化的一种物理效应。对式(2-24)微分并整理后得

$$\frac{dR}{R} = (1 + 2\mu) \varepsilon + \pi_L E \varepsilon \quad (2-25)$$

式中, μ ——电阻丝材料的泊松比;

$\varepsilon = dL/L$ ——电阻丝的纵向应变;

π_L ——压阻系数,与金属丝材质有关;

E ——电阻丝材料的弹性模量。

由上式可知,电阻的相对变化量受两个因素影响:一个是电阻丝几何尺寸变化引起的 $(1 + 2\mu) \varepsilon$ 项;另一个是电阻丝电阻率变化而引起的 $\pi_L E \varepsilon$ 项。对金属电阻丝,后一项数值很小,可忽略不计,则式(2-25)简化为

$$\frac{dR}{R} \approx (1 + 2\mu) \varepsilon \quad (2-26)$$

所以应变片的灵敏度为

$$S = \frac{dR/R}{\varepsilon} = 1 + 2\mu \quad (2-27)$$

因为金属材料在弹性范围内 μ 为常数,所以 S 为常数,则

$$\frac{dR}{R} = S \varepsilon \quad (2-28)$$

上式表明金属电阻丝的电阻相对变化量与纵向应变呈线性关系。

② 应变片的测量电路如图 2-13 所示。其中包括单臂接法、半桥接法和全桥接法。实际应用中大多采用等臂电桥, 即 $R_1 = R_2 = R_3 = R_4$ 。

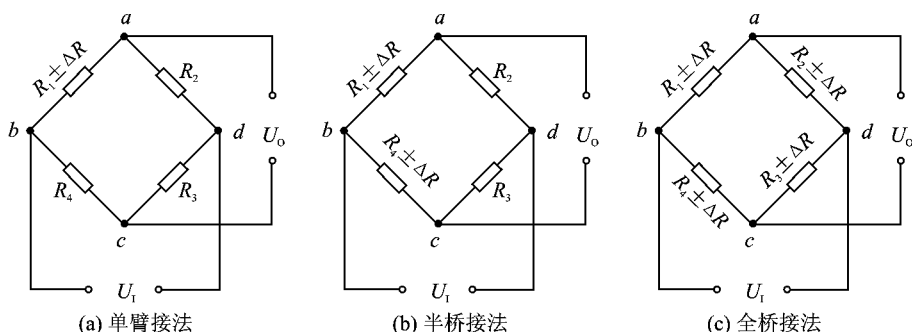


图 2-13 应变片在电桥中的连接方式

实际应用中应考虑温度变化引起的电阻变化和线膨胀系数不同而产生的电阻变化。电阻丝总的电阻变化为：

$$\Delta R_L = \Delta R_\alpha + \Delta R_\beta = R [\alpha + S (\beta_1 - \beta_2)] \Delta t \quad (2-29)$$

式中, α ——电阻丝材料的电阻温度系数；

S ——应变片灵敏度；

β_1, β_2 ——为试件材料和电阻丝材料的线膨胀系数；

Δt ——温度变化量。

工程中常采用粘贴补偿片及桥路中接入热敏电阻等进行温度补偿。

3. 半导体应变片

对半导体材料施加应力时,除了产生形变外,材料的电阻率也要发生变化,这种由于应力作用而使材料的电阻率发生改变的现象称为压阻效应。应力施加的方向不同,压阻效应也不相同。由于半导体形状变化远小于压阻效应,因此

$$\Delta R/R \approx \pi_L E \varepsilon \quad (2-30)$$

所以半导体应变片的灵敏度为

$$S = \pi_L E \quad (2-31)$$

因此,灵敏度 S 主要取决于半导体材料压阻系数 π_L 的大小,而 π_L 又受半导体类型、杂质浓度、受力方向、大小及材料的电阻率等诸多因素的影响,其数值比金属应变大几十倍以上。

用于制造半导体电阻应变片的材料有硅、锗、锑化铟、磷化铟和磷化镓等。

2.3.2 电感式变换器的原理

电感式变换器是利用机械量去改变电路中电感量方法来实现信号变换的。它常用于测量位移、振动、压力、应变和流量等物理参数。

这种变换器结构简单、工作可靠、寿命长、适用范围广。但不适于高频动态测量。

按电感式变换器工作原理可分为自感式、互感式和电涡流式三种。

1. 自感式变换器

图 2-14 示出自感式变换器原理图,它由线圈 1、铁芯 2 和衔铁 3 组成。当衔铁移动时,由于间隙 δ 的变化使磁路的磁阻变化,从而引起线圈电感量 L 变化。通过电路将 L 变化转变成电压、电流或频率的变化。

这种变换器的线圈电感量 L 可以下式表示:

$$L = W^2 / R_m = W^2 \mu_0 A / (2\delta) \quad (2-32)$$

式中, W ——线圈匝数;

R_m ——磁路的总磁阻;

δ 、 A 、 μ_0 ——分别为空气隙的厚度、横截面积和导磁率。

由式 (2-32) 可知,电感 L 与线圈和磁路的参数有关。当 W 确定后, L 是 A 和 δ 的函数。若 A 不变,则 L 是 δ 的单值函数,这即是变气隙式自感变换器的工作原理。该种变换器的灵敏度为

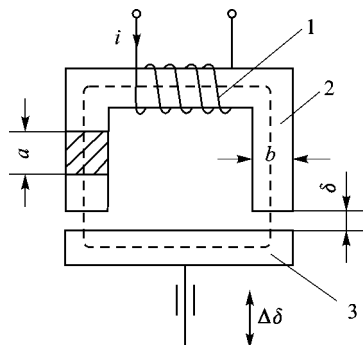
$$S = \frac{dL}{d\delta} = - \frac{W^2 \mu_0 A}{(2\delta^2)} \quad (2-33)$$

式中,负号表示 S 随气隙的增大而减小。为了提高灵敏度,一般取气隙初始值 $\delta_0 = 0.1 \sim 0.5 \text{ mm}$ 。气隙的改变量 $\Delta\delta = (0.1 \sim 0.2) \delta_0$ 。

第二种是变面积式自感变换,其灵敏度 $S = dL/dA = W^2 \mu_0 / (2\delta) = \text{常数}$,即其输出特性呈线性,因此测量范围大,但灵敏度比气隙式变换器低。

第三种是螺管式自感变换器,它由螺管线圈和衔铁组成。随着衔铁插入深度的不同将引起线圈电感量发生变化。由于其磁阻大,故灵敏度低。

第四种是差动式自感变换器,它具有较高灵敏度、且适于较精密测量。它由两个完全相同的电感线圈 W_1 和 W_2 组成。公用衔铁处于中间位置时,两边气隙相等,电感量等于 L_0 。由于采用差动连接,总电感变化量 $\Delta L = L_1 - L_2 = 0$,所以其输出电压为零。该变换器的结构原理和输出特性如图 2-15 所示。



1—线圈 2—铁芯 3—衔铁

图 2-14 自感式电感变换器原理图

当衔铁偏离中间位置时,总电感变化 $\Delta L = L_1 - L_2 = \Delta L_1 + \Delta L_2$ 。若衔铁位移很小,则 $\Delta L_1 = \Delta L_2 = \Delta L_{\text{单}}$,故 $\Delta L = 2\Delta L_{\text{单}}$ 。可见,差动式变换器的电感变化量比单线圈式增加一倍,则灵敏度增加一倍,且改变了非线性。这种结构对电源电压、频率的波动及温度变化等也有补偿作用。

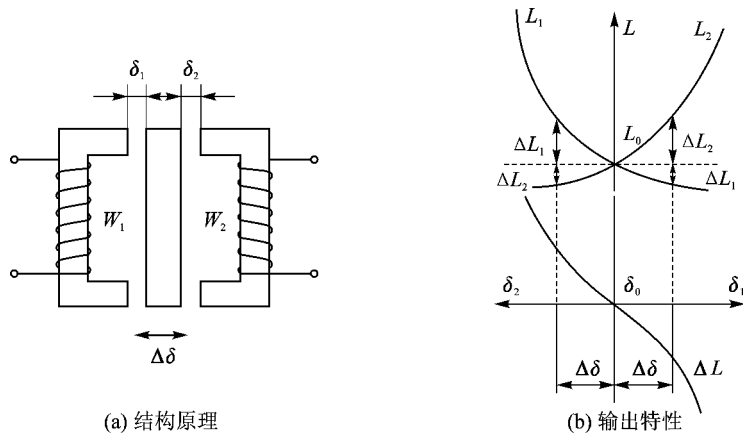


图 2-15 差动式自感变换器

2. 互感式变换器

互感式变换器是利用线圈的互感作用将位移转换成感应电势的变化,它实际上是一个具有可动铁芯和两个次级线圈的变压器。初级线圈接入交流电源时,次级线圈因互感作用产生感应电势,当互感变化时,输出电势亦发生变化。这种变换器通常均是采用差动形式,按结构分为变隙式和螺管式两种。变隙式由于行程很小、结构也较复杂,因此已很少使用。主要采用螺管式。

图 2-16 示出螺管式差动变压器简图。当初级线圈 W 加上一定的交流电压时,次级线圈 W_1 和 W_2 由于电磁感应分别产生感应电势 e_1 和 e_2 ,其大小与铁芯在线圈中的位置有关。当感应电势 e_1 和 e_2 反极性串联,如图 2-16 (b) 所示,则输出电势为

$$e_0 = e_1 - e_2 \tag{2-34}$$

次级线圈产生的感应电势为

$$e = - M \frac{di}{dt} \tag{2-35}$$

式中, M ——初级线圈与次级线圈之间的互感;

i ——流过初级线圈的激磁电流。

当铁芯在中间位置时,由于两线圈互感相等 $M_1 = M_2$,感应电势 $e_1 = e_2$,故输出电势 $e_0 \neq 0$;当铁芯偏离中间位置时,由于磁通变化使互感系数一个增大,一个减小, $M_1 \neq M_2$, $e_1 \neq e_2$,

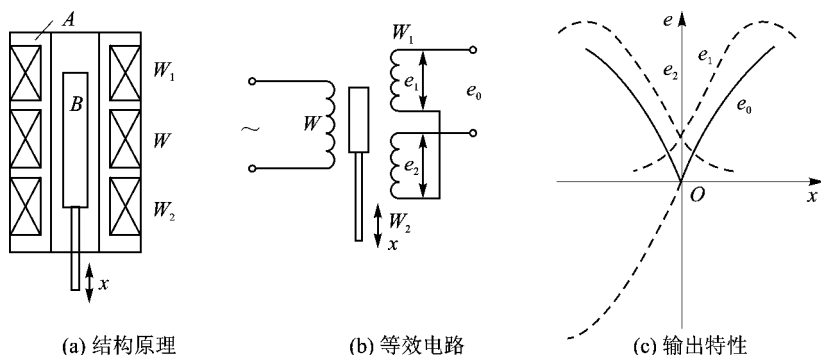


图 2-16 差动变压器

$e_0 \neq 0$ 。随着铁芯偏离中间位置, e_0 逐渐增大, 其输出特性如图 2-16 (c) 所示。因此, 差动变压器输出电压的大小反映了铁芯位移的大小, 输出电压的极性反映了铁芯运动的方向。

差动变压器的输出是一个调幅波。通过差动整流变成直流输出。如果把该变换器的活动铁芯或衔铁与膜盒、弹簧管和波纹管等弹性敏感元件相连, 在压力作用下, 通过弹性元件的变形带动铁芯或衔铁移动, 使其输出电压变化, 这便是压力传感器。

3. 电涡流式变换器

根据电磁感应原理, 当金属导体置于变化着的磁场中或在磁场中做切割磁力线运动时, 导体内就会产生呈漩涡状的感应电流, 这一现象称为电涡流效应。涡流式变换器就是利用涡流效应。当一个半径为 r 的扁平线圈放置在金属导体附近, 线圈中通入频率为 f 的交流电 i_1 , 在线圈的周围空间便产生一个交变磁场 H_1 。 H_1 在金属表面感应产生涡电流 i_2 , 如图 2-17 所示。此涡流又产生一个与 H_1 方向相反的交变磁场 H_2 , 由于 H_2 的反作用, 必然会削弱线圈的磁场 H_1 , 使线圈的阻抗 Z 发生变化。阻抗的变化取决于金属导体的涡流效应, 而涡流效应与被测导体的电阻率 ρ 、导磁率 μ 、几何形状、线圈的几何参数、激励电流频率以及线圈与导体间的距离 x 等参数有关。若保持其他参数不变, 只改变其中一个参数, 线圈的阻抗 Z 就仅仅是该参数的单值函数。通过测量电路就可实现非电量测量, 这即是涡流传感器的基本工作原理。

图 2-18 示出利用涡流测厚的原理。当发射线圈 L_1 产生的磁力线透过被测物体 M 时, 在接收线圈 L_2 上由于产生的涡流 i 损耗了部分磁场能量, 从而令达到的磁力线减少, 并使感生交变电势 μ_2 下降。 M 越厚, 涡流产生的损耗越大, μ_2 越小。由此 μ_2 的大小间接反应了 M 的厚度。

电涡流式变换器装在旋转体上时, 其输出信号将周期地发生变化, 产生与转速成比例的电脉冲信号, 再用频率计示出该脉冲数, 因此可用于测量转速。若旋转体开槽或做成齿形, 且其数量为 N , 则转速 n 与频率 f 的关系为

$$n = 60f/N$$

(2-36)

利用涡流还可以进行探伤,检查表面裂纹、内部缺陷及焊接部位的探伤等。

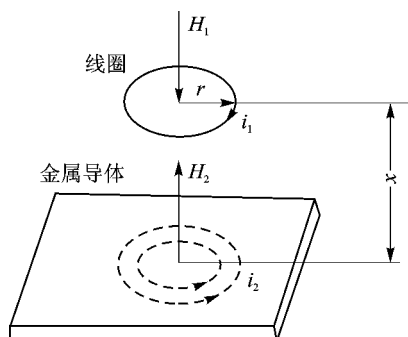


图 2-17 涡流变换器的原理

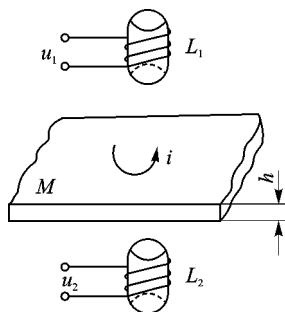


图 2-18 透射式涡流变换器原理

2.3.3 电容式变换器的原理

电容式变换器是以各种类型的电容器作为传感元件,将被测量转变成电容量的变化。

两个金属板之间的电容 C 为

$$C = \frac{\varepsilon_0 \varepsilon_r A}{\delta} = \frac{\varepsilon A}{\delta} \quad (2-37)$$

式中, A ——两极板互相遮盖的面积;

δ ——两极板间的距离;

ε ——极板间介质的介电常数;

ε_r ——极板间介质的相对介电常数;

ε_0 ——真空的介电常数, $\varepsilon_0 = 8.85 \times 10^{-12} \text{ F/m}$ 。

式 (2-37) 表明,当被测量 δ 、 A 或 ε 发生变化时,都会引起电容 C 的变化,如图 2-19 所示。根据电容器变化的参数,可分为极距变化型、面积变化型和介电常数变化型三类。

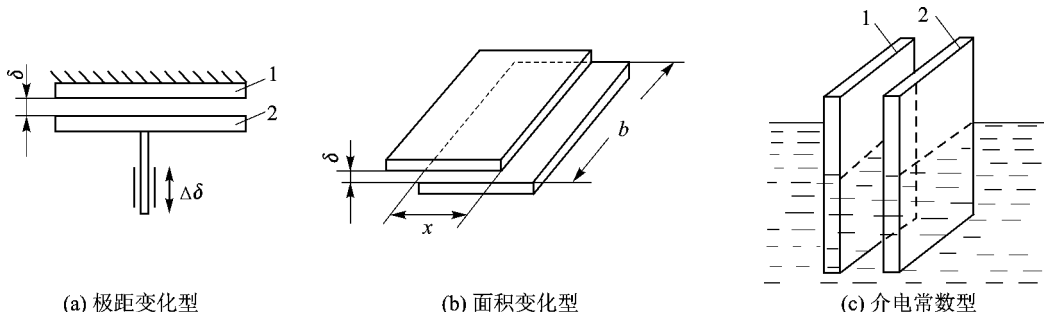


图 2-19 电容式变换器

① 极距变化型电容变换器的灵敏度 S 与极距 δ 的平方成反比。为了提高 S , 应减小初始间隙 δ_0 , 一般 δ_0 在 $0.1 \sim 1 \text{ mm}$ 为了减小非线性误差, 一般 $\Delta\delta = (0.01 \sim 0.1) \delta_0$ 。

② 面积变化型电容变换器的灵敏度是一常值, 输出与输入呈线性关系。增加极板长度 b 和减小极距可以提高灵敏度。这两种变换器可以进行动态测量。极距型用于微小位移测量; 面积型用于较大的线位移和角位移测量。

③ 介电常数型电容变换器是通过改变介质的介电常数来改变电容, 可用于检测液位高度、板材厚度和涂层厚度等。

2.3.4 压电式变换器的原理

压电式变换器的原理是以某些物质的压电效应为基础的。某些物质沿一定方向受到外力作用时, 在其表面上便产生电荷, 这种现象称为压电效应。如果这种物质在电场作用下, 便产生机械变形, 外电场去除后, 变形也随之消失, 这称为逆压电效应。具有压电效应的物质称压电材。如石英和锆钛酸铅等。

石英是一种结晶的二氧化硅。其天然结构是一个正六面体晶体, 如图 2-20 所示。若沿 x 轴施加作用力 F_x , 则在垂直于 x 轴的表面上产生电荷, 如图 2-21 (a) 所示, 这种现象称为纵向压电效应。此时电荷的大小为

$$Q_{xx} = d_{11} F_x \quad (2-38)$$

式中, d_{11} —— x 轴方向受力时的压电系数。

若沿 y 轴施加作用力 F_y 时, 电荷仍然出现在与 x 轴垂直的表面上, 但极性相反, 如图 2-21 (b) 所示, 称横向压电效应, 此时电荷的大小为

$$Q_{xy} = d_{12} F_y \frac{b}{a} = -d_{11} F_y \frac{b}{a} \quad (2-39)$$

式中, a, b —— 分别为晶体切片沿 x 轴和 y 轴的长度;

d_{12} —— 晶体在 y 轴方向受力时的压电系数。

压电效应是在外力作用下晶体产生极化的结果。石英的化学成分是 SiO_2 , 无外力作用时, 离子间电荷是相互平衡的, 所以外部不呈现带电现象, 如图 2-22 (a) 所示。如果在 x 和 y 轴方向受压缩力 F_x 和 F_y 作用时, 由于离子之间造成位错, 则电荷的平衡受到破坏, 产生极化现象, 表面产生电荷, 如图 2-22 (b) 和 (c) 所示。当在 z 轴方向受力时, 由于离子对称平移, 故表面不呈现电荷, 没有压电效应。

压电元件在外力作用下两个表面产生数量相等、极性相反的电荷, 因此可视为一个电荷源。当两个表面聚集起正负电荷时, 它又相当一个以压电材料为介质的电容器, 电容量为 C_a , 电容器上的开路电压为

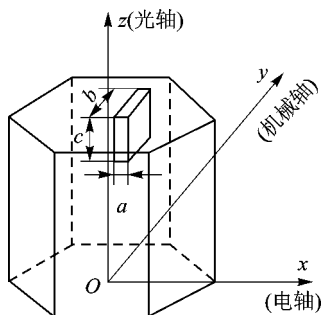


图 2-20 石英晶体截层

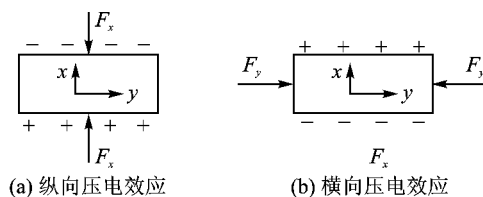


图 2-21 石英晶体受力后产生的电荷

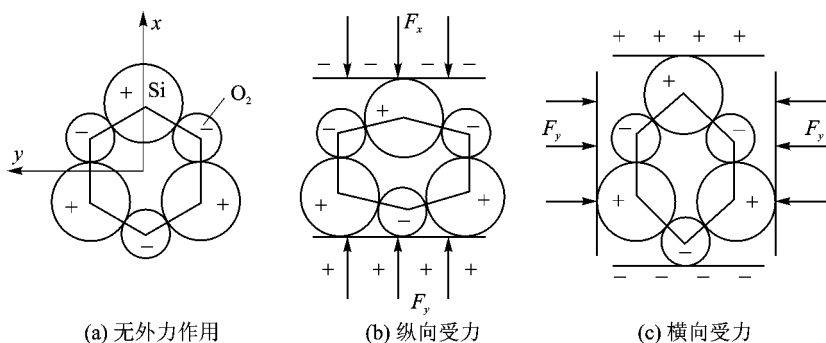


图 2-22 石英晶体的模型

$$u_a = \frac{Q}{C_a} \quad (2-40)$$

这样,压电式变换器就以两种电量形式输出:电荷输出和电压输出。因此,常用的测量放大器也就有电压放大器和电荷放大器之分。变换器的灵敏度也因此有两种表示方法,单位力的电荷输出和单位力的电压输出,即

$$S_Q = \frac{Q}{F_x}$$

$$S_u = \frac{u_a}{F_x}$$

前者称为电荷灵敏度 S_Q , 后者称为电压灵敏度 S_u , 它们之间通过变换器的电容 C_a 联系起来, 即

$$S_u = \frac{S_Q}{C_a}$$

为了增大压电式变换器的灵敏度,通常都是把两片以上的压电元件叠在一起使用。由于压电元件是有极性的,所以片与片之间可以采用并联和串联两种方式,如图 2-23 所示。设单片压电元件的电容为 C'_a ,电荷为 Q' ,电压为 U'_a ,当两片叠加后:

$$\begin{aligned} \text{并联} \quad Q &= 2Q' \quad U_a = U'_a \quad C_a = 2C'_a \\ \text{串联} \quad Q &= Q' \quad U_a = 2U'_a \quad C_a = C'_a/2 \end{aligned}$$

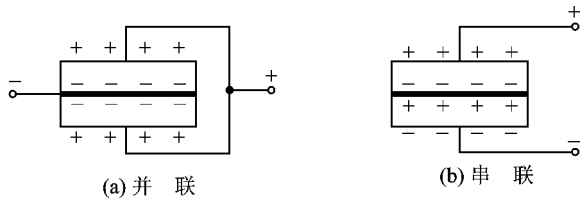


图 2-23 压电元件的连接方式

由此可知,并联时输出电荷增大,电荷灵敏度提高。但由于电容增加,时间常数也增大,所以适用于测量缓慢变化的信号并以电荷作为输出的场合。串联时输出电压增大,电压灵敏度提高,电容减少,时间常数减少,所以可用于测量高频信号并以电压为输出的地方。

压电式变换器在交变力作用下,电荷可以得到不断补充,故适宜于动态测量。

工程上常用的压电式变换器有压电式测力传感器、压电式位移传感器、压电式加速度传感器和压电式超声波传感器,后者用于故障诊断、管道探伤和监测等。

2.3.5 热电式变换器的原理

1. 热电偶

热电偶是将温度转换为电量的元件之一。

将两种不同的导体或半导体连接成闭合回路,如图 2-24 所示,将其两个接点分别置于温度各为 T 和 T_0 的热源中,则该回路就产生热电势,这种现象称为热电效应。由两种导体或半导体构成的回路称为热电偶。

利用热电偶测量温度时,其被测温度场 T 的接点称热端,另一端称冷端。根据理论分析,热电势是由两个导体的接触电势和同一导体的温差电势组成的,即

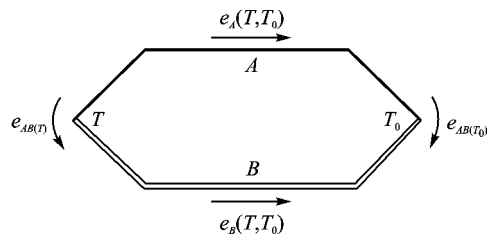


图 2-24 热电偶

$$E_{AB}(T, T_0) = \frac{K}{e} (T - T_0) \ln \frac{n_A}{n_B} - \int_{T_0}^T (\delta_A - \delta_B) dT \quad (2-41)$$

式中, $\frac{K}{e} (T - T_0) \ln \frac{n_A}{n_B}$ ——接触电势；

T ——接触处的绝对温度；

K ——波尔兹曼常数；

e ——电子电荷量；

n_A 、 n_B ——导体 A 和 B 的自由电子密度；

$\int_{T_0}^T (\delta_A - \delta_B) dT$ ——温差电势；

δ ——温差系数, 与导体材料和温度有关。

实践证明, 在同一导体内的温差电势很小, 可以忽略不计, 因此式 (2-41) 可写为

$$E_{AB}(T, T_0) = \frac{K}{e} (T - T_0) \ln \frac{n_A}{n_B} \quad (2-42)$$

当 A、B 材料选定后, 热电势 $E_{AB}(T, T_0)$ 是温度 T 和 T_0 的函数差, 即

$$E_{AB}(T, T_0) = f(T) - f(T_0) \quad (2-43)$$

若冷端温度 T_0 保持不变, 则热电势 $E_{AB}(T, T_0)$ 为 T 的单值函数。因此可以通过测量 $E_{AB}(T, T_0)$ 就可测出被测温度 T 。

热电偶具有下列几个特性：

① 组成热电偶回路的两种导体材料相同时, 回路的总热电势为零。

② 在热电偶回路中接入第三种材料导体时, 只要这根导体两端的温度相同, 就不会影响原来回路中的总热电势。根据这一性质可以在回路中引入各种测量仪表和连接导线。

③ 若存在三种温度 T_1 、 T_2 、 T_3 , 已知热电偶两接点分别在 T_1 、 T_2 和 T_2 、 T_3 温度场中的热电势, 则两接点在 T_1 、 T_3 温度场中的热电势为前二者之和, 即

$$E_{AB}(T_1, T_3) = E_{AB}(T_1, T_2) + E_{AB}(T_2, T_3) \quad (2-44)$$

④ 如果两导体分别与第三种导体组成的热电偶的热电势为已知, 则此种材料构成的热电偶的热电势为

$$E_{AB} = E_{AC} + E_{CB}$$

根据这条定律, 就可依据不同材料和标准材料之间的热电势求得这些材料相互间组成热电偶时的热电势。通常以铂作为标准电极材料。

工业用普通热电偶如图 2-25 所示。它主要由热电极、绝缘套管、保护管和接线盒组成。表 2-2 列出常用热电偶的主要特征。

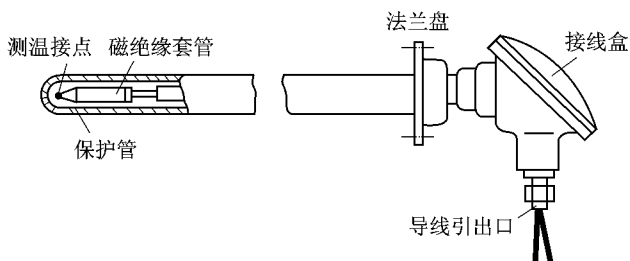


图 2-25 工业用普通热电偶

表 2-2 常用热电偶的主要特性

名 称	分度号	测温范围/		100 时的 热电势/mV	允许误差/	
		长 期	短 期		温 度	偏 差
铂铑 ₃₀ -铂铑 ₆	LL-2	0 ~ 1 600	0 ~ 1 800	0.034	≤600 >600	±3.0 ±0.5%
铂铑 ₁₀ -铂	LB-3	0 ~ 1 300	0 ~ 1 600	0.643	≤600 >600	±2.4 ±0.4%
镍铬-镍硅 镍铬-镍铝	EU-2	0 ~ 1 000	0 ~ 1 200	4.10	≤400 >400	±4 ±0.75%
镍铬-考铜	EA-2	- 50 ~ 600	- 50 ~ 800	6.95	0 ~ 400 >400	±4 ±1%
铁-康铜	TK	- 200 ~ 600	- 200 ~ 800	5.3	<600	±0.75%
铜-康铜	CK	- 200 ~ 200	- 200 ~ 300	4.26	- 40 ~ 400	±0.75%

2. 铂和铜热电阻

大多数金属的电阻值都随温度变化。铂和铜就是常用的材料。铂热电阻性能稳定、温度范围大、电阻率较高,因此不仅用作工业上的测温元件,而且还作为复现温标的基准器。

铂热电阻的电阻值与温度之间的关系为 在 $-190 \leq t \leq 0$ 时,

$$R_t = R_0 [1 + At + Bt^2 + C(t - 100)t^3] \quad (2-45)$$

在 $0 \leq t \leq 630.74$ 时,

$$R_t = R_0 (1 + At + Bt^2) \quad (2-46)$$

式中, R_t ——温度 t 时的电阻值;

R_0 ——温度 0 时的电阻值;

A、B、C——分度系数, $A = 3.968\ 47 \times 10^{-3} / ^{\circ}\text{C}$, $B = -5.847 \times 10^{-3} / ^{\circ}\text{C}^2$, $C = -4.22 \times 10^{-3} / ^{\circ}\text{C}^3$ 。

图 2-26 示出国产 WZP 型铂热电阻体。骨架为板型云母, 铂丝 (0.03 ~ 0.07 mm) 绕在齿缝内, 外部加保护套管。

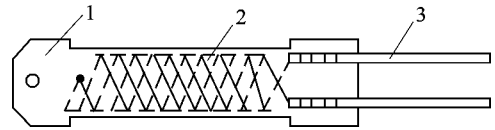
铜热电阻的电阻温度系数比铂高, 容易提纯、工艺性好、价格便宜。对精度要求不高且温度较低的场合可以使用铜热电阻。在 - 50 ~ 150 $^{\circ}\text{C}$ 时电阻与温度的关系可表示为

$$R_t = R_0 (1 + \alpha t) \quad (2-47)$$

式中, R_t ——温度 t 时的电阻值;

R_0 ——温度 0 $^{\circ}\text{C}$ 时的电阻值;

α ——铜的电阻温度系数, $\alpha = (4.25 \sim 4.28) \times 10^{-3} / ^{\circ}\text{C}$ 。



1—骨架 2—铂丝 3—引线

图 2-26 WZP 型铂热电阻体

3. 热敏电阻

热敏电阻是利用半导体的电阻值随温度变化的特性工作的。测温范围在 - 50 ~ 125 $^{\circ}\text{C}$ 。正负温度系数热敏电阻的阻值与温度关系如下:

$$R_T = R_0 e^{A(T-T_0)} \quad (2-48)$$

$$R_T = R_0 e^{B(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0})} \quad (2-49)$$

式中, R_T ——温度 T (K) 时的电阻值;

R_0 ——温度 T_0 时的电阻值;

A、B——热敏电阻的材料常数。

温度变化 1 $^{\circ}\text{C}$ 时电阻值的相对变化量称之为热敏电阻的电阻温度系数 α_T 。正电阻温度系数 $\alpha_T = A$, 负电阻温度系数 $\alpha_T = -B/T^2$ 。MF15 热敏电阻 $\alpha_T = -(3.95 \times 10^{-2} \sim 5.8 \times 10^{-2}) / ^{\circ}\text{C}$; MZ15 $\alpha_T = (0.7 \times 10^{-2} \sim 1 \times 10^{-2}) / ^{\circ}\text{C}$ 。

热敏电阻用于测温、温控、稳压、过载保护以及温度补偿等。

2.3.6 光电式变换器的原理

光电式变换器是将光通量转换成电量的一种形式, 在机械测量中, 通常首先将机械量的变化转换成光通量的变化, 然后再将光通量的变化变成电量的变化。

光电式变换器的理论基础是物质的光电效应。光可以被看成是由一连串具有能量的粒子 (称为光子) 构成的。某些金属或半导体表面受到光照射时, 它的表面层受到一连串具有能量

的光子的轰击,使这些物质的电子动能增大,因而产生：

- ① 电子逸出表面,称之为光电子发射效应,其光电变换器有光电管和光电倍增管等。
- ② 物质的导电率发生变化,称之为光电导效应,其变换器如光敏电阻等。
- ③ 在某一方向产生电动势,称之为光伏效应,其变换器如光电池和光敏晶体管。

目前,应用较普遍的是光敏电阻和光电池。

1. 光敏电阻

有些半导体材料在黑暗环境下电阻很大,但当受到光线照射时,能激发出电子-空穴对,使半导体中载流子浓度增加,从而增强了导电性,使电阻减小。照射光线愈强,电阻值下降愈多,这就是光电导效应。根据这一原理制成的器件称为光敏电阻。

光敏电阻没有极性,使用时在电阻两端加直流或交流偏压即可。光敏电阻不受光照射时的电阻称暗电阻(在几兆欧以上),此时流过的电流称暗电流;受光照射时的电阻称亮电阻,对应的电流称亮电流。亮电流与暗电流之差称光电流。暗电阻与亮电阻(在几千欧以下)之差越大,光电流越大,灵敏度越高。

图2-27示出光敏电阻的结构。由于光电导效应仅限于光线照射的表面层,所以其光电转换元件做成薄片。为了获得较高的灵敏度,电极一般采用梳状图案。

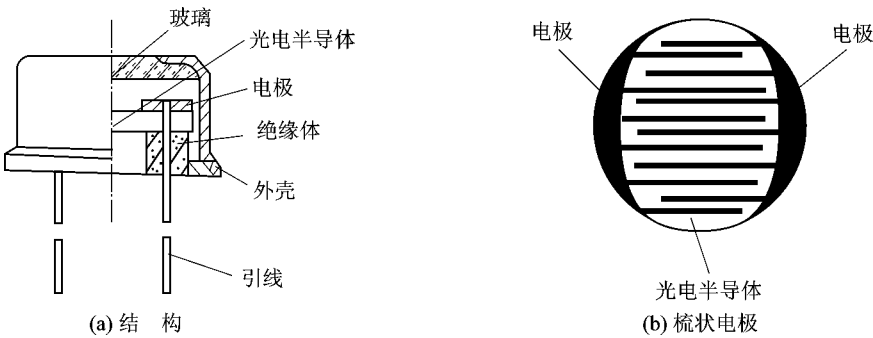


图2-27 光敏电阻的结构及梳状电极

光敏电阻的基本特性包括光照特性、伏安特性、光谱特性、频率特性和温度特性。图2-28示出光电流随照光光强度的变化,呈非线性变化。光敏电阻的灵敏度在光谱特性曲线上显示出一个峰值,材料不同灵敏度峰值对应的波长不同。光敏电阻的响应时间较长,在毫秒级左右。

2. 光电池

光电池是一种直接将光能转换为电能的光电元件。制造光电池的材料有硅、锗、硒、硫化镉、砷化镓和氧化亚铜等。硅光电池的转换效率高、性能稳定、频率特性好、光谱范围大以及能

耐高温辐射,所以被广泛地应用。硒电池的光谱峰值位于人眼的视觉范围,因而分析仪器和测量仪器也常采用。

图 2-29 示出硅电池结构。受光面积越大,接收的光能越多,输出的光电流大。大面积的光敏面一边采用梳状电极可以减少光生载流子的复合,从而提高转换效率,减小表面接触电阻。

当入射光照在电池上时,一部分被反射,其余部分被光电池吸收。被吸收的光能一部分变成热,另一部分以光子形式与半导体中的电子相碰撞,在 PN 结处产生光生电子-空穴对。这些光生载流子在内电场作用下,空穴移向 P 区,使 P 区带正电,电子移向 N 区,使 N 区带负电。于是 P 区和 N 区之间就形成光生电动势,把 PN 结两端和负载连接起来便有电流流过。

图 2-30 示出硅光电池的光照特性。开路电压 U_{OC} 随照度 E_v 的变化是非线性关系,且照度在 2 000 lx 时趋于饱和。光电流与照度之间线性关系较好。因此,硅光电池作为检测元件时,应把它作为电流源,而不能作为电压源。

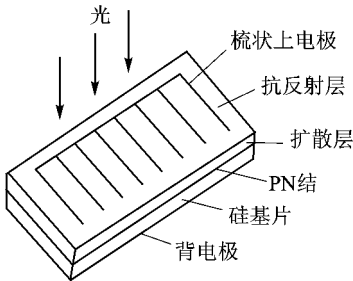


图 2-29 硅光电池结构

硅电池的光谱范围为 0.34~0.75 μm ,适于可见光,故常用于照度计测定光的强度。应用光电变换器可以检测许多非电量机械参数。按输出量的性质可分为模拟量检测系统和开关量检测系统。图 2-31 示出光电变换器测量机械参数的方式,这是属于模拟量检测系统的。

图 2-31 (a) 是被测物发出的光直接照射到光电元件上,光电元件将被测物辐射的能量转换成光电流,如光电比色高温计。

图 2-31 (b) 是检测透射光。光源发出的光穿过被测物体时,部分被物体吸收后投射到光电元件上。吸收量与被测介质的透明度或浑浊度有关。如检测液体和气体透明度的光电比色

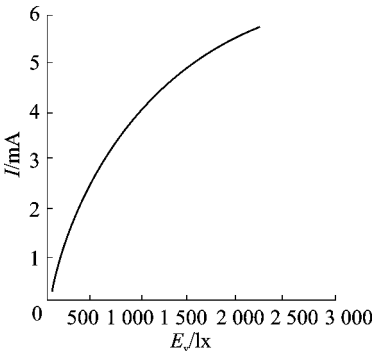


图 2-28 硫化镉光敏电阻的光照特性

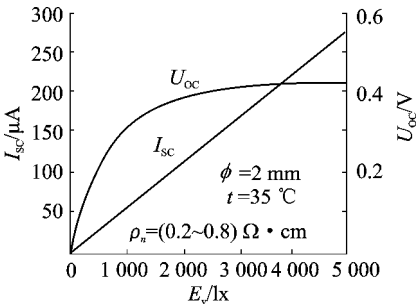


图 2-30 硅光电池的光照特性

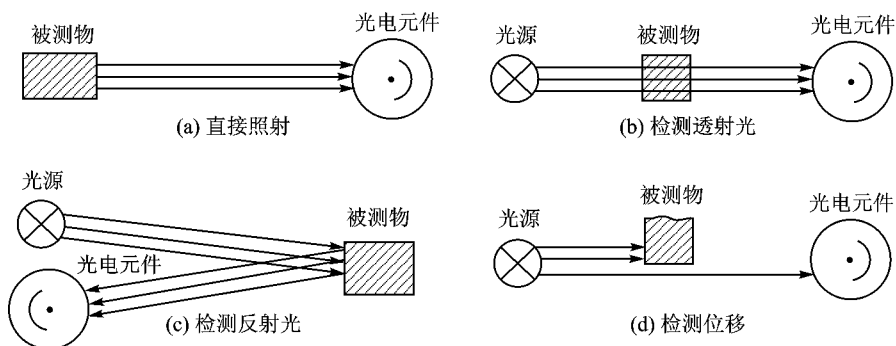


图 2-31 光电变换器应用的几种方式

计,减光式感烟火灾报警器等。

图 2-31 (c) 是检测反射光。光源发出的光投射到被测物体上后再反射到光电元件上。反射光的强度取决于被测物体反射表面的性质和状态,如表面粗糙度传感器等。

图 2-31 (d) 是检测位移。光源发出的光被被测物遮挡了一部分,使照射到光电元件上光的强度变化,光电流的大小与被测物体遮光的多少有关。应用这一原理可以测量零件的直径、长度、圆度或测量振动,如光位计等。

对于开关量光电检测系统,它是将被测量利用光电元件转换成断续变化的光电流,通过测量电路输出开关量或数字信号。大多用于光、机、电结合的检测装置中,如计算机的光电输入机、数字光电转速计、光电计数器和光电开关等。

2.3.7 新型变换器工作原理简介

20 世纪 80 年代,光纤与激光器、半导体光电器件一起构成了新的光学技术——光电子学。由于光纤有许多特点,所以在许多工业领域,如航空航天、通信工程和制造业等获得了广泛应用。在 10.2 节中将概述发动机试验中它的应用。光纤传感器具有下述特点。

① 光纤传感器可以将被测对象的状态转换成光信号,而且与半导体光电二极管 (PD) 和发光二极管 (LED) 器件结合可进行光—电或电—光变换。因此,它与高度发达的电子装置有很好的兼容性,扩大了应用范围。

② 光纤的材料以石英为主,用光纤传输信号不易受外界影响,因此可靠性高。适于在高压、电磁干扰、海水下及化学腐蚀等环境下使用。

③ 光纤是光波传输损耗较低的一种传输线,使用时不必考虑测试设备与被测对象之间的相对位置。

④ 光纤传感器没有活动部分,也无电源,是一个电气无源系统。

另一种新型变换器是数字式传感器。它是检测技术、微电子技术和计算技术高度发展的综合产物,是传感技术发展的一个重要方向。

数字式传感器的测量精度高,读数直观准确,测量范围宽,分辨率高,易于实现测量的自动化与数字化。采用高电平数字信号时,对外部干扰抑制能力强。因此,数字化传感器在航空航天自动化测量中、计量检测技术和遥测、遥控中获得广泛应用。

下面概述这两种新型变换器工作原理。

1. 光纤传感器工作原理

光纤由纤芯和包层组成,如图 2-32 所示。纤芯直径为几微米至几百微米,围绕纤芯的部分为包层。这两部分都是用石英、玻璃或塑料等光透射率高的材料做成的。纤芯的折射率 n_1 稍大于包层的折射率 n_2 。利用折射率的不同,在纤芯内产生全反射,使光束沿着轴向前进以达到传输的目的。为了增加抗机械张力、防止腐蚀,在包层外加覆一层塑胶尼龙被覆层。由许多单根光纤组成的光纤束称光缆。

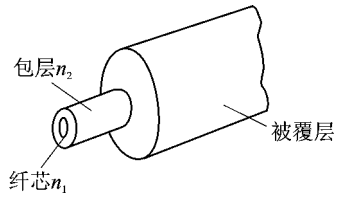


图 3-32 光纤结构

光纤中传输信息的载体是光。入射到光纤中的光能够传送是基于光在纤芯和包层的界面产生全反射的原理。

根据光经过光密物质 n_1 射向光疏物质 n_2 (折射率 $n_1 > n_2$) 时,若光不会透过界面并且完全反射回来,这称为全反射。产生全反射时的入射角 α 称临界角,用 α_c 表示,即

$$\sin \alpha_c = \frac{n_2}{n_1} \sin \frac{\pi}{2} = \frac{n_2}{n_1} \tag{2-50}$$

这就是说,光线产生全反射,且反射光不再离开光密介质,而是沿光纤向前传播。

当光照射光纤的端面时,光纤端面的临界入射角 $2\theta_c$ 称为光纤的孔径角,如图 2-33 所示。 $2\theta_c$ 的大小表示光纤能接收光的范围。 $2\theta_c$ 越大,入射端面上接收光的范围越大,进入纤芯部分的光线越多。 θ_c 的正弦函数定义为光纤的数值孔径,用 NA 表示,即

$$NA = \sin \theta_c = \frac{1}{n_0} \sqrt{n_1^2 - n_2^2} \tag{2-51}$$

式中, n_0 —— 光纤周围媒质的折射率,空气 $n_0 = 1$ 。

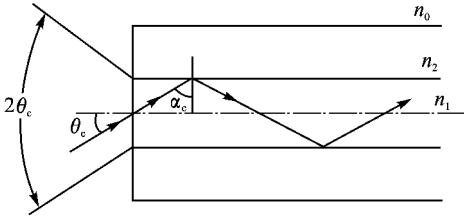


图 2-33 光纤的受光特性

NA 是光纤的一个重要性能参数,它表示光纤的集光能力,即只有 $2\theta_c$ 张角之内的入射光才能被光纤接收传播。NA 越大,光纤的集光能力越强,光纤与光源之间的耦合越容易。但 NA 越大,光信号的畸变也就越大。NA 仅由光纤材料的折射率决定,与光纤的几何尺寸无关。

与金属传输线相比,光纤的传输损耗很小,例如单模石英光纤的传输损耗可以达到 0.2 dB/km。

图 2-34 示出光纤传感器的两种基本形式。其基本原理是将来自光源的光经过光纤送入调制器,在调制器内与外界被测参数相互作用,导致光的性质,如光强、频率、相位、波长和偏振态等发生变化,成为被调制的光信号;再经过光纤送入光探测器,经解调器解调后获得被测参数。

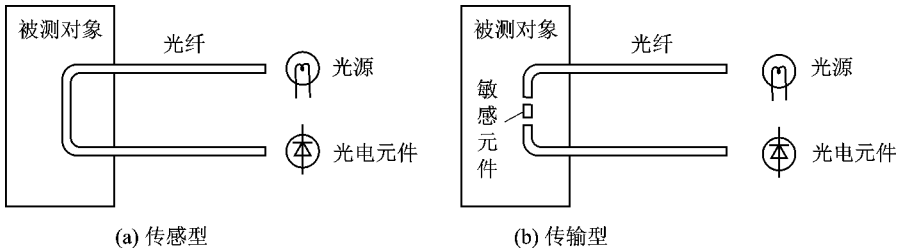


图 2-34 光纤传感器的基本形式

传感型是指光纤不仅起传光作用,而且是敏感元件,它是利用光纤本身的特性受被测物理量作用而发生变化的特点工作的。调制器是光纤本身,即内部调制,应用的是基本功能的转换,所以称传感型。传感器中的光纤是连续的。

传输型是指光纤不是敏感元件,仅起传光作用,传感器中的光纤是不连续的。它是利用在光纤端面或两根光纤中间放置其他介质的敏感元件,感受被测物理量的变化,使透射光或反射光强度发生变化,光纤仅作为光的传输线,所以称传输型,如图 2-34 (b) 所示。

光纤传输器由光源、光耦合器、光纤和光探测器几个基本部分组成。目前,已应用的有:光纤位移传感器、光纤温度传感器、光纤流量传感器和光纤图像传感器等。

2. 数字式传感器

下面以计量光栅为例做简要说明。

计量光栅是一种把位移变换成数字量的位移-数字转换装置,它主要用于高精度直线位移和角位移的数字检测系统。

所谓光栅就是在透明的玻璃板上,均匀地刻出许多明暗相同的条纹,或在金属镜面上均匀地刻出许多间隔相等的条纹,通常条纹的间隙和宽度是相等的。以透光的玻璃为载体的称为透射光栅,以不透光的金属为载体的称为反射光栅。根据外形,光栅可分为直线光栅和圆光栅。

测量装置中包括标尺光栅(一个长光栅)和指示光栅(一个短光栅)。一般标尺光栅和指

示光栅的刻线密度是相同的,两刻线之间的距离 W 称栅距。刻线密度据测量要求决定,常用为每毫米 50 和 100 条刻线。

图 2-35 示出指示光栅靠近标尺光栅,两者的刻线相互倾斜一个很小的角度 θ ,且当平行光垂直照射光栅时所产生的与刻线垂直、明暗相间的粗大条纹。这种条纹称莫尔条纹,它是光栅测量的基础。

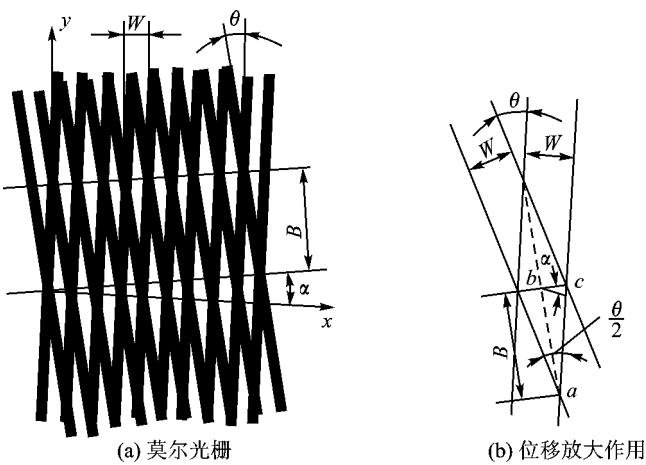


图 2-35 莫尔条纹

莫尔条纹具有如下所述的特点。

① 莫尔条纹的移动与光栅的移动相对应。当两块光栅沿着垂直于刻线方向相对移动时,莫尔条纹就沿着近似于刻线方向运动 光栅每移动一个栅距 W ,莫尔条纹就移动一个条纹间距 B 。

② 莫尔条纹具有位移放大作用,如图 2-35 (b) 所示。莫尔条纹间距 B 、倾斜角 θ 和栅距 W 的关系为

$$B \approx \frac{W}{\theta} \tag{2-52}$$

式中, θ 的单位为 rad ; B 、 W 的单位为 mm 。

因此莫尔条纹的放大倍数为

$$K = \frac{B}{W} \approx \frac{1}{\theta} \tag{2-53}$$

可见, θ 越小, K 越大。实际应用中, θ 角取值很小,例如 $\theta = 10'$ 时, $K = 1/10.0029 \approx 345$ 。即指示光栅相对标尺光栅移动一个很小的 W 距离时,可以得到一个很大的莫尔条纹移动量 B 。因此光栅被广泛用来实现高精度的位置检测。

③ 莫尔条纹间距 B 随着光栅刻线交角 θ 的减小而增大,因而可根据要求通过改变 θ 角的

大小来选择莫尔条纹的间距。

用光栅测量就是以光栅为标准,与被测量进行比较,如图 2-36 所示。由图可知:

$$x = ab = NW + \Delta$$

式中, N ——被测长度 ab 之间包含的刻线数;

Δ ——被测长度上小于一个栅距的小数值。

由上式可知,所谓光栅测量,实质上就是读取光栅距数 N 和不到一个栅距的小数值 Δ 。若将栅距分成 n 等分,则光栅的分辨力为 $\tau = W/n$,因此,

$$\Delta = m\tau \quad m = 1, 2, 3, \dots, n$$

因此,

$$x = Nn\tau + m\tau = (Nn + m)\tau = M\tau \tag{2-54}$$

由于莫尔条纹在 y 轴方向的移动量比光栅在 x 轴方向的移动量大 K 倍,所以实际应用中是测量莫尔条纹在 y 轴方向的移动量。

若莫尔条纹的分辨力为 $\tau' = B/n$,则对应于 x 方向,莫尔条纹在 y 轴方向的移动量为

$$y = M\tau'$$

上式中计数脉冲当量 τ' 已知, M 为脉冲数,知道 M 即可求出 y 值。而 y 与 x 之间只相差一个比例系数 K ,因此求出 y 也就知道了光栅的移动量 x 。

图 2-37 示出光栅读数头。它由光源、透镜、光栅和光电元件等组成。其标尺光栅与运动部分相连接,指示光栅不动,二者相互平行并保持一定间隙,刻线彼此相交一个很小角度 θ 。从光源发出的光经过透镜变成一条平行光束投射到光栅上,装在指示光栅一边的光电元件将莫尔条纹的明暗变化转换成电信号输出。莫尔条纹明暗变化一次,输出信号变化一个周期。可用下列公式表示:

$$u = U_0 + U_m \sin \left(\frac{2\pi}{W}x \right) \tag{2-55}$$

式中, U_0 ——直流分量;

U_m ——正弦分量的幅值;

x ——光栅的位移量。

在后续电路中消去直流分量,经整流放大和微分电路变成脉冲信号,送入计数器进行计数,计数值即表示位移的大小。

典型光栅式位移传感器如图 2-38 所示。由式 (2-55) 可知,输出电压反映了瞬时位移的大小,当 x 从 0 变化到 W 时,相当于电角度变化了 360° 。通过细分电路用计数器记录细分脉冲数目,则可知道移动的相对距离。

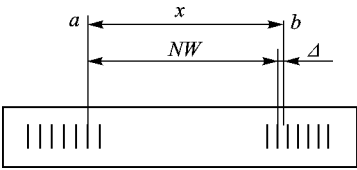
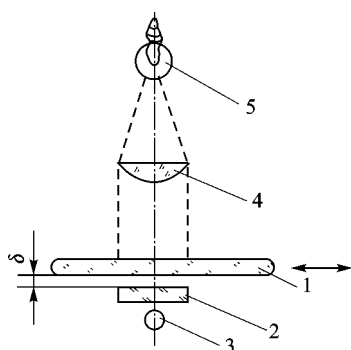
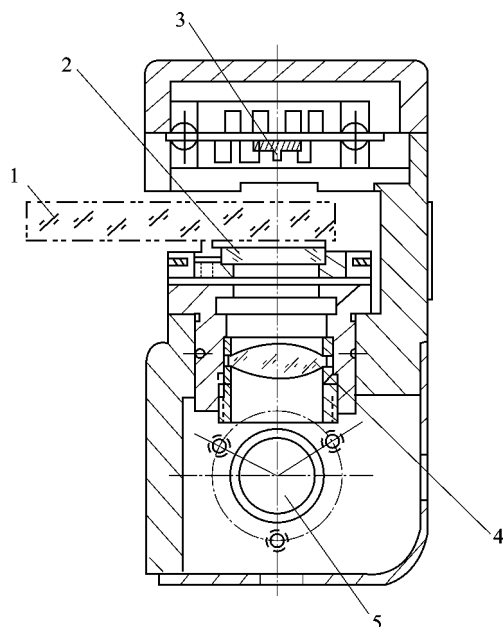


图 2-36 光栅测量原理



1—标尺光栅 2—指示光栅；
3—光电元件 4—透镜 5—光源

图 2-37 光栅读数头



1—标尺光栅 2—指示光栅；
3—光电元件 4—透镜 5—光源

图 2-38 光栅式位移传感器

除光栅外,数字式传感器还有编码器、频率输出式数字传感器以及磁栅和感应同步器等,读者可参阅文献 33 中有关章节的论述。

2.4 信号传输

2.4.1 信号传输的种类

在测试系统的各环节之间,即信号变换、测量、记录及处理各环节间,大多都需要信号的传输环节。如被测对象的位置离仪器和人较远时,或者把大量的数据送入计算机处理时,都需要传输环节。

理想的传输环节应满足下列要求：

- 应不受外来噪声的影响；
- 信号应该与传输距离无关；

- 应可靠且耐用；
- 应是经济的。

信号传输按其性质可分为三种 有线传输、无线传输和光输。

按传输方式又可分如图 2-39 所示。

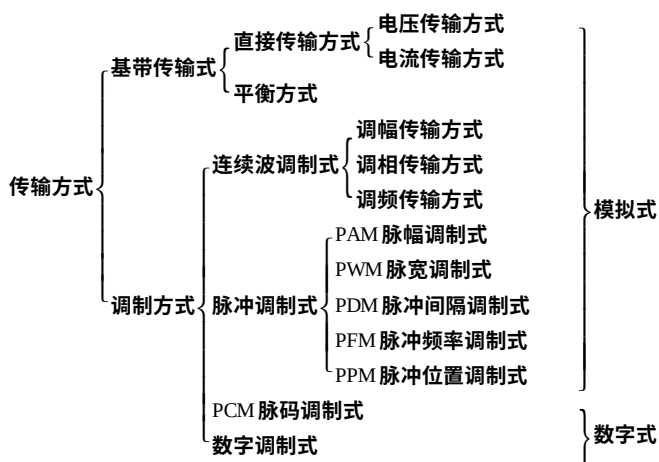


图 2-39 信号传输按其传输方式的分类

有线传输可以采用基带传输方式或调制方式，而无线传输则只能采用调制方式。

输入传输环节的信号，它所占用的频带称为基带，而这一输入信号又称为基带信号。基带信号的传输称为基带传输式。它又可分为直接传输方式及平衡式。

直接传输方式是信号用导线传播，按直流或交流传输。交流传输时，电感电容变化会引入噪声干扰。直接传输的关键在于抑制噪声。

电压传输方式是信号以电压形式传送，其优点是传输导线电阻变化带来的影响较小。

平衡方式是把位移或转角信号输入电桥或自动平衡电机，从而引起电量变化，把由电量变化引起的电压或电流传输到信号接受环节，使其产生相应的位移或转角，直至电桥重新恢复平衡为止。

2.4.2 噪声及其抑制

在电路中除有用的信号外其他出现的信号都称为噪声。噪声干扰了测量系统中的信号，从而产生不良效应。

1. 噪声源

噪声系统是由噪声源、对噪声敏感的接收电路以及噪声源到接收电路间的耦合通道三个

环节构成的。

噪声源主要包括以下三种：

- 固有噪声源,即由物理性的无规则波动所造成的噪声,例如热噪声和散粒噪声等；
- 自然界干扰,例如雷电和太阳黑子等；
- 人为噪声源,例如由电动机换向火花、开关通断和发射机的辐射电磁波等产生的干扰。

下面主要介绍人为噪声源。对于测量系统可分为设备内部噪声和设备外部噪声。

(1) 设备内部噪声

设备内部噪声主要包括交流声、不同信号的感应以及寄生振荡等。

(2) 设备外部噪声

设备外部噪声的产生主要来自放电噪声源和电器噪声源。

放电噪声源是产生干扰的一种主要噪声源。它可以分为电晕放电噪声源(高压输电线产生),火花放电噪声源(电气设备、开关设备通断和发动机点火等),放电管噪声源(辉光放电或弧光放电)。

电器噪声源可包括大功率输电线的工频噪声源,广播发射机和雷达及各种无线电收发设备的射频噪声源,电子开关通断及脉冲发生器等产生的噪声。

其他诸如电化作用、电解作用、摩擦电效应和机械振动均产生一定的噪声。

2. 噪声的传播

噪声可通过电磁场和导线传播。电场传播也称电容性耦合,磁场传播亦称电感性耦合。高电压小电流的噪声源主要通过电场传播,低电压大电流的噪声源主要通过磁场传播。

在接收电路附近有无线电发射机存在时,噪声将经辐射电磁场传播。处于大功率广播机附近时,10 cm 的垂直导线可产生 5 mV 的噪声电压。

共电源及共接地时,均因各电路中电流改变而产生噪声电压。一路输出线信号变化,则引起其他输出电路信号变化,产生串扰噪声电压。

3. 噪声的抑制

抑制噪声干扰的主要方法是屏蔽和接地。

屏蔽通常采用屏蔽体把元部件、电路、组合件、电缆和传输线等包围起来。噪声电压取决于中心导线伸出屏蔽体的长度。因此,为了得到良好的电路屏蔽,应尽量缩短中心导线伸出屏蔽体的长度。

屏蔽体必须可靠接地,编织网屏蔽体的网孔应减至最低限度。

为了获得良好的磁场屏蔽,关键是使在屏蔽体中流过一个与中心导线大小相等且方向相

反的电流。频率高于 $5\omega_c$ (ω_c 为屏蔽体的截止频率) 时可采用屏蔽体两端接地; 低于 $5\omega_c$ 应采用导线一端与屏蔽体连接, 屏蔽体另一端接地。

为了得到最大的屏蔽作用, 应使屏蔽体中电流均匀, 改善终端的连接方法。

接地对抑制噪声很重要, 接地的地可理解为是一个等电位点, 它是电路或测量系统的基准电位, 它不一定是大地电位。如接地点经一低阻通路接至大地, 则该点电位即为大地电位。

接地方法主要有串联接地于一点、并联接地于一点 (如图 2-40 所示)、串并联一点接地 (如图 2-41 所示) 及多点接地 (频率高于 10 MHz)。

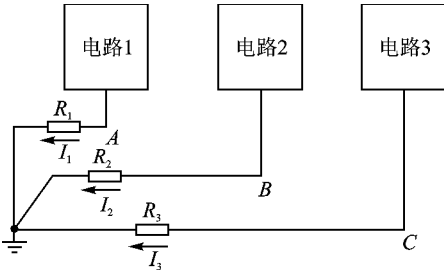


图 2-40 并联接地

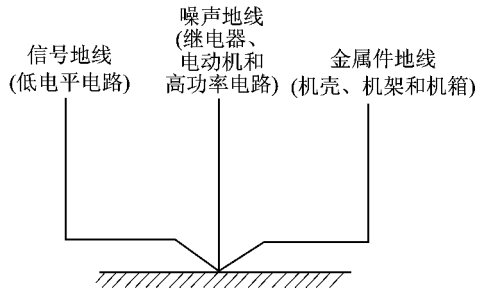


图 2-41 串并联一点接地

对于电场和磁场屏蔽接地, 如果一个接地的放大器与一个不接地的信号源连接时, 屏蔽体应接至放大器的公共端; 如果一个接地的信号源与一个不接地的放大器连接时, 屏蔽体应接信号源的公共端。

2.4.3 无线传输

无线传输是用高频电磁波作为载波直接发射传输信号的方法。无线传输的特点是: 传输距离长, 不需导线, 而是靠电磁场传播; 噪声小; 需用专门的发射和接收装置。

无线传输用于飞行试验中发动机主要参数的遥测, 发动机转子信号的传输, 以克服采用集流环所产生的噪声。遥测应变仪用于传输高速旋转体上的信号, 传输距离为 0.01 ~ 10 m, 传输遥远信号时可达数千米。

下面概述无线传输的主要方式。

1. 单通道无线传输系统

该传输系统是只传输一个测试信号系统。主要有连续波调制、脉冲调制、脉码调制和数字调制。

① 连续波调制是用正弦波等连续波作为载波, 对它的振幅、频率或相位进行调制的信号传输方式。调频和调相可以通过限幅器来克服调幅方式中引起的振幅变化的噪声干扰。

图 2-42 示出典型单通道无线传输系统。

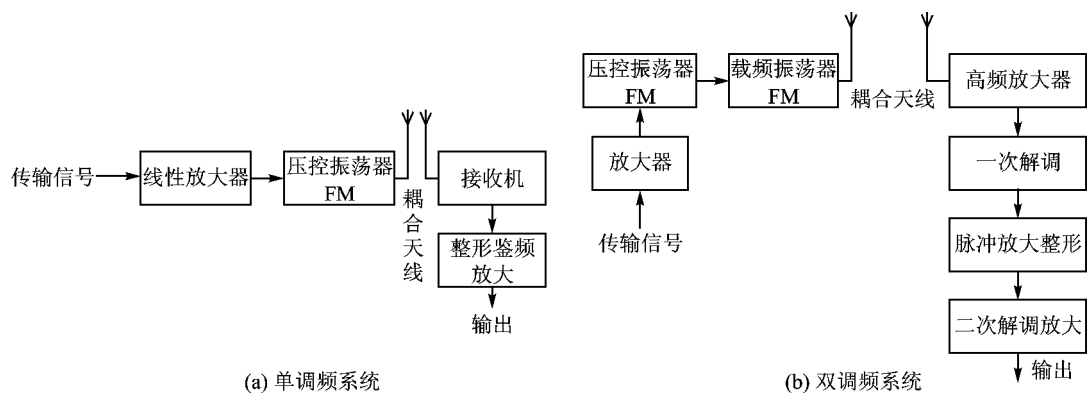


图 2-42 单通道无线传输系统

② 脉冲调制是用脉冲作为载波,用欲传输的信号对脉冲载波进行调制的传输方式。这种调制噪声干扰小,信噪比高,能抑制误码,提高信号传输的可靠性,并易于同计算机结合。图 2-43 示出脉幅调制式 (PAM)、脉宽调制式 (PWM) 和脉冲位置调制式 (PPM) 的原理图。

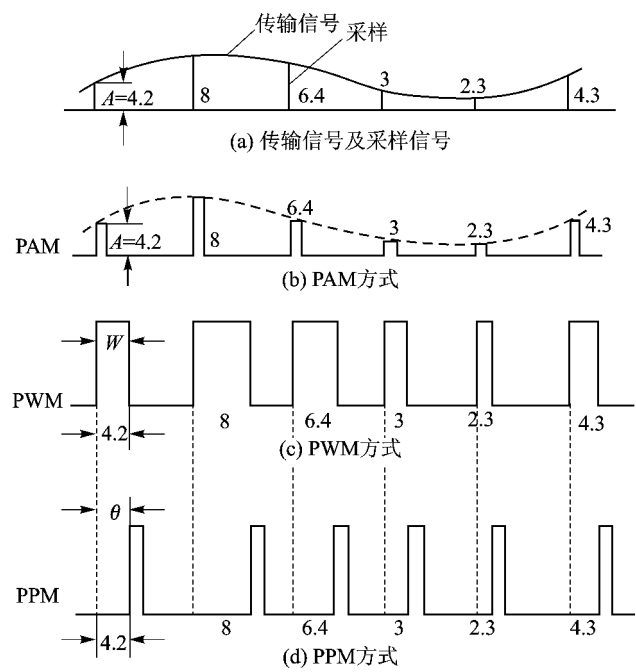


图 2-43 PAM、PWM 和 PPM 方式原理图

③ 脉码调制如图 2-44 所示,它是用一组具有一定位数的二进制脉码来表示欲传输信号大小的传输方式。图 2-44 (a) 是一组具有 7 位二进制脉冲码的脉冲,组间有同步脉冲。图 2-44 (b) 是用每组具有 4 位二进制脉码来表示欲传输信号的例子。脉码表示的数等于信号采样值的大小。

④ 数字调制是以正弦波或余弦波作载波,用数字信号予以调制的。图 2-45 示出移幅式 (ASK)、移频式 (FSK) 和移相式 (PSK) 数字调制方式。

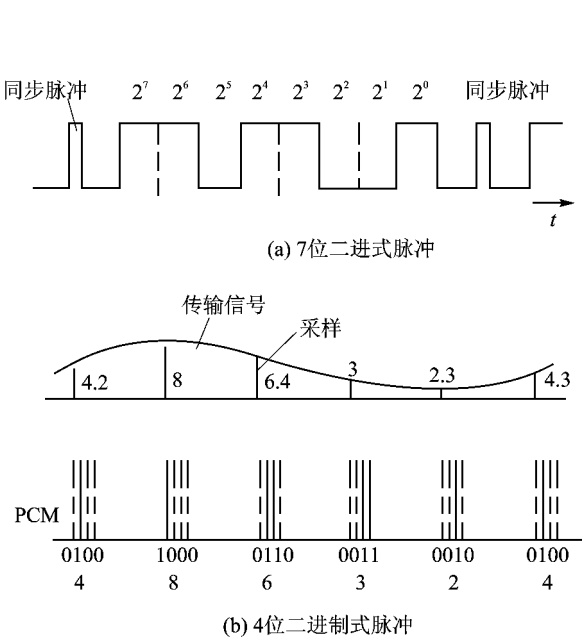


图 2-44 脉冲调制式

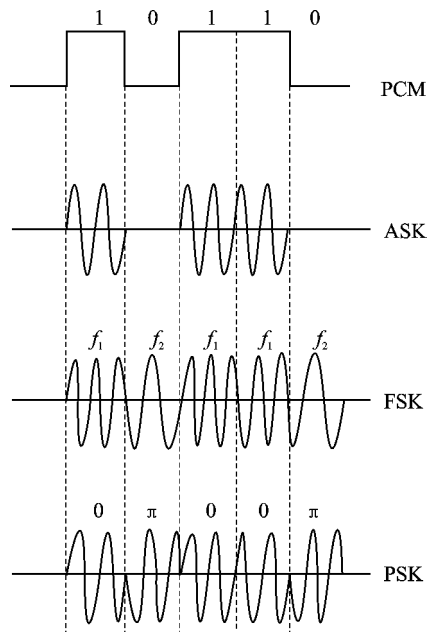


图 2-45 数字调制方式

2. 多通道无线传输系统

多通道无线传输系统是一个传输通路中能够传输多个测试信号的系统。它有频分制系统和时分制系统。

频分制按频率划分通道,将欲传输的测试信号划分对应的副载波,然后各副载波相加后再去调制主载波而后发射,如图 2-46 所示,这是 6 通道调幅 AM-调频 FM 传输系统。

图 2-47 示出时分制传输方式。各路欲传输信号和一路同步信号经自动循环依次和主发射机接通,并且只是在采样时间内被传输。接收机和发射机是同步的,接收信号经译码器将各路信号依次送至副接收机进行解调。

频分制通道数目受限,但能传输数千赫兹的信号 时分制频响低,但通道数可达数百个。

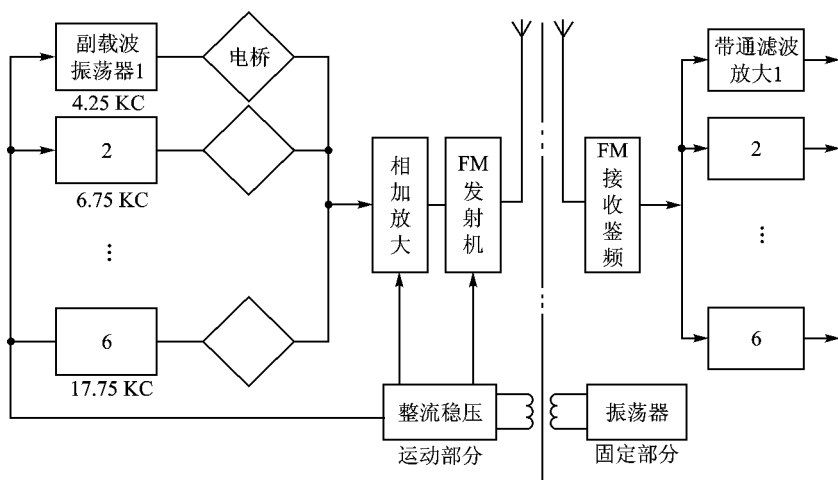


图 2-46 频分制无线传输系统

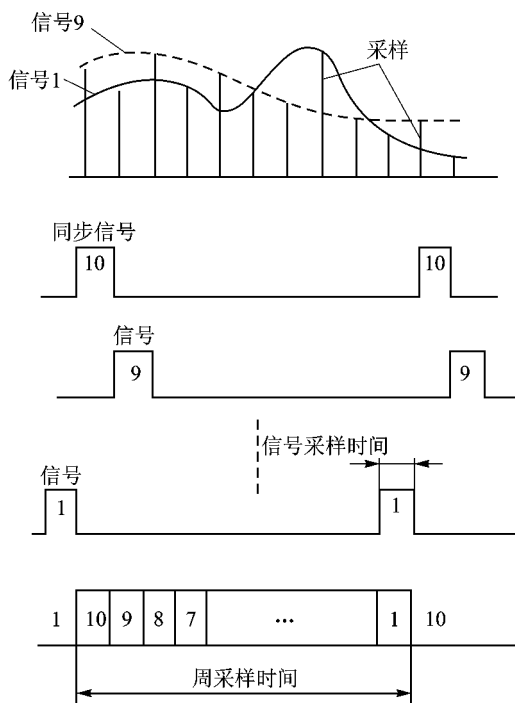


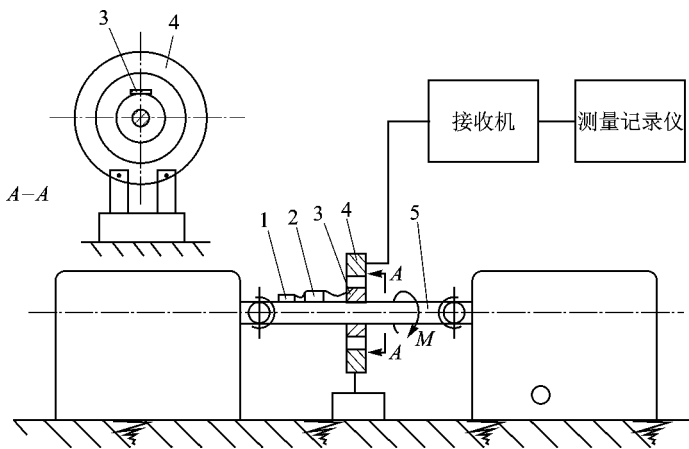
图 2-47 时分制无线传输原理

2.4.4 旋转体上信号传输

航空发动机转子即是一个旋转体。旋转体上信号传输方法如下所述。

- ① 接触式集流环,包括拉线式、电制式和金环引电器等。
- ② 非接触式,包括无线传输式和感应式。

无线传输方式是一种比较先进的信号传输。它可分为电波收发方式和光电脉冲传输方式。图 2-48 示出扭矩的无线传输例子。被测轴上的扭矩由应变片变换成电信号后检出,送至在转轴上的发射机,被调制的载波由固定在转轴上的天线发射出去,然后被固定的接收天线接收,送到接收机解调,测量和记录。



1—电池 2—发射机 3—发射天线 4—接收天线 5—被测轴

图 2-48 扭矩的无线传输

图 2-49 示出光电式扭矩测量。在转轴上固定两个圆盘光栅。在不承受扭矩时,两光栅的明暗区正好互相遮挡,无光线透过光栅照射到光敏元件,无信号输出。当转轴受扭矩后,转轴变形使光栅出现相对转角,部分光线透过光栅照射到光敏元件上,产生输出信号。扭矩愈大,扭转角愈大,穿过光栅的光通量愈大,输出信号愈大,从而实现扭矩的测量。

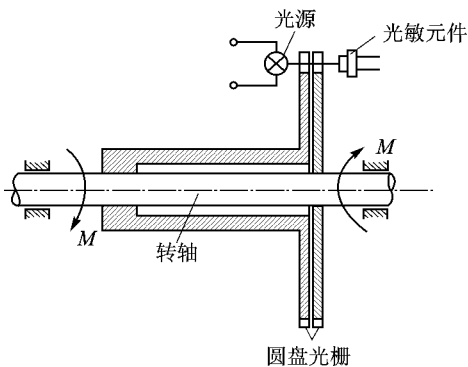


图 2-49 光电式扭矩传感器

2.4.5 光输系统

利用光传输信号的方法称为光输技术。光输系统具有下列特点：

- ① 光输的带宽和信息容量比微波传输提高 10 万倍。
- ② 抗电磁干扰能力强,传输质量高。
- ③ 质量轻,传输信息的光导纤维直径只有 0.1 ~ 0.2 mm,加上光缆也比通常电缆小且轻得多。
- ④ 光波可沿需要的途径传输。

图 2-50 示出多路信息光纤传输系统方框图。发送端的电端机把多路欲传输的信号,以数字式或模拟式进行调制及加工后送入光端机,经放大等处理,把信号调制在光波上,经光耦合器,把已调制的光波信号输入到光导纤维上。通过光纤传输后,再经光耦合器,在光电二极管上被变换成电信号,由光电接收再生机再生为原来发送的电信号,经电端机解调后,还原成原来的多路信号。

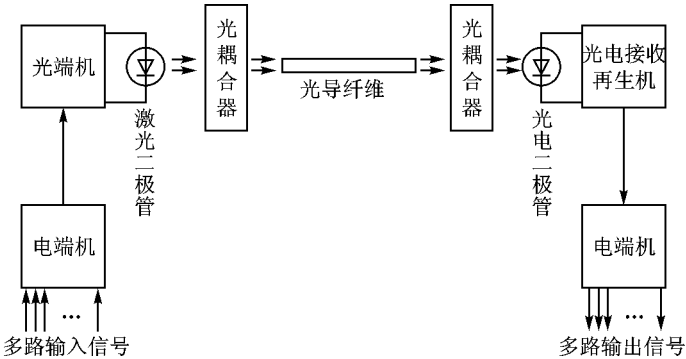


图 2-50 多路信息光纤传输系统框图

用于光输的光源是砷化镓半导体激光二极管,其波长为 0.8 ~ 0.9 μm 。

光接收元件把光信号变换成电信号。通常采用 PIN 硅光电二极管和硅雪崩光电二极管。前者的灵敏度可达 $10^{-7} \sim 10^{-8} \text{ W}$,影响时间可达 $1 \times 10^{-2} \mu\text{s}$;后者灵敏度更高,可达 $10^{-8} \sim 10^{-9} \text{ W}$,且有放大作用,光输中普遍采用。

在光源与光纤的耦合中多采用透镜耦合,即是在光纤端面 and 激光器管芯镜面之间放上一些光学元件,以改变激光器发光方向性和改变光纤的接收角,从而提高耦合效率。采用透镜耦合可使耦合效率提高到 80%。

有关光导纤维的基础知识可参看本章的 2.3 节和有关资料的论述,这里不再赘述。

2.5 信号测量

与各种变换器相配合的测量系统可根据如图 2-51 所示。

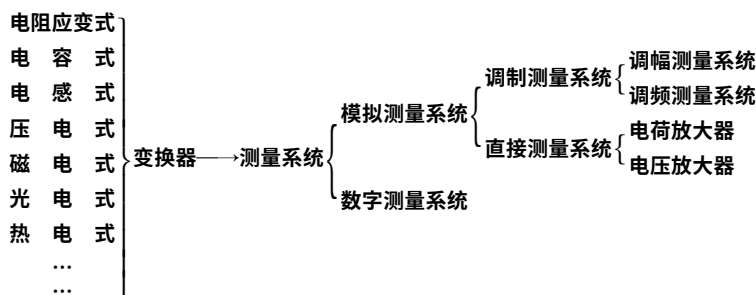


图 2-51 测量系统

电阻应变式变换器,常由电桥、调幅放大器—应变仪组成的调幅测量系统与之配合;电容或电感式变换器常与调频测量系统配合;压电式变换器则与直接测量系统的电荷放大器配合;光电式变换器与光电耦合器、光电开关和数字测量系统相配合。

下面将概述电桥、应变仪、调频测量系统、电荷放大器及数字测量系统的主要技术特点和工作原理。

2.5.1 电 桥

电桥在测试系统中属测量环节,它能把电阻、电容和电感的变化变换成电压或电流的变化。最常用的是电阻电路。

1. 直流电桥和交流电桥

图 2-52 示出直流电桥。电桥由电阻 R_1 、 R_2 、 R_3 和 R_4 构成四个臂,AC 端接电源、BD 端称输出。输出端接应变仪的放大器。若四臂电阻相等,其输出电压 U_{DB} 为

$$U_{DB} = \frac{\Delta R}{4R} U \quad (2-56)$$

即电桥把电阻变化 ΔR 变换成电压。

桥臂 R_3 、 R_4 间连接可变电阻器,调节后使电压表指针回零。当桥臂 R_1 产生电阻变化 ΔR 时,对应的应变值 ε (设灵敏系数 K 由试验确定) 为

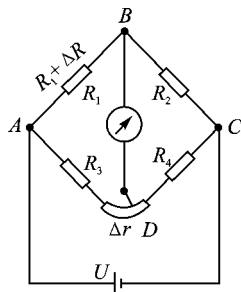


图 2-52 直流电桥

$$\varepsilon = \frac{2}{KR} \Delta r$$

$$\Delta r = \frac{\Delta R}{2}$$

因此,电阻器刻度盘可以按上述关系刻出应变值,这即是零位法。零位法的读数与电源电压无关,其测量精度高。目前,静态应变仪都采用零位法。

图 2-53 示出交流电桥。四臂都由阻抗组成。图 2-53 (b) 示出两臂为应变片、另两臂为无感电阻构成的交流电桥。因此,可认为应变片桥臂是由电阻和电容并联构成。于是类似于直流电桥分析过程,可得交流电桥输出电压与电阻变化的关系为

$$U = \frac{\Delta R}{4R} U_M \sin \omega t \quad (2-57)$$

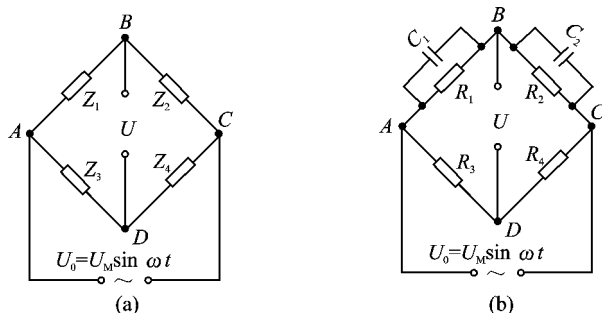


图 2-53 交流电桥

式中, $U_M \sin \omega t$ —— 交流电源电压;

U_M —— 电压峰值;

ω —— 电压角频率。

可见,输出电压 U 也是一个交流电压。

交流电桥具有下列性质:

① 具有调幅作用,供桥交流电压作载波 $U_0 = U_M \sin \omega t$ 。当 $\varepsilon = (\Delta R/R)/K$ 时,输出电压的振幅为 $K\varepsilon U_M/4$,即按 ε 同样规律变化。当动态应变 $\varepsilon = \varepsilon_M \sin \Omega t$,输出电压振幅为 $K\varepsilon_M U_M \sin \Omega t$,也按正弦规律变化。

② 当输入信号 ε 为正,即产生拉伸正应变时,输出电压振幅为 $K\varepsilon U_M/4$,频率与载波一致,相位与载波相同;当 ε 为负,即产生压缩应变时,相位相差 180° ,振幅仍为 $K\varepsilon U_M/4$,频率与载波一致。

2. 电桥的灵敏度

电桥灵敏度 S 定义为:

$$S = \frac{U}{\Delta R/R} = \frac{U}{K\epsilon} \quad (2-58)$$

电源电压 U_0 提高, S 提高 桥臂电容 C 变化能引起电桥灵敏度变化 对不等臂电桥, 当把两个较大或两个较小应变片接在电源对角线一侧时能得到高灵敏度。

2.5.2 调频测量系统

与电桥和应变仪的这种调幅测量系统相比, 调频测量系统抗干扰性强, 具有更高的线性和频率特性, 易于同电容和电感变换器相配。

调频测量系统原理框图如图 2-54 所示。频率调制电路为一振荡器, 它产生具有一定中心频率的载波, 随着变换器的被测信号的变化, 载波频率产生与信号成比例的频偏。频率调制电路输出的调频信号, 经放大后传输至限幅和鉴频器。通过限幅消除信号传输中由于噪声干扰引起的幅值变化, 使之成为等幅的调频信号。鉴频器进行调频信号的检波, 使调频信号的频率变化转换成幅值变化。检波后输出的信号经滤波器滤掉高频载波后, 还原为所需的被测信号, 由指示记录器予以显示和记录。

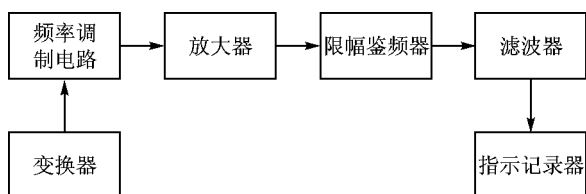


图 2-54 调频测量系统原理框图

图 2-55 示出直接调频和间接调频方框图。直接调频是利用被变换器变换成电容、电感或电压的被测信号 u_r , 直接控制振荡器振荡回路的谐振频率, 从而获得调制信号。其频率的变化率 $\Delta f/f \approx -\Delta C/(2C)$ 或 $\Delta f/f \approx -\Delta L/(2L)$, 即振荡频率的变化量 Δf 与回路电容变化量 ΔC , 电感变化量 ΔL 成比例关系。

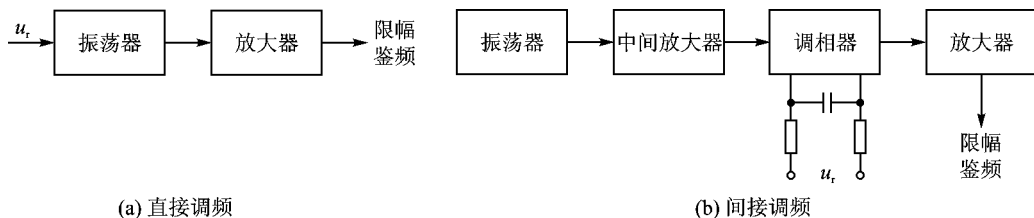


图 2-55 直接、间接调频方框图

间接调频是通过调相进行调频。调相波与调频波两者之间有一定关系。调相波瞬时相角的变化规律与被测信号相差 90° 。例如,被测信号是余弦变化,调相波的瞬时相角也按余弦规律变化,而调频波的瞬时相角按正弦变化。

鉴频器用来把频率变化变换成电压的变化,即把被测信号从频率调制信号中检出来。鉴频器有多种形式,如斜率鉴频器、比例鉴频器、相位鉴频器和 RC 鉴频器等。斜率鉴频器是常用的形式。调频波输入到谐振回路,经幅度检波器和电容 C 滤波,便在输出端获得传输信号。

2.5.3 电荷放大器

图 2-56 示出电荷放大器、压电变换器、电缆的等效电路图。 q_t 为在压电变换器内部电容 C_t 和电缆分布电容 C_c 上积蓄的电荷, q_f 为在反馈电容 C_f 上积蓄的电荷。压电变换器所产生的电荷全部被积蓄在电容 C_t 、 C_c 和 C_f 上。输出电压 e_o 可表示为

$$e_o = - \frac{q_f}{C_f} \cdot \frac{K}{1 + K} \tag{2-59}$$

当放大倍数 $K = - e_o / e_i \gg 1$ 时,

$$e_o \approx - q_f / C_f$$

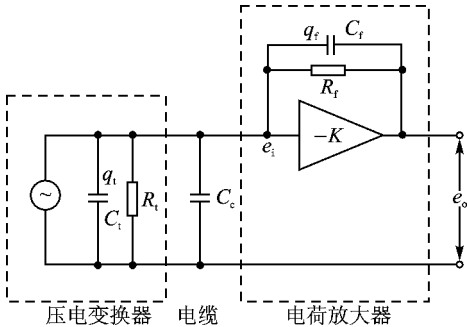


图 2-56 压电变换器、电缆和电荷放大器等效电路图

即输出电压 e_o 与压电变换器产生的电荷 q_f 成比例,实现了对电荷的直接测量,并且 e_o 的灵敏度只取决于反馈电容 C_f ,与变换器内部电容以及电缆的分布电容无关。因此,电荷放大器对电缆电容不敏感,传输距离可达数百米。

电荷放大器解决了压电式变换器输出阻抗非常高、输出电荷信号非常小的问题。电荷放大器对传输电缆电容不敏感,低频响应好,可达到 0.003 Hz 或更低。

2. 5. 4 数字测量系统

图 2 - 57 示出数字测量系统的组成,主要组成是 A/D 变换器和电子计算机。

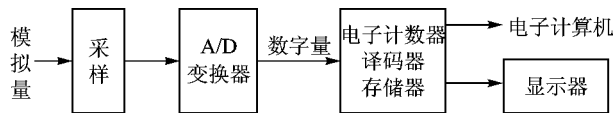


图 2 - 57 数字测量系统的组成

通常,绝大多数被测的模拟量都可以用传感器和变换器直接或间接变换成直流电压。按其变换原理可分为 直流电压-频率变换器、直流电压-时间变换器和直流电压-脉冲 (比较) 变换器。数字测量系统的类型及组成如图 2 - 58 所示。

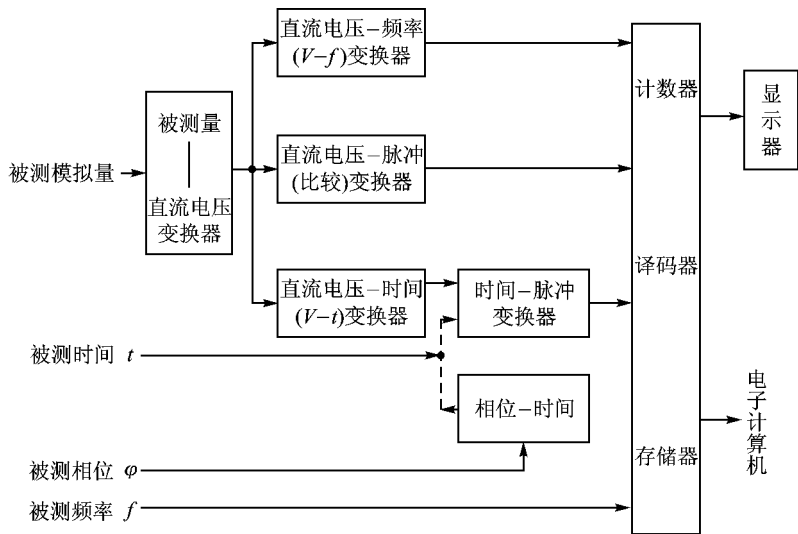


图 2 - 58 数字测量系统的类型及组成

数字测量系统的准确度高,数量级可达 10^{-6} 灵敏度对直流可至 $0.1\ \mu\text{V}$ 测量速度可达每秒百万次,可给出编码输出 完成指定的逻辑程序,可自动转换并自动检查故障,完成后可存储测量结果和计算误差。

图 2 - 59 示出电压-频率 ($V-f$) 变换式数字测量系统。被测直流电压 $+V_x$,如图 2 - 59 (b) 所示,加到积分器的输入端,其输出为电压积分波形,如图 2 - 59 (c) 所示。该电压又加在阻塞振荡器上,经脉冲形成器产生一个幅度大于被测电压、极性与其相反的稳定脉冲,称补偿脉冲,如图 2 - 59 (d) 所示。这一脉冲反馈至积分器上,并产生回扫,回扫时间等于补偿脉冲宽

度 T_2 。 T_2 为在补偿脉冲同被测电压共同作用下使电容器放电的时间。在补偿脉冲结束后,积分器的输出又重新以原来的斜率向负向斜变,如图 2-59 (e) 所示。如此重复,则产生一系列的补偿脉冲。被测电压 V_x 不同,斜变电压的斜率也不同,则到达阻塞振荡器触发电平的时间 T_1 也就不同。当 V_x 大时,补偿脉冲的频率高,反之则频率低。于是被测直流电压便被变换成相应的频率。

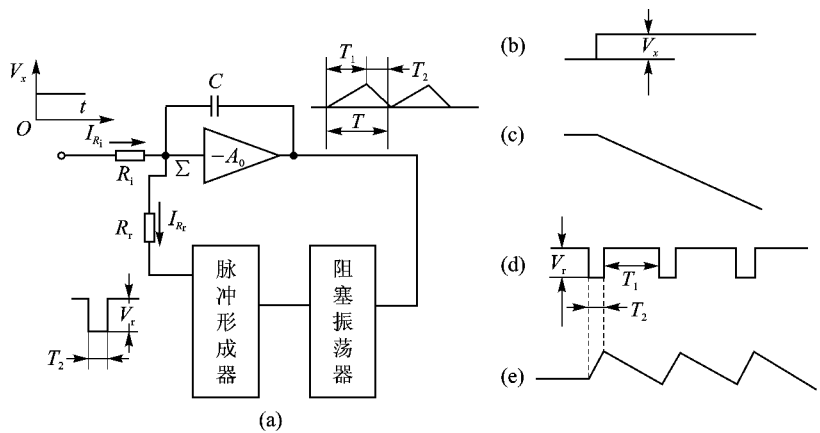


图 2-59 V - f 变换式数字测量系统工作原理

被测电压 V_x 与补偿脉冲频率 f 的关系为

$$f = \frac{R_r}{R_i} \frac{V_x}{T_2 V_r} \tag{2-60}$$

由式 (2-60) 可知,当选取稳定的积分电阻 R_i 、 R_r ,且保持补偿脉冲的面积 $T_2 V_r$ 不变时,频率 f 与被测电压成正比。

在选择适当的周期内,用数字频率计 (计数器) 进行测量,使测得的频率就等于被测电压。

V-f 数字测量系统在工程上获得广泛应用,其测量精度及性能指标都较好。

2.6 信号处理

信号处理是指对录取的原始数据信号运用概率统计的方法进行分析运算,找出规律性的结果,以作为解决具体工程技术问题的依据。

信号分析方法可分为模拟、数字及模数混合等三种方法。

2.6.1 模拟分析方法

1. 相关函数的估计

当测得一平稳随机信号的时间样本记录 $x(t)$,则自相关函数 $R_x(\tau)$ 可估计为

$$\hat{R}_x(\tau) = \frac{1}{T} \int_0^T x(t) x(t+\tau) dt, \quad 0 \leq \tau \leq T \quad (2-61)$$

相关分析仪用滞后乘的方法获得 $\hat{R}(\tau)$ 并输给 $x-y$ 记录器,如图 2-60 所示。

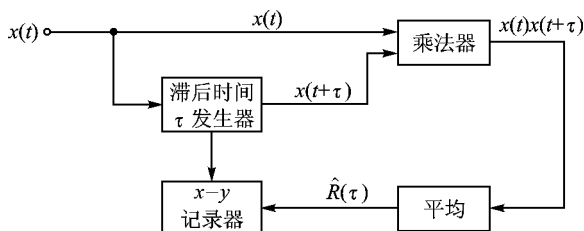


图 2-60 相关分析仪工作原理

对于互相关函数 $R_{xy}(\tau)$,可表示为

$$\hat{R}_{xy}(\tau) = \frac{1}{T} \int_0^T x(t) y(t+\tau) dt \quad (2-62)$$

互相关函数估计与自相关函数估计,除输入量增加一个 $y(t)$,并且直接加到滞后时间发生器外,其余完全相同。

为了获得随时间间隔变化的相关函数 $R_x(\tau)$ 和 $R_{xy}(\tau)$,必须使 τ 在测量范围内变化,这样才能得到相关图。这可通过两种方法来完成。

① 把滞后时间固定在一特定的时间位移上,测量相关值。然后把滞后时间改为新的时间位移,再测量相关值。这种分步扫描的相关仪通常与积分平均电路联用。这样得到的相关图是在各个滞后值上测量的一系列离散相关值。

② 随滞后时间连续变化测量相关值。这种连续扫描相关仪一般与 RC 平均电路联用,得到的是连续相关图。

2. 功率谱的估计

功率谱估计包括自功率谱估计和互功率谱估计。

(1) 自功率谱估计

数据信号的自功率谱通常是借助于模拟滤波器和模拟计算电路而获得的。主要有并联滤波器组方法、可变中心频率扫描滤波方法和外差方法三种。

以并联滤波器组方法为例,功率谱估计所依据的公式为

$$G_x(f_k) = \lim_{\substack{T \rightarrow \infty \\ B_k \rightarrow 0}} \frac{1}{B_k T} \int_0^T x^2(B_k, f_k, t) dt$$

其估计值为

$$\hat{G}_x(f_k) = \frac{1}{B_k T} \int_0^T x^2(B_k, f_k, t) dt \quad (2-63)$$

式中, $x(B_k, f_k, t)$ —— $x(t)$ 通过带宽为 B_k , 中心频率为 f_k 的窄带滤波器部分;

T ——分析时间,以 s 为单位。

分析过程如图 2-61 所示。它是一组中心频率不同的窄带滤波器,同时可对信号进行滤波,然后分别平方、求和以及平均再除以相应滤波器的带宽。该方法需要较多窄带滤波器和模拟计算电路以提高分辨率。该方法的优点是分析速度快,可以对信号进行实时分析。

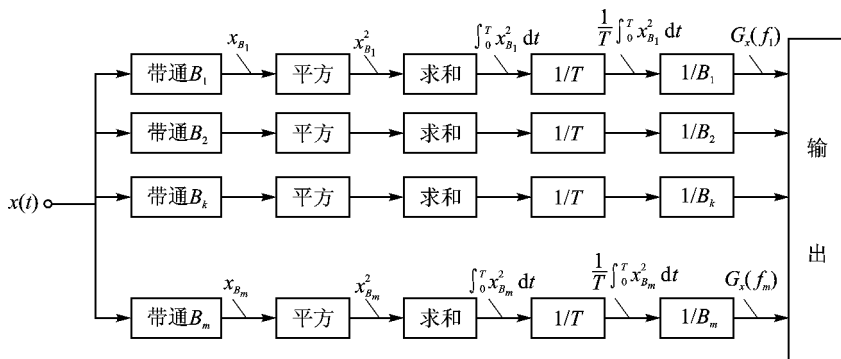


图 2-61 并联滤波器组

(2) 互功率谱估计

它是用相同中心频率 f 、相等带宽 B 的窄带滤波器,对两信号 $x(t)$ 和 $y(t)$ 分别进行滤波。在无相移情况下,两滤波后信号相乘。一个信号对另一个信号相移 90° 时,两滤波后信号相乘。然后在采样时间上分别对两瞬时乘积求平均,用带宽 B 除两个平均乘积。当改变两窄带滤波器的中心频率时,即可得到互谱密度函数实部(共谱)和虚部(重谱)与频率的关系图,即为互谱图。

上述过程可以用模拟分析仪来完成,其框图如图 2-62 所示。这与一般两个模拟功率谱

分析仪基本相同,只是用乘法器代替平方电路,另外还增加了一个 90° 相移电路。

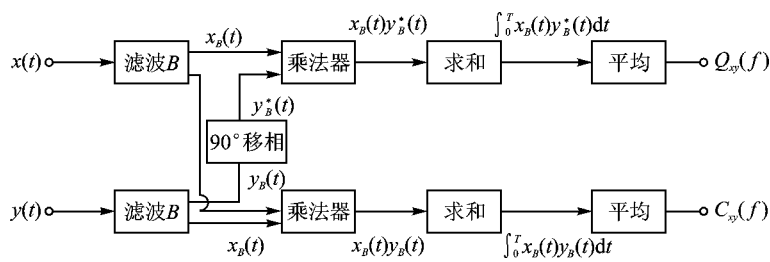


图 2-62 互谱估计原理

2.6.2 数字分析方法

数字分析可以分为以通用计算机为中心的软件分析系统和以 FFT（快速傅里叶变换）硬件为中心的专用分析系统。

数字计算机中,信息是以二进制数码形式进行交换和加工运算的。因此,由传感器收集来的模拟信号,首先要经过采样和量化,转换成二进制的数字信号,其信号数字处理过程如图 2-63 所示。

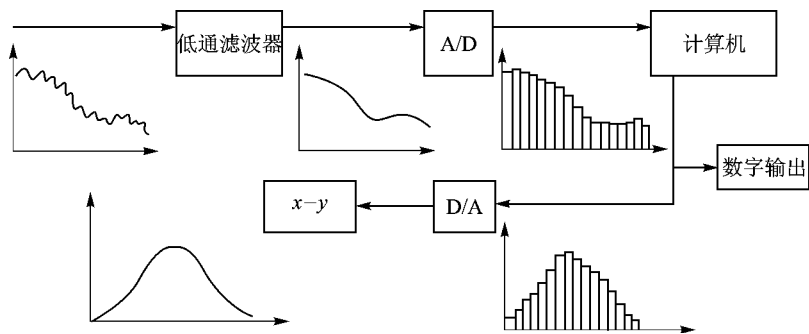


图 2-63 信号数字处理

对于平稳随机信号,可以从原始数据的有限离散 FFT,计算功率谱密度函数。即对原始信号采样数据进行 FFT,求出频谱,再求得功率谱。也可用类似方法估计互功率谱密度。

采用滤波方法时,是设计一个中心频率 f_k 、相应带宽 B_k 的带通滤波器(用程序或硬件实现的数字滤波器)。数字信号通过后,再经过平方、相加求和、平均再除以相应的带宽,即获得对应于中心频率下的功率谱密度。实质上,这种方法是模拟并联滤波方法的数字化。

对于相关函数的计算,常采用间接方法,即是先用 FFT 计算采样数据的功率谱密度,再应用傅里叶逆变换求得相关函数的估计值。

计算概率密度函数时,把数据信号的幅值 $[a, b]$ 分层。其估计值取决于分组区间的数目和区间的宽度。显然,分层越多,区间宽度越小,采样点数越多,则估计值越精确。

图 2-64 示出数据分层简图。按图中的标注可估计连续样本 $x(t)$ 的概率密度函数 $P(x)$ 为

$$\bar{p}_k = \frac{N_k}{N_m} = \frac{N_k}{N} \cdot \frac{m}{b-a} \quad (2-64)$$

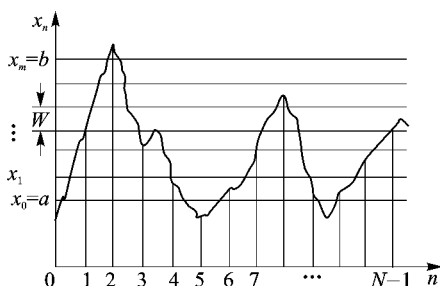


图 2-64 数据分层

式中, N ——总采样点数;

N_k ——落在振幅区间 $x_k \pm \frac{W}{2}$ 的数据点;

$[b-a]$ ——幅值范围;

m ——幅值范围被分成相等的份数数值;

$W = (b-a)/m$ 。

2.6.3 模拟-数字混合分析方法

图 2-65 示出一种实时窄带分析仪,即是模拟-数字混合分析方法的例子,它是一频谱分析仪。

输入信号 $x(t)$ 经过滤波、放大、采样和量化后送入缓冲存储器。滤波器的带宽的上限等于所选分析频率量程的上限 f_m^i 。共有频率量程 11 挡,对于不同的量程, f_m^i 也不同。这种频谱分析仪的谱图由 400 条谱线组成。对于每量程挡的频率分辨率为

$$B_i = f_m^i / 400$$

采样频率为 $f_s = 2f_m^i$ 。缓冲存储器是在循环存储器未完成数据循环之前,暂存由 A/D 变换器送来的新数据代码。实行时基压缩的关键性部件是重复循环存储器。

对于 $0 \sim 100$ Hz, B_i 为 0.25 Hz, 时基 4.480 0 s; 对于 $0 \sim 1$ kHz, B_i 为 2.50 Hz, 时基 0.448 0 s; 对于 $0 \sim 20$ kHz, B_i 为 50.0 Hz, 时基 0.022 4 s。

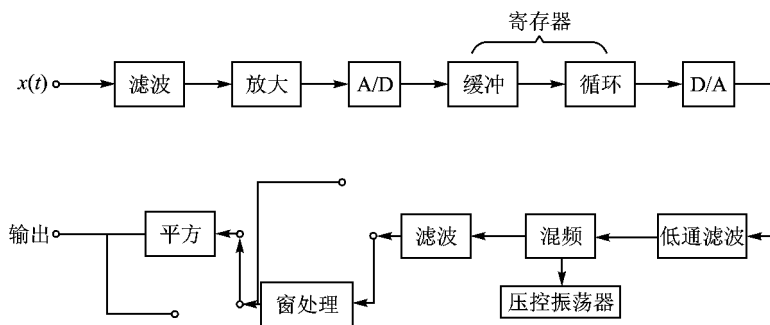


图 2-65 频谱分析仪原理图

2.7 信号记录

在测试系统中,记录仪器记录了被测参数信号的幅值及其变化规律。记录仪器的精度、灵敏度和频率响应等特性对测试系统影响很大,因此必须正确的选择和使用记录仪器。

目前,常用的记录仪器有磁带记录仪、磁光盘记录器和数据采集系统。

20 世纪 80 年代曾广泛采用光线示波器和函数记录仪。光线示波器的灵敏度高、可多线同步记录,能实时直观记录试验结果,可记录 5 kHz 以下变化的信号。其缺点是不能采用计算机进行数据处理。

函数记录仪是用来记录变化比较缓慢的模拟电量的笔式记录仪。它采用自动平衡的测量方法,配有高增益的伺服放大器,满量程精度可达 0.2% ~ 0.5%,灵敏度较高,记录振幅大。这种记录仪运动件质量较大,故仪器响应时间长,记录速度较慢,因此一般只能记录 10 Hz 以下的信号,记录速度 1 ~ 25 cm/s,记录幅宽为 40 mm 左右。但目前已很少采用这种记录器。

航空发动机的大量整机试验、部件试验和专项试验主要采用磁带记录仪和数采系统。

2.7.1 磁带记录仪

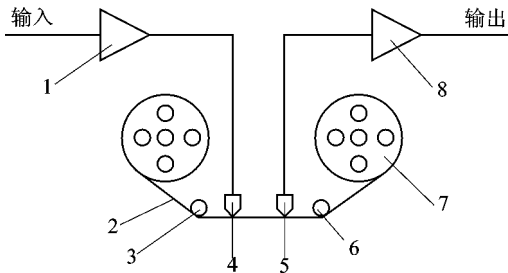
磁带记录仪具有下列特点：

- ① 存储容量大,可模拟或数字方式存储。
- ② 工作频带宽,调频式为 0 ~ 40 kHz,直接记录式为 50 Hz ~ 1.5 MHz。
- ③ 信噪比高,线性好,失真度低。
- ④ 记录信号能长期保存、可再现、可同时记录多路信号和变换信号时基。
- ⑤ 可快速 (1.52 m/s 和 3.05 m/s) 记录和慢速 (4.76 cm/s 和 2.38 cm/s) 重放或慢速记录和快速重放。

- ⑥ 能与计算机或其他分析仪器联机使用。
- ⑦ 可进行瞬态试验分析和数据处理。

1. 结构及工作原理

磁带记录仪主要由磁头（包括记录磁头和回放磁头）、磁带、运带机构和电子线路（如录、放放大器）4 部分组成。图 2-66 示出磁带记录仪的基本结构示意图。



1—记录放大器 2—磁带 3—导辊 4—记录磁头；
5—回放磁头 6—主动辊 7—带盘 8—回放放大器

图 2-66 磁带记录仪基本结构示意图

磁头由绕有线圈的软磁材料的电磁铁构成，在与磁带接触的前端有一极窄缝隙，称为工作间隙。当被记录信号的电流流经记录磁头的线圈时，铁芯中产生随信号电流变化的磁场，磁场中磁通密度的变化与电流强度变化成正比。磁力线就绕过磁头缝隙处的非导磁材料，通过磁带磁性层与铁芯形成闭合回路。当磁带以某一恒定速度相对于磁头运动时，磁性层受到磁化，磁化程度与输入电流信号成正比。因此，被磁化部分形成一个个小磁化区域，其剩磁感应强度与信号电流成正比。当磁带通过工作间隙后，其上的磁化区域被保留下来，实现了对信号的记录，如图 2-67 (a) 所示。

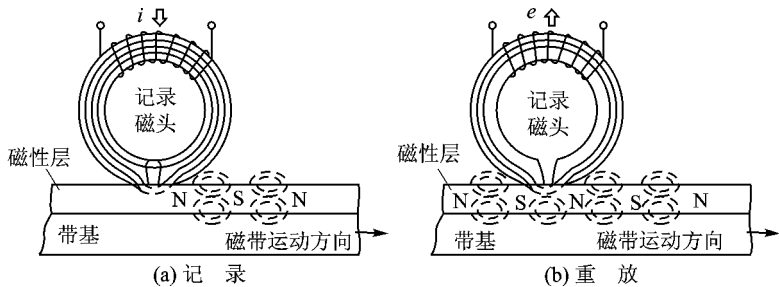


图 2-67 磁带记录器工作原理

重放过程中,录有记录信号的磁带通过重放磁头的工作间隙时,使磁带上的剩余磁感应强度经磁头的铁芯形成回路,绕在铁芯上的线圈感生出与剩余磁感应强度成比例的感应电势,还原成电信号。

运带机构使磁带在磁头下面运动。磁带记录机通常有几挡成倍变化的带速,如 0.25 m/s、0.5 m/s 和 1.2 m/s。

记录放大器是将输入信号进行放大,以推动记录磁头工作。回放磁头在线圈中感应出的电势很微弱,输出前要经过回放放大器进行放大。磁带记录仪中通常还有高频振荡器(用于直接记录式)或调制与解调器(用于调频记录式)等电子线路。

2. 磁带记录仪分类和记录方式

磁带记录仪可分为两类 模拟式和数字式。前者主要包括录像机和模拟式磁带记录仪 后者包括数字磁带记录仪和磁带存储器。

模拟式磁带记录仪的记录方式主要采用直接记录和调频记录两种。直接记录是把输入信号放大,不进行波形变换,原样记录在磁带上。其工作频率可达 1.5 MHz,适于记录高频信号。调频记录仪是将信号电压进行频率调制,使其对应载波频率的变化,这样可以记录低频信号,其工作频率一般为 0 ~ 40 kHz。

2.7.2 磁光盘记录器

随着计算机的迅速发展,磁盘记录器得到广泛的应用。磁盘记录的工作原理与磁带记录相类似,都是用磁头的工作气隙对磁性涂层作与被记录信号相关连的磁化,然后再以磁头重放或消去,其记录方式主要为数字式。磁盘记录具有随机存取的特点。

磁盘记录器用于采用计算机及与之相关的仪器设备中,如数字式示波器、数码照相机等磁盘分硬盘和软盘。

1. 硬 盘

硬盘存储器主要由磁头、盘片、硬盘驱动器和读/写控制电路组成,盘片用铝合金或玻璃等材料制成,其表面涂有磁性材料。硬盘可以分为固定磁头硬盘、活动磁头固定盘片硬盘以及活动可换盘片硬盘。按盘片可分为单片式和多片组合式。多片组合中有 2 片、8 片和 12 片等。盘片直径有 35.56 cm (14 in)、20.32 cm (8 in)、13.34 cm (5.25 in)、8.89 cm (3.5 in) 和 6.35 cm (2.5 in),存储容量从几 MB 到数百 GB。磁盘转速有 12 000 r/min、7 200 r/min 和 5 400 r/min 等。

硬盘工作时,盘片高速旋转,通过浮在盘面上的磁头记录或读取信息。盘面上磁头下的圆周轨迹称为磁道,数据信息就记录在磁道上。盘面上全部磁道从外缘向圆心方向编号。每条

磁道可分为若干段,每一段称为一个扇段。所有同一区域的扇段组成扇区。

硬盘的工作从查找开始,驱动机构把磁头定位在目标磁道上,等目标段转到磁头下,然后进行读/写操作。写入时,数据经编码电路转换成相应的写电流,送到磁头写线圈,磁化盘面上的表面磁层,形成一个微小的磁化单元。读出时,磁化单元高速经过磁头,在磁头读线圈中感应出电压信号,经放大、整形和选通后输出。当硬盘接到一个系统读取数据指令后,磁头根据给出的地址,首先按磁道号产生驱动信号进行定位,然后再通过盘片的转动找到具体的扇区,最后由磁头读取指定位置的信息并传送到硬盘自带的缓存中。在缓存中的数据可以通过硬盘接口与外界进行数据交换。

硬盘的接口方式决定硬盘的性能,最常见的接口有 IDE 和 SCSI。移动硬盘采用 PCMCIA 或 USB 接口。

2. 软 盘

软盘按盘片直径分类主要有 6.35 cm (2.5 in)、8.89 cm (3.5 in)、13.34 cm (5.25 in) 和 20.32 cm (8 in) 等。常用 8.89 cm (3.5 in) 磁盘。其存储容量有 720 KB、1.44 MB 和 2.88 MB。其存储面有单、双面之分。具有用于读、写的磁头读写槽,有便于盘片与电机相连的驱动孔,以及可以对软盘进行磁道起点定位的索引孔。

软盘已广泛应用。大容量的软盘和驱动器已在开发之中,目前已出现 100 MB 以上的超大容量软盘。

3. 光 盘

常见的光盘存储器是 CD-ROM。CD-ROM 光盘有:只读光盘、只写一次光盘(CD-R)和可读写光盘。其工作原理是把被记录信息经过数字化处理变成“0”和“1”,其对应应在光盘上就是沿着盘面螺旋形状的信息轨道上的一系列凹点和平面。凹点深度约为 $0.11 \sim 0.13 \mu\text{m}$,宽度约为 $0.4 \sim 0.5 \mu\text{m}$,而激光束能在 $1 \mu\text{s}$ 内从 $1 \mu\text{m}^2$ 的面积内获得清晰的反射信号。一张 CD 光盘上大约有 28 亿个凹点,当激光映射到盘片上时,会有 70% ~ 80% 的激光被反射回。若照在凹点上就无法反射回激光。根据其反射回激光的状况,光盘驱动器就能将其解读为“0”或“1”的数字编码。

光盘的尺寸主要是 13.34 cm (5.25 in),还有 8.89 cm (3.5 in)、20.32 cm (8 in) 和 30.48 cm (12 in) 等,其厚度为 $1.1 \sim 1.5 \text{ mm}$ 。

光盘的记录介质分为不能重写和能重写两类。只读光盘是前者,其记录方式是用氦离子激光器等对其进行灼烧记录。重写的光盘介质多种方式,这里不再赘述。

2.7.3 数据采集系统

数据采集系统种类很多,形式各异。数据采集系统的主要评定指标如下所述。

(1) 分辨率

分辨率是指系统区别两个相邻模拟电压的能力,有时也称为灵敏度。

(2) 采集速率

采集速率是指系统在单位时间内采集数据的个数。

(3) 误差限

误差限是用系统误差与随机误差的合成来评价数据采集系统测量的准确度,可表示为:

$$E = \frac{\pm (|\bar{V} - V_s| + 2S)}{A} \times 100\% \quad (2-65)$$

式中, $\bar{V}$ ——每个通道采集值的平均值;

V_s ——系统输入标准信号的幅度;

S ——采集数据的标准差估计值;

A ——通道量程。

(4) 线性度

线性度是用来描述采集系统采集通道输入输出特性非线性误差限的一项指标。其他还有温度系数(系统采集参数受温度影响产生增益和零点漂移)、随机噪声、通道间串扰和输入通频带等。

下面将概述微机化的数据采集系统。有关数据采集系统的应用将在后面一些章节的典型试验中分别阐述。

1. 微机化数据采集系统

微机化数据采集系统在各种数据采集中占主导地位。图 2-68 示出一典型微机化数据采集系统。系统的时钟信号由计算机产生,定时控制信号由 I/O 控制器产生。该系统具有在线编程、数据处理及存储方便的优点。

对于多路小信号可采用图 2-69 示出的系统,以消除由多路模拟开关引起的误差。这是一种差动输入分时切换结构,它可以提高信噪比。

随着通用数字信号处理(DSP)芯片性能的提高,使数据采集系统的实时处理能力更加提

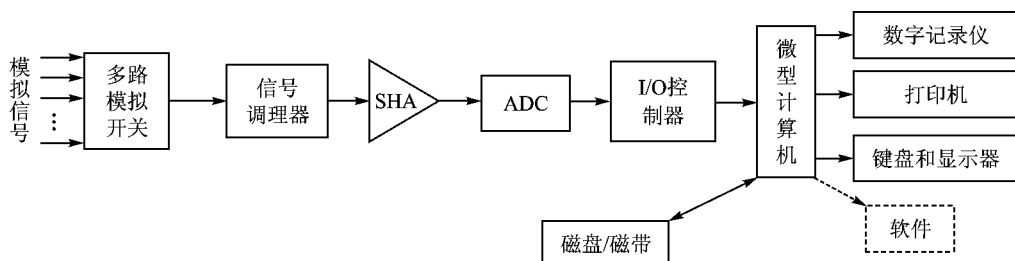


图 2-68 微机化的数据采集系统

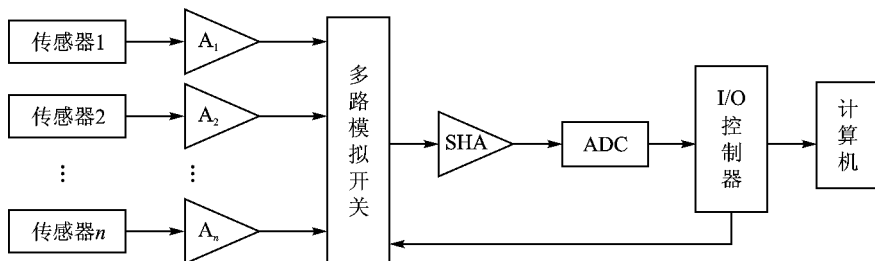


图 2-69 多通道小信号输入数据采集系统

高。DSP 处理器主要有 16 位定点和 32 位浮点式。MOTOROLA 公司的 68HC16R1/Z1 是代表型芯片。把单片机同 DSP 功能相结合很适合数据采集与控制。

2. 多输入通道数据采集系统

当被采集的信号很多,且来自不同的信号源,而系统的精度又要求很高,此时每个通路应具有适应各自的调理电路及 A/D 转换器。作为一个例子,图 2-70 示出一个发动机台架试车多种模拟信号及时间信号的数采系统。试车中的温度、压力、振动、应变、流量和转速等传感器的各路信号通过其相应的放大器变成模拟信号,然后输入计算机。数据采集的功能是将模拟量信号转变为便于存储、传输和分析处理的数字信号。

对于多输入通道的数采系统要求具有足够的测试精度、适应恶劣环境、足够的动态特性、抗干扰能力强、测量通道可扩展、能实时处理以及能长期存储被测数据。

数据采集系统的过程控制按数据存储方式可分为如下的三类：

① 逻辑电路控制。由时序逻辑电路在采集时钟脉冲驱动下,产生一系列同步脉冲,这些脉冲分别控制多路开关地址计数、S/H 转换、A/D 的启动,并将数据写入存储器。

② 通用微处理器 CPU 控制,其控制方式包括查询、中断和直接存储器存取 (DMA)。

③ 单片高速数字信号处理器 (DSP) 控制。DSP 采集速度快,功能强,能对采集的数据进行大量的预处理,简化了逻辑控制电路,节省了主机的处理时间。

数据采集系统通过主机总线或标准接口传送数据。通过标准通信接口连接的系统一般称

外总线系统,主要有 RS—232C、RS—422、IEEE488 和 USB/IEEE—1394 等。RS—232C 广泛用于计算机与 CRT 显示终端、打印机等外围设备的接口中,也应用于微机化的数据采集系统中。数据传输的标准速率有 19 200 b/s、9 600 b/s、4 800 b/s、2 400 b/s、1 200 b/s 和 150 b/s 等。

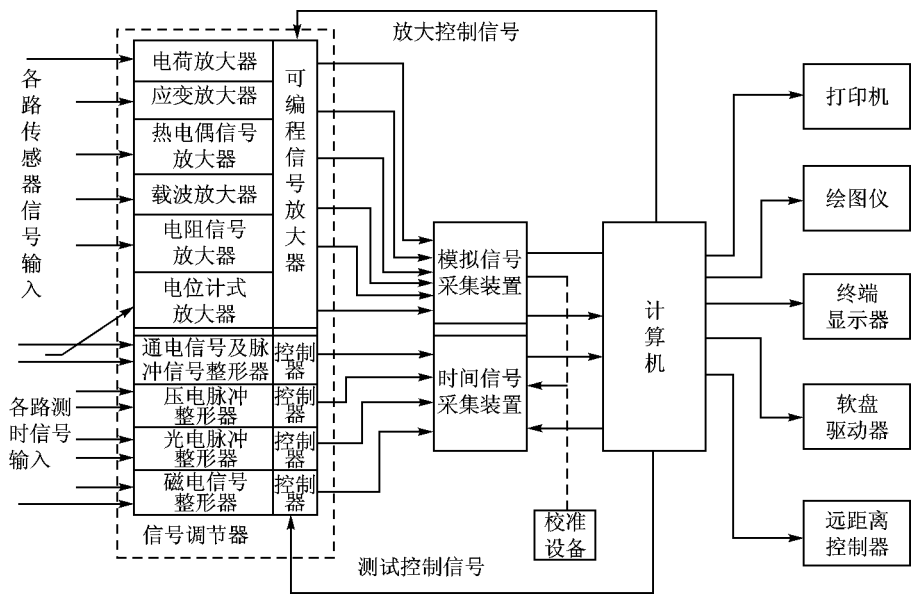


图 2-70 台架试车的多通道数采系统

2.8 试验数据处理方法

试验数据处理方法在工程中,在航空发动机试验中是很重要的环节。正确地处理试验数据对获得有代表性结果和更真实反映发动机工作状态具有重要作用。下面概述在发动机试验中常应用的数据处理方法。

2.8.1 试验数据的平均法

在进行发动机试验数据处理和计算之前,通常要对测量值进行判断,看看是否有反常的数值。若有就应予剔除。这些反常数据即是具有粗大误差且不合规律的数据。然后,通过工程计算或计算机程序处理正常、合理的数据。

1. 算术平均

有 N 个测量点,相应 N 个测点温度为 T_i^* ($i = 1, 2, \dots, N$), 则算术平均值为

$$T_{av}^* = \sum_{i=1}^N T_i^* / N \quad (2-66)$$

这种平均方法对未定型部件试验所造成的误差较大。

2. 面积加权平均法

假定沿气流通道测得 N 个点的温度值为 $T_1^*, T_2^*, \dots, T_N^*$, 对应各测点的面积为 $A_1, A_2, \dots, A_N$, 则按面积平均时有

$$T_{Aav}^* = \sum_{i=1}^N A_i T_i^* / \sum_{i=1}^N A_i \quad (2-67)$$

式中, T_{Aav}^* ——按面积加权平均总温。各测点的面积就是各测点的权。测点的面积越大, 它参加平均时所占的分量就越重。

3. 质量加权平均法

理论上说, 质量加权平均法是最可信的方法。假定对应 N 个测点面积 A_i 通过的质量流量为 m_i , 则质量加权平均温度为

$$T_{mav}^* = \sum_{i=1}^N m_i T_i^* / \sum_{i=1}^N m_i \quad (2-68)$$

式中, T_{mav}^* ——质量加权平均总温。一般按质量平均法求得的值比算术平均值要小 1% ~ 1.05%。温差越大, 则算术平均值偏大得越多。

若在各个小面积上, 同时测出总压 p_i^* 、静压 p_i 和 T_i , 则 $p_i / p_i^* = \pi(\lambda_i)$, 即可查出 $q(\lambda_i)$, 于是

$$m_i = \frac{KA_i p_i^* q(\lambda_i)}{\sqrt{T_i^*}}$$

因为 $m_g = \sum_{i=1}^N m_i$, 则

$$KA_i \sum_{i=1}^N \frac{p_i^* q(\lambda_i)}{\sqrt{T_i^*}} = KA_i \frac{\sum p_i^* q(\lambda_i)}{\sqrt{T_{mav}^*}}$$

因此,

$$T_{\text{mav}}^* = \left[\frac{\sum_{i=1}^N p_i^* q(\lambda_i)}{\sum_{i=1}^N \frac{p_i^* q(\lambda_i)}{\sqrt{T_i^*}}} \right]^2 \quad (2-69)$$

2.8.2 回归分析

回归分析在试验研究中获得广泛应用。现以环形燃烧室出口温度分布系数的研究为例来说明回归分析法。

在环形燃烧室研制中总是要先进行扇形段试验之后才能在台架上进行匹配试验。扇形段试验可以大大节省气量,具有明显的经济效益。因此,如果能用扇形段出口温度分布系数的试验结果,通过回归分析,求得半经验、半定量的公式,从而在调试中大部分进行扇形段试验,并由此公式估算出调试后的全环形燃烧室出口温度分布系数的值,以此评定调试结果,显然是很有实际意义的。

全环燃烧室出口温度分布系数 δ_h 和扇形段出口温度分布系数 δ_s 分别表示为

$$\delta_h = \frac{T_{3\text{max}}^* - T_{3\text{av}}^*}{T_{3\text{av}}^* - T_2^*} \quad (2-70)$$

$$\delta_s = \frac{T_{3\text{max},s}^* - T_{3\text{av},s}^*}{T_{3\text{av},s}^* - T_2^*} \quad (2-71)$$

式中, $T_{3\text{max}}^*$ 、 $T_{3\text{max},s}^*$ ——分别为全环、扇形段出口温度场中的最高总温;

$T_{3\text{av}}^*$ 、 $T_{3\text{av},s}^*$ ——分别为全环、扇形段温度场的平均总温;

T_2^* ——燃烧室进口总温。

于是,问题就是根据 δ_h 和 δ_s 的数据拟合出近似公式,然后据调试后测出的 δ_s 的结果算出 δ_h , 以此评定所采用的技术措施的有效性。

1. 回归方程的推导

运用回归分析可以求得 δ_h 与 δ_s 之间的解析公式。究竟采用一元线性回归还是曲线回归要据试验数据的直观统计和经验。下面以一元线性回归求得经验公式,并据试验数据讨论应用该经验公式计算结果的准确性。假定:

$$\delta_{hi} = A_0 + A_1 \delta_{si} \quad (2-72)$$

于是,对应各扇形段的 δ_{si} 均可表示为

$$\begin{aligned} A_0 + A_1 \delta_{s1} - \delta_{h1} &= \varepsilon_1 \\ A_0 + A_1 \delta_{s2} - \delta_{h2} &= \varepsilon_2 \end{aligned}$$

(2-73)

$$0 + A_1 \delta_{sn} - \delta_{hn} = \varepsilon_n$$

式中, $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_n$ ——很小量;

n ——样本数。

将式 (2-73) 中各方程平方并相加, 故得

$$F = (A_0 + A_1 \delta_{s1} - \delta_{h1})^2 + (A_0 + A_1 \delta_{s2} - \delta_{h2})^2 + \dots + (A_0 + A_1 \delta_{sn} - \delta_{hn})^2 = \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2$$

现在, 令 $\sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2 = \min$, 对所有系数取 F 的偏导数并使其等于零

$$\begin{aligned} \frac{\partial F}{\partial A_0} &= 2(A_0 + A_1 \delta_{s1} - \delta_{h1}) + 2(A_0 + A_1 \delta_{s2} - \delta_{h2}) + \dots + 2(A_0 + A_1 \delta_{sn} - \delta_{hn}) = 0 \\ \frac{\partial F}{\partial A_1} &= 2(A_0 + A_1 \delta_{s1} - \delta_{h1}) \delta_{s1} + 2(A_0 + A_1 \delta_{s2} - \delta_{h2}) \delta_{s2} + \dots + 2(A_0 + A_1 \delta_{sn} - \delta_{hn}) \delta_{sn} = 0 \end{aligned}$$

归并同类项并整理得

$$\left. \begin{aligned} nA_0 + A_1 \sum_{i=1}^n \delta_{si} &= \sum_{i=1}^n \delta_{hi} \\ A_0 \sum_{i=1}^n \delta_{si} + A_1 \sum_{i=1}^n \delta_{si}^2 &= \sum_{i=1}^n \delta_{si} \cdot \delta_{hi} \end{aligned} \right\} \quad (2-74)$$

解式 (2-74), 求出 A_0, A_1 , 代入式 (2-72) 即可求得 δ_h 的经验公式。再据试验数据试算并与试验值相比较, 即可确定估算结果的准确性。

2. 算 例

现以某 15 头环形燃烧室为例, 取 3 头扇形段进行拟合, 求出 A_0, A_1 。20 组数据如表 2-3 所列。将表中所列系数代入式 (2-74), 求得 $A_0 = 0.0115$; $A_1 = 1.2911$ 。于是得

$$\delta_h = 0.0115 + 1.2911 \delta_s \quad (2-75)$$

若计算相对偏差 E_δ 时以试验值为基准, 则

$$E_\delta = (\delta_{h\text{计}} - \delta_{h\text{试}}) / \delta_{h\text{试}}$$

表 2-3 δ_{si} 和 δ_{hi} 的 20 个样本

序 号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
δ_{si}	0.232 1	0.138 5	0.243 7	0.277 5	0.211 2	0.262 9	0.244 4	0.247 7	0.245 1	0.251 9

δ_{hi}	0.334 6	0.184 0	0.321 1	0.370 0	0.280 3	0.323 5	0.323 7	0.321 1	0.316 1	0.340 7
序 号	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
δ_{si}	0.241 1	0.248 6	0.241 5	0.250 3	0.247 3	0.302 4	0.285 2	0.317 0	0.311 4	0.350 2
δ_{hi}	0.320 8	0.329 1	0.313 0	0.349 2	0.355 7	0.355 7	0.386 0	0.409 5	0.396 8	0.415 7

注： $\sum_{i=1}^{20} \delta_{si} = 51\,050$ ， $\sum_{i=1}^{20} \delta_{hi} = 68\,207$ ， $\sum_{i=1}^{20} \delta_{si}^2 = 13\,332$ ， $\sum_{i=1}^{20} \delta_{si} \delta_{hi} = 17\,800$ 。

表 2-4 列出应用式 (2-75) 和 δ_s 试验测定值算出的 δ_h 计值,其 20 个样本的平均相对偏差 E_δ 为 0.323 3。

把方程组 (2-74) 中的 δ_{hi} 、 δ_{si} 换成发动机其他参数,则可求得其他参数之间的解析关系。该一次线性回归方程组在发动机试验数据分析中获得广泛应用。

表 2-4 应用式 (2-75) 算出的 $\delta_{h\text{计}}$ 和 E_δ

序 号	$\delta_{h\text{计}}$	$\delta_{h\text{计}}$	E_δ	序 号	$\delta_{h\text{计}}$	$\delta_{h\text{计}}$	E_δ
1	0.334 6	0.311 1	- 0.070 10	11	0.320 8	0.322 8	0.006 11
2	0.184 0	0.190 3	0.034 22	12	0.329 1	0.332 4	0.010 15
3	0.321 1	0.326 1	0.015 64	13	0.313 0	0.323 3	0.032 83
4	0.370 0	0.369 8	- 0.000 35	14	0.349 2	0.334 6	- 0.041 70
5	0.280 3	0.284 2	0.013 77	15	0.355 7	0.330 8	- 0.070 10
6	0.323 5	0.350 9	0.034 73	16	0.429 8	0.401 9	- 0.064 91
7	0.323 7	0.327 0	0.010 26	17	0.386 0	0.379 7	0.016 33
8	0.321 1	0.331 3	0.031 70	18	0.409 5	0.420 8	0.027 72
9	0.316 1	0.327 9	0.037 39	19	0.396 8	0.413 5	0.042 14
10	0.340 7	0.336 7	- 0.011 74	20	0.415 7	0.405 5	- 0.024 49

注：20 次平均相对偏差 $E_\delta = 0.032\,33$ 。

3. 多项式回归

当试验点不符合直线规律时,一般就要采用多项式来拟合。假定多项式为

$$y = a_0 + a_1x + a_2x^2 + \cdots + a_mx^m \tag{2-76}$$

则多项式回归就是要找出一组系数值 $a_0, a_1, a_2, \cdots, a_m$,使试验点对多项式曲线的偏离值的平方和为最小。

以二项多项式为例：

$$y = a_0 + a_1x + a_2x^2 \tag{2-77}$$

则偏离值的平方和 Q 为

$$Q = \sum_{i=1}^n [y_i - (a_0 + a_1 x_i + a_2 x_i^2)]^2 \quad (2-78)$$

令 Q 对各系数的偏导数等于零, 则从 $\partial Q / \partial a_0 = 0$ 得

$$n a_0 + \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) a_1 + \left(\sum_{i=1}^n x_i^2 \right) a_2 = \sum_{i=1}^n y_i \quad (2-79)$$

从 $\partial Q / \partial a_1 = 0$ 得

$$\left(\sum_{i=1}^n x_i \right) a_0 + \left(\sum_{i=1}^n x_i^2 \right) a_1 + \left(\sum_{i=1}^n x_i^3 \right) a_2 = \sum_{i=1}^n x_i y_i \quad (2-80)$$

从 $\partial Q / \partial a_2 = 0$ 得

$$\left(\sum_{i=1}^n x_i^2 \right) a_0 + \left(\sum_{i=1}^n x_i^3 \right) a_1 + \left(\sum_{i=1}^n x_i^4 \right) a_2 = \sum_{i=1}^n x_i^2 y_i \quad (2-81)$$

于是, 从式 (2-79)、式 (2-80) 和式 (2-81) 得

$$\left. \begin{aligned} a_0 &= D_1 / D \\ a_1 &= D_2 / D \\ a_2 &= D_3 / D \end{aligned} \right\} \quad (2-82)$$

式中

$$D = \begin{vmatrix} n & \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 \\ \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^3 \\ \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^3 & \sum_{i=1}^n x_i^4 \end{vmatrix} \quad D_1 = \begin{vmatrix} \sum_{i=1}^n y_i & \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 \\ \sum_{i=1}^n x_i y_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^3 \\ \sum_{i=1}^n x_i^2 y_i & \sum_{i=1}^n x_i^3 & \sum_{i=1}^n x_i^4 \end{vmatrix}$$

$$D_2 = \begin{vmatrix} n & \sum_{i=1}^n y_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 \\ \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i y_i & \sum_{i=1}^n x_i^3 \\ \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^2 y_i & \sum_{i=1}^n x_i^4 \end{vmatrix} \quad D_3 = \begin{vmatrix} n & \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n y_i \\ \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i y_i \\ \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^3 & \sum_{i=1}^n x_i^2 y_i \end{vmatrix}$$

而标准偏差则为

$$S = \sqrt{\frac{1}{n-2} \sum_{i=1}^n [y_i - (a_0 + a_1 x_i + a_2 x_i^2)]^2} \quad (2-83)$$

2.8.3 正交试验和方差分析

任何一项试验都存在如何安排试验,使试验最优化,获得最佳的试验结果问题。一个科学的试验设计应使试验次数尽可能地少,使试验结果导出的结论具有说服力。

表征试验研究对象的指标称为试验指标。例如,压气机试验中测定增压比、压气机效率、喘振裕度和出口压力场,这些均为试验指标。

对试验指标可能会产生影响的原因,称为试验因素,简称因素。

试验因素在试验中所选取的具体状态称为水平或位级。

在航空发动机试验中运用正交试验设计法可以使试验方案程序化,减少试验次数,缩短试验周期,降低试验费用。正交试验设计的方法简单且信息丰富,能给出准确可靠的试验结论。下面简述一个运用正交试验设计寻求发动机最佳启动性能的例子。

1. 指标、因素和水平

(1) 指 标

评定启动性能的指标有三个：

- ① 启动时间 τ_q ，即发动机达到慢车所需的时间。要求 τ_q 不大于 50 s。
- ② 涡轮后最大排气温度 T_{4max}^* ，要求 T_{4max}^* 不大于 600 。
- ③ 要求发动机点火时间 τ_d ，越小越好，传焰迅速可靠。一般 τ_d 为 14 s 左右。

(2) 因素和水平

影响启动性能的因素有四个：

- ① 启动调节器的启动标记拧到底之后的退出圈数 A；A 为不同圈时影响喷入燃烧室的启动供油量。
- ② 慢车螺钉拧到底退出圈数 B。
- ③ 放气嘴直径 C，mm。
- ④ 进口初始压力 D，Pa。

对于每个影响因素取三个水平，并如表 2-5 所列。

表 2-5 不同水平下的因素

水 平	因 素			
	A/圈	B/圈	C/mm	D/Pa
1	5.0	3.5	3.4	$25 \times 1.01 \times 10^5$
2	5.5	4.0	3.2	$27 \times 1.01 \times 10^5$
3	6.0	4.5	3.0	$29 \times 1.01 \times 10^5$

2. 试验方案和试验结果

这种启动调试试验是一种多指标、多影响因素、多水平试验。采用正交试验设计法时，用正交表 $L_q(3^4)$ 来安排试验，其试验方案和台架试验结果如表 2-6 所列。

表 2-6 试验方案和结果

水 平	因 素						
	A/圈 1	B/圈 2	C/mm 3	D/Pa 4	$\tau_q - 48$	$T_{4\max}^* - 580$	$\tau_d - 14$
1	1	1	1	$1 \times 1.01 \times 10^5$	10.6	- 40	2
2	1	2	2	$2 \times 1.01 \times 10^5$	- 3	20	0.5
3	1	3	3	$3 \times 1.01 \times 10^5$	- 4	50	- 1
4	2	1	2	$3 \times 1.01 \times 10^5$	5	- 80	0.1
5	2	2	3	$1 \times 1.01 \times 10^5$	0	10	- 0.2
6	2	3	1	$2 \times 1.91 \times 10^5$	- 2.8	20	1.1
7	3	1	3	$2 \times 1.01 \times 10^5$	7	0	1.5
8	3	2	1	$3 \times 1.01 \times 10^5$	- 1	0	- 0.8
9	3	3	2	$1 \times 1.01 \times 10^5$	- 3	40	- 0.3

3. 方差分析和讨论

各指标的试验结果的计算和分析如下所述。

(1) 指标 τ_q

计算结果如表 2-7 所列。该表中的 I、II、III 为各因素各水平的数据和 例如,A 因素的列中的 3.6 即为表 2-6 中的“ $\tau_q - 48$ ”列中的 3 个水平之和 $10.6 - 3 - 4 = 3.6$ S_j 为列变动，

表 2-7 各因素各水平的数据

	A/圈	B/圈	C/mm	D/Pa
I	3.6	22.6	6.8	$7.6 \times 1.01 \times 10^5$
II	2.2	- 4	- 1	$12 \times 1.01 \times 10^5$
III	3	- 9.8	3	$0 \times 1.01 \times 10^5$
S_j	0.33	199	10.14	$11.13 \times 1.01 \times 10^5$

$$S_j = \frac{I_j^2 + II_j^2 + III_j^2}{3} - CT$$

(2-84)

$$CT = T^2 / N$$

(2-85)

式中,T——全部数据和,T=8.8；

N——试验次数, $N=9$ 。

因此,各因素变动为:

$$S_A = S_1 = 0.33$$

$$S_B = S_2 = 199$$

$$S_C = S_3 = 10.14$$

$$S_D = S_4 = 11.13$$

总变动 $S_T = \sum_{j=1}^4 S_j = 220.6$ 各因素自由度 $f_A = f_B = f_C = f_D = 2$ 。总自由度 $f_T = 8$ 。

由于无重复试验,又无空列,因此进行方差分析可采取这样的方法:因 A 的变动很小,只占总变动的 $0.33/220.6 = 0.15\%$,故可以认为 A 对指标没有什么影响,该变动是由试验误差引起的,因此取误差变动 $S_E = S_A = 0.33$,误差自由度 $f_E = f_A = 2$ 。这样求得方差分析如表 2-8 所列。其中, F 为显著性检验的统计量。

表 2-8 方差分析

方差来源	平方和	自由度	均方值	F	显著性	贡献率/(%)
B	199	2	99.5	602.0	**	90
C	10.14	2	5.07	30.72	*	4.6
D	11.13	2	5.57	33.76	*	5.6
E	0.33	2	0.165			
合 计	220.6	8	$F_{0.01}(2, 2) = 90$		$F_{0.05}(2, 2) = 19$	

由表 2-8 可以得出:

① 在影响 τ_q 的 4 个因素中, B 因素(慢车螺钉退出圈数)最为显著,贡献率为 90%,因此在设计时,该调整参数应重点控制和保证。

② C(放气嘴直径)、D(进口初始压力)因素对 τ_q 亦有显著影响,设计中可适当地控制。

③ A(启动标记退出圈数)对 τ_q 影响极小,最佳水平组合为 $B_3C_2D_3A$,该水平组合不在 9 次试验之内,其点估计和区间估计如下。

点估计:

$$\hat{\mu}_{\text{优}} = \hat{\mu} + \hat{b}_3 + \hat{c}_2 + \hat{d}_2 + 38 = \frac{-9.8}{3} + \frac{-1}{3} + \frac{0}{3} - 2 \times 0.98 + 38 = 32.4$$

区间估计:有效重复数

$$n_e = 9 / (1 + 2 \times 3) = 1.29$$

$$\tau_{0.05}(f_E) = \tau_{0.05}(2) = 4.303$$

$$\text{活动半径 } \delta = \tau_a(f_b) \frac{\sqrt{S_E}}{\sqrt{f_E n_e}} = 4.303 \sqrt{\frac{0.33}{2 \times 1.29}} = 1.5$$

因此，

$$\hat{\mu}_{\text{优}} \pm \delta = 32.4 \pm 1.5 = \begin{cases} 33.9 \\ 30.9 \end{cases}$$

即有 95% 的把握断定在调整参数组合 $B_3C_2D_3A$ 条件下启动时间 τ_q 在 30.9 ~ 33.9 s。

(2) 指标 $T_{4\max}^*$

计算各列变动值如表 2-9 所列。

表 2-9 列变动值

	A/圈	B/圈	C/mm	D/Pa	
I	30	- 120	- 20	$10 \times 1.01 \times 10^5$	$T = 20$
II	- 50	30	- 20	$40 \times 1.01 \times 10^5$	$CT = 44.44$
III	40	110	60	$- 30 \times 1.01 \times 10^5$	$T_{4\max}^a = 2.2$
S_j	1 622.2	9 088.9	1 422.2	$822.2 \times 1.01 \times 10^5$	
	S_A	S_B	S_C	S_D	

注：a： $T_{4\max}^*$ 为表 2-6 的 $T_{4\max}^* - 580$ 列中 9 个之值之和的平均值。

现取最小列变动作为误差项，即 $S_E = S_D, S_D/S_T = 6.2\%$ 比较大，也就是说 S_D 除了包括误差引起的变动，因素 D 也有一定的影响，故用 S_D 作为误差项时其值偏大。因此，在查下临界值时，需查 $F_\alpha(f,)$ ，即误差项的自由度取 。方差分析结果如表 2-10 所列。由该表看出：B 因素最重要，A、C 因素有一定影响。最佳水平组合 $A_2B_1C_3D_3$ 的点估计为

$$\hat{\mu}_{\text{优}} = \hat{\mu} + \hat{b}_1 + 580 = (- 120) / 3 + 580 = 540$$

区间估计：

$$n_e = \frac{9}{1 + 2} = 3$$
$$\bar{S}_E = S_A + S_C + S_E = 3\,866.6$$
$$\bar{f}_E = f_A + f_C + f_E = 6$$
$$\tau_{0.05} () = 1.96$$
$$\delta = 1.96 \sqrt{\frac{3\,866.6}{6 \times 3}} = 28.7$$
$$\hat{\mu}_{\text{优}} \pm \delta = 540 \pm 28.7 = \begin{cases} 568.7 \\ 511.3 \end{cases}$$

即可以说，有 95% 的把握断定在组合 $A_2B_1C_2D_3$ 下启动温度 $T_{4\max}^*$ 在 511.3 ~ 568.7 之间。

表 2-10 方差分析

方差来源	平方和	自由度	均 方	F 值	显著性	贡献率 / (%)
A	1 622.2	2	811.1	1.97		12.5
B	9 088.9	2	4544.5	11.05	* *	70.2
C	1 422.2	2	711.2	1.73		11.1
E	822.2	2	411.1			6.3

合 计	12 955. 5	8	$F_{0.01}(2,) = 4. 61$	$F_{0.05}(2,) = 2. 3$
-----	-----------	---	-------------------------	------------------------

(3) 指标 τ_d

取 $S_E = S_A$, 可得方差分析如表 2 - 11 所列。由该表看出, B、C、D 因素指标 τ_d 有显著影响, 最佳水平组合为 $B_3C_2D_3A$ 。

点估计

$$\hat{\mu}_{\text{优}} = 12. 6$$

区间估计

$$\hat{\mu}_{\text{优}} \pm \delta = 12. 6 \pm 1. 2 = \begin{cases} 13. 8 \\ 11. 4 \end{cases}$$

表 2 - 11 方差分析表

方差来源	平方和	自由度	均 方	F 值	显著性	贡献率 / (%)
B	3. 55	2	1. 87	16. 9	*	41. 5
C	1. 72	2	0. 86	8. 19	*	20. 1
D	3. 08	2	1. 54	14. 7	*	36. 0
E	0. 20	2	0. 10			2. 3
合计	8. 55	8	$F_{0.05}(2, 2) = 19$			

即有 95% 的把握断定, 在组合 $B_3C_2D_3A$ 条件下, 点火时间 τ_d 在 11. 4 ~ 13. 8 s 之间。

(4) 综合分析

综合分析结果如表 2 - 12 所列。

表 2 - 12 综合分析结果

指 标	因素主次	最佳水平组合	点估计	区间估计
τ_q	BDCA →	$B_3C_2D_3A$	32. 4 s	$32. 4 \pm 1. 5 \text{ s}$
$\tau_{4\max}^*$	BCAD →	$B_1C_2A_2D$	540	$540 \pm 28. 7$
τ_d	BDCA →	$B_3C_2D_3A$	12. 6 s	$1. 26 \pm 1. 2 \text{ s}$

① B 因素 对三个指标都重要。 τ_q 、 τ_d 以 B_3 为好 ; $\tau_{4\max}^*$ 以 B_1 为好, 考虑到 $T_{4\max}^* < 600$ 的限制, 折中处理取 B_2 。

② C 因素：三个指标均以 C_2 为好，故取 C_2 。

③ D 因素： τ_q 、 τ_d 以 D_3 为好，对 $T_{4\max}^*$ 来说，D 是次要因素，故 D 取 D_3 。

④ A 因素：对三个指标都是次要因素，可任选，取 A_2 。

最后选取 $A_2B_2C_2D_3$ ，可以兼顾各指标的最佳水平组合，进行预估和验证试验，其结果如表 2-13 所列。可以看出预估计与验证值符合得较好。因此，选 $A_2B_2C_2D_3$ 作为设计参数。

表 2-13 验证试验结果

指 标	点估计	区间估计	验证结果
τ_q	33.4	33.4 ± 1.5	32.2
$T_{4\max}^*$	569	569 ± 28.7	587
τ_d	12.9	12.9 ± 1.2	11.9

习 题

2-1 对于粘性不可压缩流体的定常流动有哪几个相似准则，其物理意义是什么？

2-2 用哪些参数描述周期信号？随机信号常用几个统计参数？

2-3 试比较电阻式变换器、电感式变换器的变换特点，并各自适用于测量哪些参数？

2-4 试说明压电式变换器的基本原理？工程上常用的压电变换器有哪些？

2-5 归纳几种热电偶的测量范围和允许误差？

2-6 对比光纤传感器中传感型和传输型的特点。

2-7 试说明测量发动机转轴信号的主要方法。

2-8 用框图表示多路信息光纤传输系统，并简要说明传输过程。

2-9 试根据图 2-57 设计一个测量压力和温度的数字测量系统。

2-10 试比较模拟分析方法和数字分析方法。

2-11 磁带记录仪具有哪些特点？用框图说明直接记录式磁带仪。

2-12 归纳算术平均、面积平均和质量平均的优缺点？沿发动机流道各截面采用哪些平均方法来计算压力、温度和流速？

第 章 发动机整机试验

在第 1 章介绍试验的分类中曾指出,航空发动机整机试验的时间约占总试验时间的 8%。整机试验的优点在于工作条件的真实性,试验结果包含了部件间的相互影响,发动机部件的研制和改进效果都必须要通过最后的整机试验来验证,它是确定是否选用改进方案的决定性步骤。

早期的发动机试车只采用少量测试设备在简易的台架上进行。现在为了考核发动机,需要有侧风试车台、吞冰吞鸟试验台、进气加温试车台、进气加温加压试车台和冷热启动试车台等。为了研究发动机在各种运转状态下的转子和静子间隙的变化,还将 X 射线照相术用于发动机间隙的测量。因此,需要有安装 X 射线测试设备的专用试车台。

在型号研制过程中,为了完成考核试验,需要制造一定数量的试验发动机,须经过一定的运转时数以达到考核的目的。据统计,型号研制一般需要 20 ~ 30 台试验发动机。发动机台架试车时数一般是 5 000 ~ 8 000 h。试验件的需要量相当于 3 ~ 4 台发动机零部件制造工作量,运转时数约为 30 000 ~ 50 000 h。

首台新型号发动机试车开始,是发动机研制过程的一个里程碑,自此开始了各部件协调匹配、各系统功能考验和发动机耐久性考核的新阶段。发动机通过运转试验,逐步达到规定的性能指标;发动机结构经过“完整性”考核,达到具有在各种条件下连续稳定工作的能力和设计规定的工作寿命。发动机经过台架运转综合考核后,才能进入高空台试车和飞行试验,完善飞机/发动机匹配、作战使用、维修性和可靠性等使用性能,全部达到型号规范规定的各项要求和各项考核标准,达到各项技术指标,发动机就可批准“定型”,取得合格证,成为可以装备飞机上天飞行的动力装置。

本章主要论述整机试验相似工作条件、相似参数和换算参数;沿发动机流道主要热力参数的测量;全自动化试车台;典型整机试验和有关发动机操纵性试验研究以及用整机试验研究主要部件的方法。有关可靠性试验和新项目试验将在第 4 章等以后各章中论述。

3. 1 相似工作条件、相似参数和换算参数

3. 1. 1 大气条件对发动机工作参数的影响

在同转速和调节机构位置不变的前提下,发动机工作过程参数实质上取决于大气温度和

大气压力。由试验可以确定,只要大气压力变化,就会引起发动机的沿整个气流通路上的压力成比例地变化。在这种情况下,发动机所有截面中气体的温度是不变的,无因次参数和增压比、空气加热比和效率都固定不变,而发动机的空气流量、单位耗油率和推力皆随大气压力的变化成比例地改变。

图 3 - 1 示出试车台上,在标准大气温度 $T_{bd} = 15$ (288 K) 下,不同大气压力对发动机推力 F 的影响不大,并且不影响单位耗油率 sfc 。

图 3 - 2 示出 $p_{bd} = 1.013\ 25 \times 10^5$ Pa 时,不同空气温度条件下 $\bar{F}$ 和 $\overline{sfc}$ 的变化。由图中曲线可以看出,大气温度的降低会引起 $\bar{F}$ 的极大增加和 $\overline{sfc}$ 的降低。例如,当发动机以最大转速工作且大气温度从 $+30$ 降低到 -30 时,可使发动机的推力增加 45%,单位耗油率降低 10%。图中 $\bar{F} = F / F_{n\max}$ $\overline{sfc} = sfc / (sfc)_{n\max}$ $\bar{n} = n / n_{\max}$ $F_{n\max}$ 、 $(sfc)_{n\max}$ 对应于最大转速 $n_{\max}$ 时的推力和耗油率。

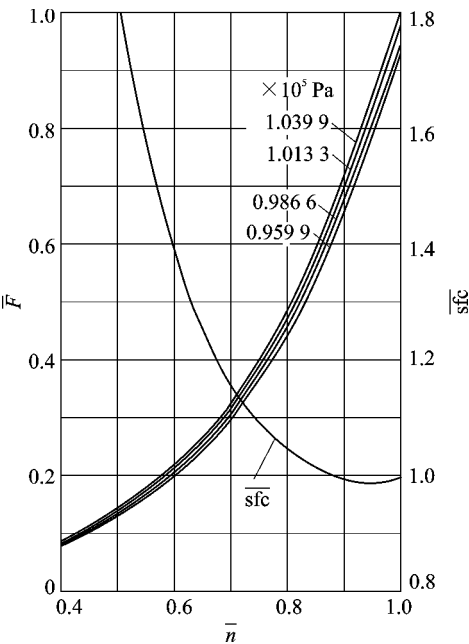


图 3 - 1 在大气温度为 15 ,不同大气压力下涡喷发动机相对转速特性线

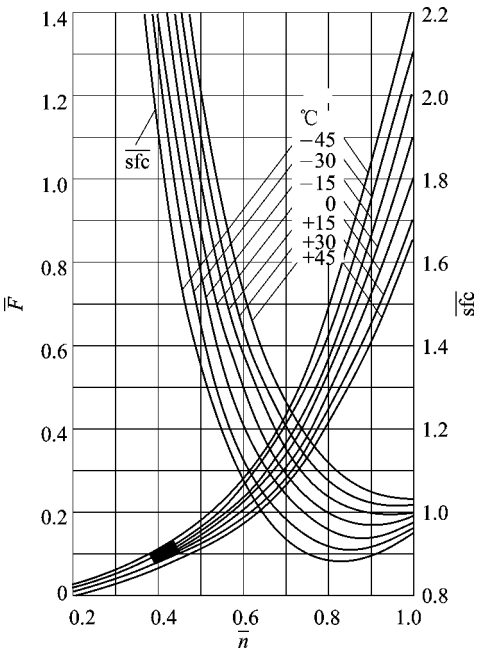


图 3 - 2 大气压力为 $1.013\ 25 \times 10^5$ Pa 和不同大气温度下涡喷发动机相对转速特性线

大气温度的变化,既影响空气流量,又影响推力。当温度降低时,空气密度增大,使空气流量急剧增大,这时推力也同样增大,这主要是由于增压比,特别是空气加热比的增加所造成。

大气温度 T_H 影响压气机增压比 π_c^* 的原因是在转速 $n =$ 常数的条件下,压气机的绝热功

几乎保持不变,因此,当 T_H 降低时, π_c^* 增大,这样发动机中的空气总压比 $\pi_\Sigma^* = \pi_{in}^* \cdot \pi_c^*$ 也相应增大。在各种不同大气条件下,当转速不变时,涡轮前的燃气温度实际上是不变的,因此, T_H 降低就会使空气加热比 $\theta = T_3^*/T_H$ 增加,结果增加了传给流过发动机 1 kg 空气的热量及每小时燃油流量。

单位耗油率之所以在大气温度降低时要减少,基本上是由于 π^* 增大就会提高热效率。

综上所述,为了计算对比发动机的特性,就必须把不同大气压力、大气温度下发动机的推力、单位耗油率以及其他参数换算为在同一大气压条件下,这种换算是基于发动机相似工作状态的概念。

3.1.2 相似工作状态和相似参数

在发动机的进口扩压器和尾喷管中,气流的相似是由其几何相似以及绝对运动和相对运动中的马赫数相等来确定的。

在燃烧室中,由于进行着复杂的物理化学过程,工作过程的相似是由许多准则来确定,而这些准则在几何相似和燃烧室进口马赫数相等条件下是不能保持不变的。但是,试验结果表明,当燃烧室内工作过程不相似时,对确定整台发动机工作状态的相似不产生重要影响。发动机在相似状态时的试验研究表明,当燃烧室进口马赫数相等及在燃烧室中具有相应的加热量时,燃烧室出口平均参数是根据相似方式进行变化的,其中也保证了涡轮出口处马赫数的相等。

在压气机和涡轮通道中,当不考虑由于温度变化而使得发动机的尺寸产生较小的变化时,几何相似可自动地保证。因此,对部件不可调节的涡喷发动机,只要使绝对运动和相对运动的马赫数相等就已足够了。并且可以证明,只要保证绝对运动的马赫数 Ma_a 和相对运动的马赫数 Ma_r 两个数值为常值就能保证发动机相似状态的要求。

$$Ma_a = \frac{V_a}{\sqrt{KRT_H}}$$

$$Ma_r = \frac{V_r}{\sqrt{KRT_H}}$$

Ma_a 、 Ma_r 被称为涡喷发动机工作状态的相似准则。

Ma_r 表示转子相对于发动机壳体的旋转运动,当研究压气机的状态相似时,常常可用下列参数来代替它:

$$\frac{n}{\sqrt{T_H}} \quad \frac{n}{\sqrt{T_H^*}} \quad n_{hs} = n \sqrt{\frac{288}{T_H^*}}$$

代替 Ma_a 的可以采用下列各参数中的一个:

$$\frac{V_H}{\sqrt{T_H^*}} \quad \frac{V_H}{\sqrt{T^*}} \quad \frac{P_H^*}{P_H}$$

式中, v_H ——高度 H 时的飞行速度。

一般惯用 Ma_a 和 $n/\sqrt{T_H^*}$ 作为涡喷发动机的相似参数。在下列条件下:

$$\begin{aligned} Ma_a &= \text{常数} \\ n/\sqrt{T_H^*} &= \text{常数} \end{aligned} \quad (3-1)$$

发动机所有部件中的流动就完全相似,而与飞行速度、飞行高度、转速和涡轮前温度等的绝对值无关,因此,这样也就得到了整台发动机工作状态的相似。

相似状态的特点就是发动机相应位置的各截面上气流参数的无因次比值都应保持不变,即

$$\begin{aligned} \frac{p_i}{p_H} &= \text{常数} & \frac{T_i}{T_H} &= \text{常数} \\ \frac{v_i}{\sqrt{T_H}} &= \text{常数} & \eta_j &= \text{常数} \end{aligned} \quad (3-2)$$

式中,下标 i ——发动机气流通道中的任意截面;

j ——发动机的任何一个部件;

η ——效率。

用滞止参数表示的相似条件有

$$\begin{aligned} \frac{p_i^*}{p_H^*} &= \text{常数} & \frac{T_i^*}{T_H^*} &= \text{常数} \\ \frac{v_i}{\sqrt{T_H^*}} &= \text{常数} & \eta_j^* &= \text{常数} \end{aligned} \quad (3-3)$$

涡喷发动机工作状态的相似是建立在下面的基本假设之上的。

① 雷诺数 Re 的变化对于压气机、涡轮和发动机其他部件的工作状态相似的影响忽略不计。

② 假定与外界不存在热交换,并且假定在各种不同的发动机工作条件下,燃烧产物和空气热容不随气流温度和混气成分而改变。

③ 在燃烧室内,不存在复杂的物理化学过程和热力过程的相似。

④ 假定在各种不同的飞行条件下,其中包括把发动机安装在各式不同的飞机状态下,发动机进口处压力、温度和速度的范围是相似的。

试验结果表明,这些假定不会引起大的误差。在某些场合,要考虑 Re 的影响,在高超声速飞行时,由于加热而使空气的热容发生很大的变化。

在相似状态工作时,推力 F 、空气流量 q_{ma} 和单位耗油率 sfc 的绝对值是各不相同的,但是这些物理量的组合参数也保持不变,这是涡喷发动机相似理论的另一重要性质,通常把这种组合参数称相似参数。

当发动机在相似状态工作时,空气流量相似参数为

$$\frac{q_{ma} \sqrt{T_H^*}}{p_H^*} = \text{常数} \quad (3-4)$$

推力相似参数 (只决定于相似准则 Ma_a 和 $n/\sqrt{T_H^*}$) 为

$$\frac{F}{p_H^*} = \text{常数} \quad (3-5)$$

单位耗油率的相似参数为

$$\frac{sfc}{\sqrt{T_H^*}} = \text{常数} \quad (3-6)$$

相似参数 F/p_H^* 、 $sfc/\sqrt{T_H^*}$ 只是两个独立参数,即飞行马赫数 Ma_H 和 $n/\sqrt{T_H^*}$ 的函数,它们能表示出涡喷发动机推力和经济性指标。

图 3-3 是用相似参数表示的发动机特性,它们是式 (3-7) 和式 (3-8) 的关系曲线。

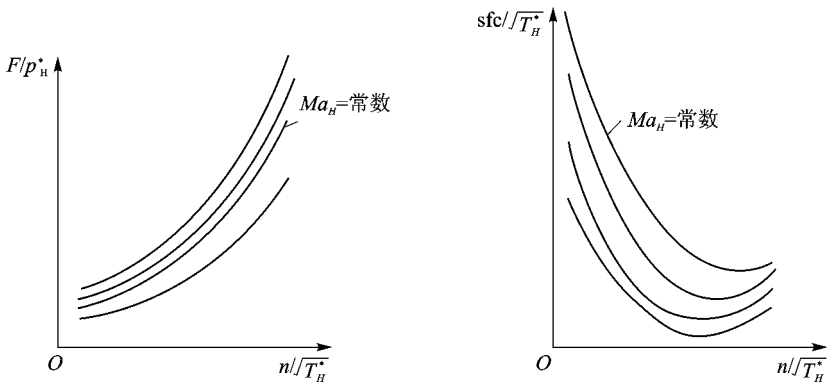


图 3-3 用相似参数表示的涡喷发动机特性线

$$\frac{F}{p_H^*} = f_1 (Ma_H, n/\sqrt{T_H^*}) \quad (3-7)$$

$$\frac{sfc}{\sqrt{T_H^*}} = f_2 (Ma_H, n/\sqrt{T_H^*}) \quad (3-8)$$

这些曲线图实际上就是把速度、高度和节流特性联合在一起,它们可用来确定在不同转速、飞行高度和速度下的涡喷发动机的各参数。根据已知的转速 n 、飞行速度 v_H 和飞行高度 H 求出飞行马赫数 Ma_H 、 T_H^* 、 p_H^* 和 $n/\sqrt{T_H^*}$,再根据图 3-3 找出 F/p_H^* 和 $sfc/\sqrt{T_H^*}$,进而求出 F 和 sfc 。

3.1.3 发动机工作过程参数对标准大气条件的换算

由于大多数情况下发动机试验只能在当地实际大气条件下进行,因此,为了比较试验结果,就要把测量值换算到标准大气条件。就是在海平面上同一高度的空气温度和压力,也随年月、昼夜、地理纬度和气象条件的变化而变化,为此规定发动机特性的标准大气条件为对地面条件

$$p_{bd} = 1.013\ 25 \times 10^5 \text{ Pa}$$

$$T_{bd} = 15 \quad (288 \text{ K})$$

$$\text{绝对湿度 } d_{\text{wet}} = 0$$

对高空条件,温度和压力按给定的高度和标准大气表,按下列公式把发动机参数测量值换算到标准大气条件下的值:

$$\left. \begin{aligned} p_{hs}^* &= p_{ch}^* \frac{p_{bd}}{p_0} & q_{mahs} &= q_{mach} \frac{p_{bd}}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{288}} \\ T_{hs}^* &= T_{ch}^* \frac{288}{T_0} & q_{mfhs} &= q_{mfch} \frac{p_{bd}}{p_0} \sqrt{\frac{288}{T_0}} \\ n_{hs} &= n_{ch} \sqrt{\frac{288}{T_0}} & (sfc)_{hs} &= \frac{q_{mfhs}}{F_{hs}} = (sfc)_{ch} \sqrt{\frac{288}{T_0}} \\ F_{hs} &= F_{ch} \frac{p_{bd}}{p_0} & P_{hs} &= P_{ch} \frac{p_{bd}}{p_0} \sqrt{\frac{288}{T_0}} \\ M_{hs} &= M_{ch} \frac{p_{bd}}{p_0} \end{aligned} \right\} \quad (3-9)$$

式中,下标“hs”——换算参数;

“ch”——试验时测量值;

“0”——进口空气参数;

P——功率;

M——扭矩。

这些换算公式是假定发动机在试验和标准大气条件两种情况下,存在几何相似,运动相似,马赫数相等,并且主燃烧室和加力燃烧室工作过程主要指标(燃烧效率和损失系数)也不变时得到的。

然而,应用换算公式的试验统计和理论研究都表明,按换算公式确定发动机参数时存在着重大误差。例如,空气温度的变化,引起用膨胀系数不同的材料制成的发动机构件的尺寸发生不均匀的变化。此外,对同一换算转速,将有不同的物理转速,因而使转动零件更具有不同的尺寸和变形。这些都使几何相似(在空气-燃气流中的间隙和流通截面,压气机和涡轮的叶片

安装角) 受到破坏,同时使效率产生偏差,此偏差取决于具体发动机设计状态参数 π_c^* 、 q_{ma} 和 T_3^* 等。对换算公式准确性影响最大的是温度和湿度。根据有关资料数据,正常大气情况下,在温度范围为 $-30 \sim 0$ 时试验的发动机,不需要控制其涡轮前上边界处的燃气温度而在温度范围为 $+15 \sim 30$ 内试验的发动机,就会出现涡轮前燃气温度过高的现象。

当空气潮湿时,通过发动机的空气流量减少,因此推力下降,单位耗油率增加。湿度和温度的影响可利用修正系数来计算,在这种情况下发动机参数对标准大气条件的换算按下式进行:

$$p_{hs} = p'_{hs} \cdot \beta_T \cdot \beta_d \quad (3-10)$$

式中, p_{hs} —— 换算参数值;

p'_{hs} —— 按式 (3-9) 换算的参数值;

β_T —— 考虑温度影响修正系数;

β_d —— 考虑湿度影响的修正系数。

在比较飞行试验结果与地面试验结果时,必须把地面试验结果化为零湿度条件。

当压气机和涡轮中的雷诺数 $Re < 2 \times 10^5 \sim 4 \times 10^5$ 时,即当发动机燃气空气流未达到自模化区时, Re 随发动机尺寸和空气密度的减小及湿度的增加而降低。应对小型发动机在地面情况下(例如,对起飞和着陆情况下的直升发动机)或在高空条件下试验的修正中考虑 Re 的影响。对 Re 的修正,可类似地引用对温度和湿度的修正。

燃烧效率 η_{cc} 的变化实际上仅表现在对燃料消耗率的换算结果有影响。当燃烧室中空气压力大于 8×10^4 Pa 时, η_{cc} 接近于 1,并且实际上不再变化。在低压力下, η_{cc} 明显减小,此时耗油率的换算中必须加入 η_{cc} 的修正。

3.2 沿发动机流道主要热力参数及工作特性的测量

航空发动机工作过程参数,主要依赖于大气条件,这已在前一节中叙述过。由于这一原因,在发动机试验过程中应考虑大气条件的变化。实际上由于大气温度和压力昼夜变化比较小,通常每过一小时记录一次大气条件。

当进行发动机试验时,稳定参数通常在运转 $3 \sim 5$ min 之后被记录,即在进入某一工作状态并且稳定 2 min 以后记录参数。

为了能检查试验时发动机的状态和比较试验结果,在每个状态要记录下述主要参数 ①转速 n (双转子发动机记录高压转子转速 n_1 和低压转子转速 n_2) ②发动机空气质量流量 q_{ma} (涡扇发动机记录内、外涵道流量 q_{mI} 、 q_{mII}) ③推力 F 和功率 P ④发动机进口空气温度 T_0 ⑤压气机出口空气总温 T_2^* 、总压 p_2^* ⑥泵前燃油压力、喷嘴前燃油压力 ⑦大气压力 p_0 、温度 T_0 (在试验台架上, $H=0$, $p_H^* = p_0$, $T_H^* = T_0$) ⑧发动机进出口压力和温度 ⑨发动机操纵杆位置;

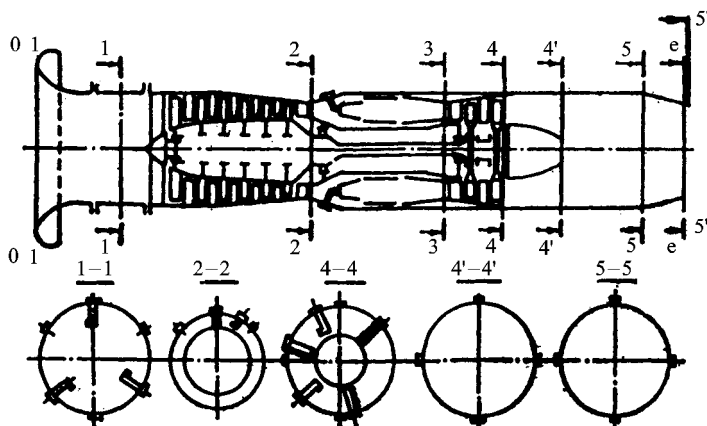
⑩机匣振动值 g_0 。

为了确定发动机工作特性和不稳定工作状态,如扩压器和压气机喘振、燃烧室熄火等,必须精确地测量和计算每个试验点参数。一般采用低精度可目视检测仪表快速给出指定状态的参数范围,采用高精度、误差小的仪表测量出状态参数。

在不稳定状态试验时,因为测量值在急剧变化,表征不稳定状态开始的工作过程参数一般选用接近稳定状态下的测定值,然后转入不稳定工作状态,并且使仪表连续记录整个试验过程。

3.2.1 沿发动机流道热力参数的测定

图3-4示出发动机各特征截面安装测量总压、静压和总温的仪器和截面的标号。



1-1—测总压和静压 2-2—测静压、气流偏扭及用靶测量总压和总温 4-4—测静压、气流偏扭及用几个靶测量总压和总温 4'-4'—测静压 5-5—测静压 e-e—用靶或可移动探头测总压

图3-4 发动机空气燃气道中测量热力参数的基本截面

在未受扰动的0-0截面测出空气的压力 p_0 和温度 T_0 ,此即为发动机进气道前大气压力 p_H^* 和大气温度 T_H^* (在台架状态 $H=0$)。为了在不均匀的温度和压力场中获得总压、总温的可靠平均值,必须测定特征截面上许多点的热力参数值。但是由于发动机内、外结构件(连接件和附件等)的限制,在特征截面不是总能做到均匀地布置仪器,从而使安装传感器受到影响,因此某些热力参数是利用间接方法或通过实验室试验装置得到的关系式来确定。

最常用的检验平均气动参数的方法是基于气动函数表示的流量方程式:

$$q_m = \frac{Kp^* A_q (\lambda)}{\sqrt{T^*}}$$

$$q_m = \frac{Kp A_y (\lambda)}{\sqrt{T^*}} \quad (3-11)$$

式中

$$K = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

对空气, $\gamma = 1.4$, $R = 287.06 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$, $K = 0.0404$; 对燃气, $\gamma = 1.33$, $R = 287.4 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$, $K = 0.0397$ 。

试验前,先确定每个特征截面的流通面积 A ,并考虑到传感器测头和热电偶的阻塞。试验时测量发动机进口空气流量 q_{ma} 、燃油流量 q_{mf} 和三个热力参数 (p, p^*, T^*) 中的两个参数,根据式 (3-11) 计算出第三个参数。

为了建立不同换算空气流量和一定换算转速下的发动机部件 (如压气机和涡轮等) 特性,可以采用单独改变或同时改变尾喷口面积 A_e 或涡轮导向器面积 $A_{T \cdot n}$ 。为了录取压气机特性,可通过改变 A_e 和 $A_{T \cdot n}$ 来实现,而为了获得涡轮特性,必须在发动机上装有专用导向器来进行试验,各换算空气量只要改变 A_e 就可以得到。在流通截面 A_e 和 $A_{T \cdot n}$ 的每一个面积下,从慢车到起飞状态进行 7~9 个转速的试验。

现在来测定换算转速 n_{hs} 为常数、改变 A_e 和 $A_{T \cdot n}$ 时,换算空气流量可能变化的界限,对涡轮第一级导向器最小截面 $A_{T \cdot n}$ 和尾喷口截面 A_e 写出流量方程:

$$\frac{p_3^* \sigma_{T \cdot n} A_{T \cdot n} q (\lambda_{T \cdot n})}{\sqrt{T_3^*}} = \frac{p_4^* \sigma_e^* A_e q (\lambda_e)}{\sqrt{T_e^*}}$$

并注意喷口燃气总温 T_e^* 等于涡轮后燃气总温 T_4^* (无加力燃烧室),由上式得

$$\sqrt{\frac{T_3^*}{T_e^*}} = \frac{p_3^* \sigma_{T \cdot n} A_{T \cdot n} q (\lambda_{T \cdot n})}{p_4^* \sigma_e^* A_e q (\lambda_e)}$$

式中, $\sigma_{T \cdot n}^*$ 、 σ_e^* ——分别为第一级导向器总压恢复系数和尾喷管总压恢复系数,而

$$\frac{p_3^*}{p_4^*} = \pi_T^*$$

$$\sqrt{\frac{T_3^*}{T_4^*}} = (\pi_T^*)^{\frac{n_g^* - 1}{2n_g}}$$

式中, n_g ——涡轮中的多变过程指数,于是可得

$$(\pi_T^*)^{\frac{n_g^* - 1}{2n_g}} = \frac{A_e q (\lambda_e) \sigma_e^*}{A_{T \cdot n} q (\lambda_{T \cdot n}) \sigma_{T \cdot n}^*} \quad (3-12)$$

由式 (3-12) 可知,喷管面积 A_e 和第一级导向器面积 $A_{T \cdot n}$ 的改变会影响涡轮的落压比。

当转速不变时,减小 A_e 会导致通过发动机的空气流量 q_{ma} 和 π_T^* 的减小,见式 (3-12),并注意 $q(\lambda_e)$ 接近 1。对此,为了保持换算转速不变,要求提高 T_3^* ,在 $n_{hs} < 1$ 的状态下,可以获得从共同工作线到 $T_3^*/T_1^* = \max$ 的 q_{mahs} (换算空气流量) 变化的部分特性 (如图 3-5 所示),在 A 点 ($\bar{n}_{hs} = 1.0$) 不能获得靠近稳定工作边界的状态,因为由强度条件决定, T_3^* 不允许超过 $(T_3^*)_{\max}$ 。

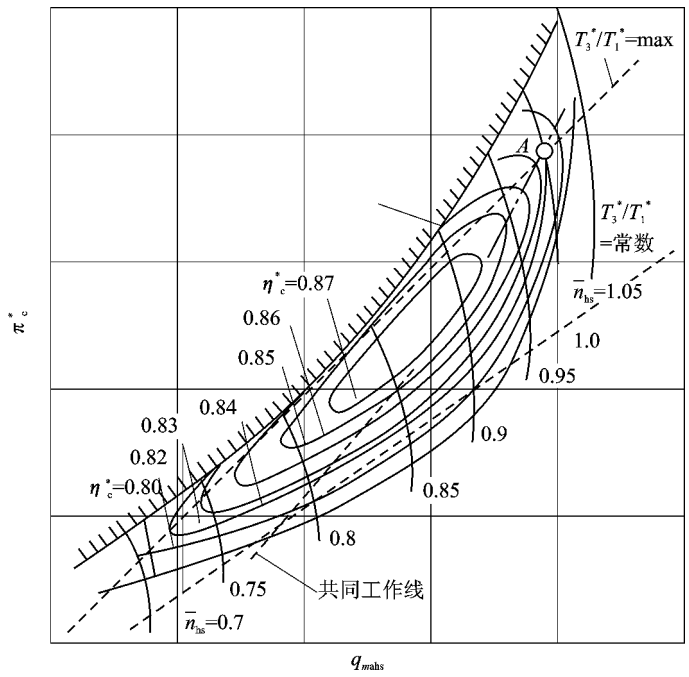


图 3-5 压气机特性

共同工作线右边的状态可以通过增大 A_e 得到。 π_T^* 提高而发动机移到低 T_3^* 状态,但不破坏涡轮压气机的强度,不过通过增大 A_e 和增加 λ_4 而影响 q_{mahs} 的能力是有限的。实际上,从对涡轮后截面和喷管的流量方程式可以得到

$$q(\lambda_4) \sin \alpha_T = \frac{q(\lambda_e) A_e \sigma_e^*}{A_q} \quad (3-13)$$

在计算状态, $\sin \alpha_T$ 接近于 1, α_T 为涡轮后燃气出口角,而 $\lambda_4 = 0.5 \sim 0.6$,这相当于 $q(\lambda_4) = 0.71 \sim 0.82$ 。随着 A_e 增大 20% ~ 30%, $q(\lambda_4)$ 达到 1.0,此时 π_T^* 增加,而 q_{mahs} 不变。

实际上, π_T^* 变化停止得比较早,因为在 $\lambda_4 = 0.9 \sim 1.0$ 的变化范围内, $q(\lambda_4)$ 增加不大于 1%,这样就缩小了通过改变喷口面积有效地影响燃气流量的范围,只偏离 $A_{e\text{计}}$ 10% ~ 20% 的范围内。

同时改变 $A_{T \cdot n}$ 和 A_e 可扩大 q_{mahs} 录取特性的可能性,减小 $A_{T \cdot n}$,导致 π_T^* 增加,这能够得到

位于 A 点左边的部分特性,如图 3-5 所示。因为为了保持 n_{hs} ,没有必要增加涡轮前燃气温度。

当同时增加 $A_{T \cdot n}$ 和 A_e 时, π_T^* 提高得不大显著,如式 (3-12) 所示,并在大的 q_{mahs} 下, $q(\lambda_4)$ 会达到 1。

当 n_{hs} 较低时, q_{mahs} 可能变化的范围会扩大,因为在这些状态下大大降低了 T_3^* 和 λ_4 。

1. 压气机特性的试验确定和结果整理

为了建立压气机特性,必须对每个状态计算 π_c^* 和 q_{mahs} ,或者 $q(\lambda_1)$ 、 n_{hs} 和 η_c^* 的值, q_{mahs} 和 n_{hs} 值由式 (3-9) 计算, $q(\lambda_1)$ 由式 (3-11) 计算,增压比 π_c^* 由下式计算:

$$\pi_c^* = \frac{p_2^*}{p_1^*} \tag{3-14}$$

式中, p_2^* 和 p_1^* ——分别为位于压气机出口和进口截面上仪表测量值的平均总压。

如果测量的是压气机出口的静压 p_2 ,那么总压 p_2^* 可以运用流量方程式 (3-11) 求出,由此式根据已知的 A_1 、 p_2 、 T_2^* 和 q_{ma} 值确定气动函数 $y(\lambda_2)$ 的值,根据查出 $\pi(\lambda_2) = p_2/p_2^*$,从而 $p_2^* = p_2/\pi(\lambda_2)$ 。

用滞止参数表示的压气机绝热效率 η_c^* 等于由滞止参数表示的绝热压缩功与内功(消耗的功)之比,因而

$$\eta_c^* = \frac{L_{cad}}{L_c} = \frac{C_{pa} T_1^* (\pi_c^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{C_{pa} (T_2^* - T_1^*)}$$

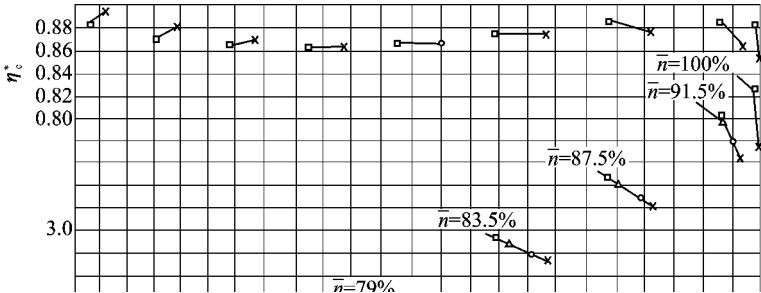
简化后得

$$\eta_c^* = \frac{\pi_c^{*\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{T_2^*/T_1^* - 1} \tag{3-15}$$

式中, π_c^* 由式 (3-14) 确定;

- p_1^* 、 p_2^* ——测量值平均而得;
- T_2^* 、 T_1^* ——分别为压气机出口和进口截面的仪表测量值的平均总温。

图 3-6 示出低压压气机特性。这是发动机在不同转速和不同尾喷口直径的情况下用试验方法得到的。



2. 燃烧室主要参数的确定

按下式确定燃烧室余气系数 α :

$$\alpha = \frac{q_{\text{macc}}}{q_{\text{mf}} L_0} \quad (3-16)$$

式中, q_{macc} —— 通过燃烧室的空气流量 ;

q_{mf} —— 通过燃烧室的燃油流量 ;

L_0 —— 完全燃烧 1 kg 燃油所需的理论空气量, 对于煤油, $L_0 = 14.7$ kg 空气 / 1 kg 煤油。

$$q_{\text{macc}} = q_{\text{ma}} - \Delta q_{\text{mdr}} - \Delta q_{\text{mlo}}$$

式中, q_{ma} —— 发动机进口每秒空气流量 ;

Δq_{mdr} —— 从压气机提取的用于冷却涡轮和其他用途的空气流量 ;

Δq_{mlo} —— 漏气量, 一般极小。

油气比为

$$f = q_{\text{mf}} / q_{\text{macc}} \quad (3-17)$$

α 和 f 有如下关系 :

$$\alpha = \frac{1}{f L_0} \quad (3-18)$$

燃烧室出口燃气平均总压 p_3^* 可以通过试验测定, 但是由于燃烧室径向和周向存在不均匀, 所以可用计算来得到更为精确的值 :

$$p_3^* = \sigma_{\text{cc}}^* p_2^* \quad (3-19)$$

式中, σ_{cc}^* —— 燃烧室总压恢复系数, 由下式计算 :

$$\sigma_{\text{cc}}^* = 1 - \alpha \lambda_2^2 \quad (3-20)$$

式中, λ_2 —— 压气机出口的空气速度系数可利用流量式 (3-11) 和测得的 q_{m2} 、 A_2 、 p_2 和 T_2^* 算出。

由于燃烧室出口燃气平均总温 T_3^* 的周向和径向不均匀性会直接影响数值计算的准确性, 因此通常采用间接法确定 T_3^* 。

(1) 根据热平衡方程计算 T_3^*

热平衡方程为

$$q_{\text{mg}} H_3^* = q_{\text{macc}} H_2^* + q_{\text{mf}} H_f^* + \eta_{\text{cc}} H_u q_{\text{mf}} \quad (3-21)$$

式中, H_3^* 、 H_2^* —— 分别为燃烧室出口和进口 1 kg 燃气和 1 kg 空气的总焓 ;

H_f^* —— 1 kg 燃油在发动机进口温度下的焓值 ;

η_{cc} —— 考虑燃油不完全燃烧和燃烧室壁面向外散热的燃烧总效率 ;

H_u —— 燃油低热值 ;

q_{mg} ——燃气流量, $q_{\text{mg}} = q_{\text{ma}} - \Delta q_{\text{mdr}} + q_{\text{mf}0}$

由方程 (3-21) 推得

$$f = \frac{C_{\text{pa}}^{T_3^*} T_3^* - C_{\text{pa}}^{T_2^*} T_2^*}{\eta_{\text{cc}} H_u - n^{T_3^*} T_3^* + n^{T_0} T_0} \quad (3-22)$$

式中, n ——标准燃油燃烧产物的剩余热量;

T_0 ——确定燃油低热值的温度, 取其等于发动机进口的燃油温度;

T_2^* ——测量平均值。

利用实验室得到的试验关系曲线 $\eta_{\text{cc}} = f(\alpha)$ 和 $q_{\text{ma}} = f(T)$ 、 $nT = f(T)$ 的图表或列线图就可确定 η_{cc} , α 按式 (3-16) 确定。

(2) 根据涡轮的工作能力确定 T_3^*

变换式 (3-11) 为下式

$$q_{\text{mg}} = K' \frac{p_3^*}{\sqrt{T_3^*}} \quad (3-23)$$

式中, $K' = K \mu A_{T \cdot n} q(\lambda_{T \cdot n})$ ——可以通过计算确定, 或者在专门设备上以不同的涡轮落压比下第一级导向器的吹风试验来确定;

μ ——第一段导向器流量系数。

当压降较大时, $\pi_T^* \geq 2.5 \sim 3.0$, $K' \approx \text{常数}$, 于是由式 (3-23) 得

$$T_3^* = \left(\frac{K' p_3^*}{q_{\text{mg}}} \right)^2 \quad (3-24)$$

式中, p_3^* 由式 (3-19) 确定;

q_{mg} ——通过涡轮的燃气流量, $q_{\text{mg}} = q_{\text{macc}} + q_{\text{mf}0}$

3. 涡轮特性试验测定和结果整理

为了确定涡轮特性, 必须对每个状态确定下列参数值: π_T^* , n_{hs} , η_T^* , λ_4 , α_{T0}

涡轮后燃气出口角 α_T 可直接通过测量确定, 换算转速 n_{hs} 按式 (3-9) 中 $n_{\text{hs}} = n_{\text{ch}}$

$\sqrt{288/T_3^*}$ 计算, 涡轮落压比 $\pi_T^* = p_3^*/p_4^*$, 其中 p_4^* 为涡轮后平均总压, 按仪表测量值平均而得, 或者根据固定面积 A_4 、涡轮后出口平均静压 p_4 和总温 T_4^* , 由流量方程式 (3-11) 计算求出。

用滞止参数表示的涡轮绝热效率等于:

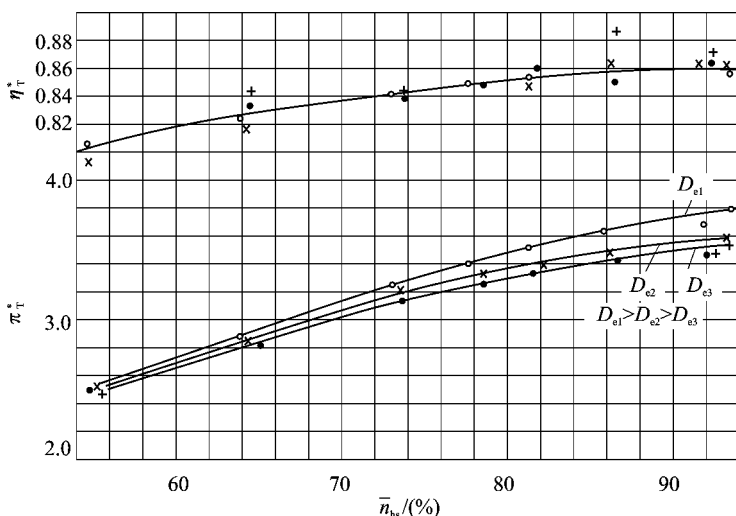
$$\eta_T^* = \frac{q_{\text{ma}} (H_2^* - H_3^*)}{q_{\text{mg}} \eta_m H_3^* [1 - 1/(\pi_T^{*\frac{n_g-1}{n_g}})]} \quad (3-25)$$

式中, η_m ——考虑轴承摩擦损失和带动附件消耗功率的机械效率 (压气机功率 $P_c = P_T \eta_m$)。

可直接根据测量的燃气温度 T_3^* 、 T_4^* 来确定涡轮的功能,但不够准确。指示温度平均值中较大的误差是由于涡轮进出口温度场较大的周向和径向不均匀性造成的。

λ_4 ——涡轮后燃气速度系数,可根据 $\pi(\lambda_4) = p_4/p_4^*$ 查气动函数表得出。

图 3-7 示出沿工作状态线的双轴涡轮发动机的涡轮特性,它是在带有不同面积尾喷口的发动机试验中获得的。



注 D_{e1} 、 D_{e2} 和 D_{e3} 为不同的喷口直径

图 3-7 在不同尾喷口面积下发动机试验中测得的涡轮特性

4. 涡轮后发动机部件总压损失的确定

当气流从收敛喷管以临界和超临界流出时 ($\lambda_e = 1$), 喷口截面上的总压可以由推力公式确定:

$$p_e^* = \frac{F + p_0 A_e}{f(\lambda)_{\max} A_e} \quad (3-26)$$

对收敛喷管的临界和超临界流动,有

$$f(\lambda)_{\max} = 2 \left(\frac{2}{K_g + 1} \right)^{\frac{1}{K_g - 1}}$$

此时,是在确定热态喷口面积 A_e 测量误差的基础上确定 p_e^* 的准确度。利用流量式 (3-11) 消去 A_e , 从而在临界和超临界压降下,确定 p_e^* 的方程为

$$p_e^* = \frac{p_0}{f(\lambda_e)_{\max}} - \frac{FK \sqrt{2K_g / (K_g + 1)}}{q_{me} \cdot c_{cr \cdot e}} \quad (3-27)$$

式中, q_{me} ——通过喷管的燃气流量;

$c_{cr \cdot e}$ ——相应喷管出口温度的临界声速。

(4-4) 和 (e-e) (即 5'-5') 截面之间的总压损失 $\delta_{4-e}^* = p_e^* / p_4^*$, 它可以按位于涡轮后的流动部分的部件来确定。

$$\sigma_{4-e} = \sigma_{4-4'}^* \cdot \sigma_{4'-5}^* \cdot \sigma_{5-e}^*$$

式中, $\sigma_{4-4'}^* = p_{4'}^* / p_4^*$;

$\sigma_{4'-5}^* = p_5^* / p_{4'}^*$;

$$\sigma_{5-e}^* = \frac{\sigma_{4-e}^*}{\sigma_{4-4'}^* \cdot \sigma_{4'-5}^*} \quad (3-28)$$

4' 和 5 截面上的总压可以根据测量截面的平均静压、面积和总温由流量方程 (3-11) 确定, 在不带加力燃烧室时总温等于 T_4^* 。

当喷管中处于亚临界流动时, λ_e 同样可以根据发动机推力、燃气流量和喷管中燃气温度来确定:

$$\lambda_e = \frac{F}{q_{me} c_{cr \cdot e}} \quad (3-29)$$

根据 λ_e 查出 $\pi(\lambda_e)$, 就可计算 $p_e^* = p_0 / \pi(\lambda_e)$, 然后再据式 (3-28) 计算。

3.2.2 节流特性试验

在给定的飞行状态下, 发动机的工作状态是由转子的转速及各部件调节机构的位置决定的, 而发动机各部件调节机构的位置往往是由转速来控制的。因此, 研究发动机调节性能的基本目的是要在给定的飞行条件下, 通过降低转速来减小推力, 而在转速急剧降低的同时, 发动机的某些部件的工作会大大地偏离设计状态, 从而引起损失增大以及有可能出现发动机的不稳定工作。

节流特性试验就是研究推力、耗油率与转速降低的关系, 相应地必须研究推力、耗油率变化的因素, 诸如空气流量、压气机增压比、涡轮前燃气温度及发动机某些部件的效率随转速降低的变化。

图 3-8 示出推力 F 和耗油率 sfc 、涡轮前温度 T_3^* 随转速的变化。图 3-9 示出发动机基本参数与转速的相对关系曲线。

在转速增加过程中, 从慢车到起飞时特性试验点至少有 5 个状态, 而从起飞到慢车即降低转速过程中特性试验点至少 7 个确定的状态。

推力和耗油率的测量误差为 0.5%, 转速的为 0.2%, 涡轮后燃气温度的为 1%。测量结

果换算后绘制图线。

根据图 3-8 可以看出 随着转速的降低,发动机推力一直在减少,耗油率从在接近设计转速的最低值也逐渐增加,当接近慢车状态时耗油率明显增加。燃烧室出口温度 T_3^* 先随转速降低减少,达到一最低值,后又有一定的增加。在慢车状态,由于油气比较高,因此 T_3^* 比较高。

由图 3-9 可以看出 随着转速增加, π_c^* 、 q_{ma} 均明显增加。压气机效率在接近设计转速下一直增加,当达到最高效率后迅速下降。

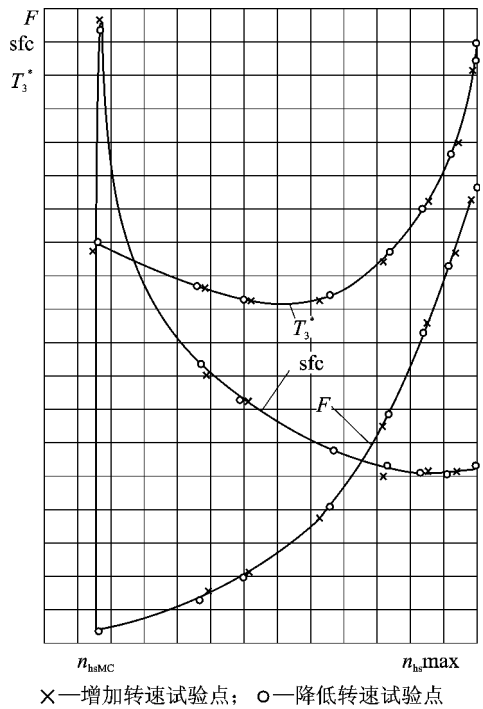


图 3-8 涡喷发动机的节流特性

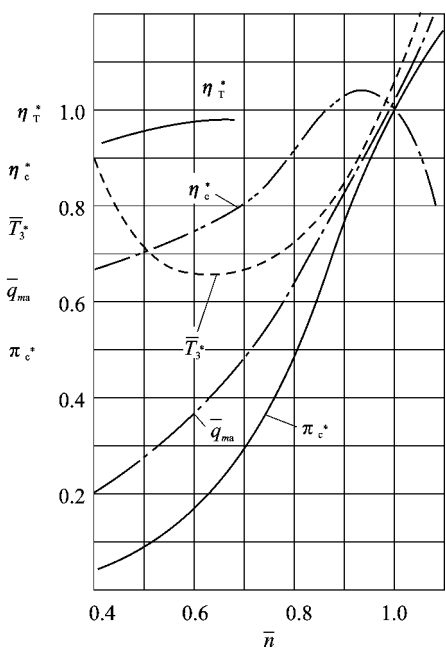


图 3-9 涡喷发动机的基本参数与转速的相关关系曲线

3.2.3 过渡状态试验

飞机的机动性能、空战、特技飞行和起飞着陆等,主要取决于发动机过渡状态的流动特性。当飞机起飞或作复飞拉起时,驾驶员猛推油门(1 s 左右),使燃烧室供油量急剧增加,从而使转速和推力上升。增加供油量使发动机转速快速上升的能力称为发动机加速性,而从慢车加速到最大转速的时间称为加速时间。发动机在过渡状态的工作属于不稳定工作状态。各过渡状态在规定的时间内(如加、减速时间和启动周期)进行时,不应超过发动机所允许的气动、热力和强度条件。如在中等转速下加速时,是否增加 T_3^* 常以压气机能否稳定工作而定;

在大转速时起主要作用的是涡轮的过热 在高空时限制的条件却变成燃烧的稳定性的。

加减速试验是发动机运行最繁重的过渡状态,转子的运动方程和功率平衡方程为

$$M_T - M_c - M_{fr} = J \frac{d\omega}{dt} \quad (3-30)$$

$$P_T - \frac{P_c}{\eta_m} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J \frac{dn}{dt} \quad (3-31)$$

式中, J ——转子的惯性矩,单位是 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$;

M_T 、 P_T ——分别为涡轮产生的扭矩 ($\text{N} \cdot \text{m}$)、功率 (W) ;

M_c 、 P_c ——分别为压气机所需要的扭矩、功率 ;

M_{fr} ——用以克服摩擦和转动的扭矩 ;

η_m ——机械效率, % ;

ω ——转子转动的角速度, rad/s 。

若增大或缩小供油量,使涡轮扭矩增大或减小,即是剩余功率 $\Delta P_T = P_T - P_c / \eta_m$ 不为零,则转子转速就增加和减少。将 ΔP_T 代入式 (3-31) 得

$$\frac{dn}{dt} = \Delta P_T / \left[\left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J n \right] \quad (3-32)$$

转子从一转速到另一转速所需时间 τ_{ac} 为

$$\tau_{ac} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J \int_{n_1}^{n_2} \frac{n}{\Delta P_T} dn \quad (3-33)$$

作为例子,某双转子涡扇发动机从慢车到最大 :当大气温度 ≤ 20 , τ_{ac} 为 3 ~ 5 s ;当大气温度 > 20 , $\tau_{ac} < 7$ s 相应上述大气温度的启动时间分别为 ≤ 50 s、 ≤ 70 s 涡轮后启动最高温度为 $T_{4st \max}^* \leq 600$ 。最大至慢车的减速时间 τ_{dc} 为 4 ~ 6 s。某单轴涡喷发动机从慢车到最大为 9 ~ 13 s 启动时 $t_{4st \max} < 800$,启动时间 < 80 s。

在加、减速试验过程中,要监视工作过程参数的变化和发动机工作特征,如工作平衡、带故障、有爆破声以及有火花等,并进行测量。加速性测量参数有 :

- 发动机操纵杆位置 ;
- 操纵杆移动时间 ;
- 转速 ;
- 改变转子转速达到最大状态的时间 ;
- 加速性时间,从慢车状态移动油门操纵杆开始到最大状态 (或额定、加力) 的时间 ;
- 发动机推力 ;
- 涡轮前燃气温度的最大值 (急增) ;
- 转速急增的最大值。

在节流 (减小油门) 时,要测的参数有 操纵杆移动时间 节流时间 (从开始移动操纵杆到

规定的高于慢车转速 10% 的转速状态) 涡轮压气机转子转速的下降值。
 以上所有列举的参数都要示波。

3. 2. 4 涡轮前后燃气温度的测定

涡轮前局部温度的高低是决定涡轮转子叶片和第一级导向器叶片强度安全的重要因素。图 3 - 10 示出, 由决定导向器叶片寿命和涡轮叶片寿命的两种温度分布而形成的沿叶片高度 (径向) 温度分布曲线。

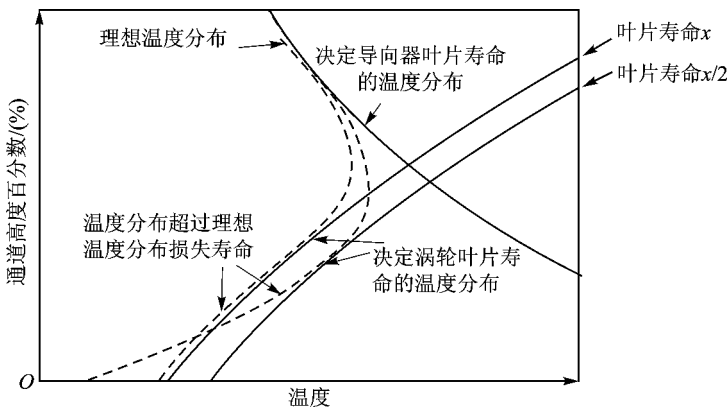


图 3 - 10 涡轮前燃气理想温度分布

沿周向 T_3^* 的不均匀性由温度分布系数 δ_3 决定：

$$\delta_3 = \frac{T_{3\max}^* - T_{3\text{av}}^*}{T_{3\text{pj}}^* - T_{2\text{av}}^*} \tag{3 - 34}$$

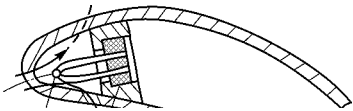
式中, $T_{3\max}^*$ —— T_3^* 环面温度场中局部最高总温；

$T_{3\text{av}}^*$ —— 燃烧室出口温度场平均总温；

$T_{2\text{av}}^*$ —— 压气机出口平均总温。

δ_3 的数值一般为 $\leq 35\%$ 。影响涡轮前燃气温度场的因素很多, 如压气机出口速度场和温度场的不均匀性 燃烧室进口扩压通道中的通气管、支承和点火器 火焰筒头部混气的余气系数 α 值 火焰筒掺混段射流分布及用气量等都是影响 T_3^* 分布的重要因素。当平均温度增加时, 局部最高温度 $T_{3\max}^*$ 也随之增加。

测量 T_3^* 的工作状态主要是发动机最大、最大连续、巡航及慢车状态。当加力状态时, 其 T_3^* 明显高于最大状态的 T_3^* 情况下, 亦要测量 T_3^* 分布。在每个状态都要测量发动机工作过程的主要参数，



温度 T_3^* 和压气机出口气流的偏扭。

在整台发动机上测量 T_3^* 分布,要准备工艺 I 级导向器。梳状热电偶插入导向器叶片空腔中,热电偶工作端感受从叶片上开的孔进入空腔的炽热气体。另一种是把多点热电偶(如图 3-11 所示)组装在气冷叶片之中,试验损坏时可更换整个叶片。

根据试验结果绘制 T_3^* 周向温度场 如图 3-12 所示。图上标注了能影响局部温度升高的结构元件安装位置的投影(整流支柱、压气机出口抽气口、传焰管和放气口等)。在这些结构元件的背风区产生的气流扰动往往引起火焰筒局部进气量的改变,从而使其相应位置的 T_3^* 周向温度场出现局部热区,根据热区可以改进结构元件的设计或位置作相应的改动。

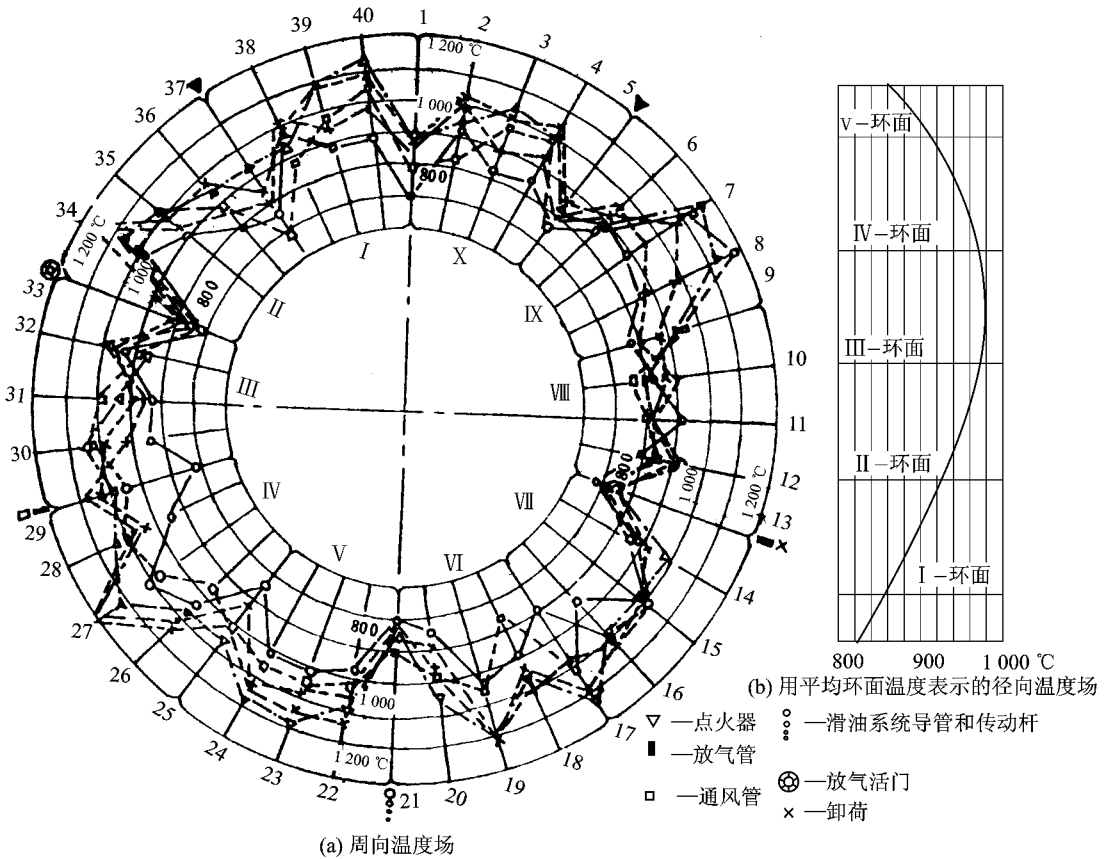


图 3-12 涡轮前温度场

在压气机出口气流存在偏扭,即具有切向速度情况下,气流扰动和温度场峰值的投影位置在周向图中互相接近,从抽气口吹入铝粉,铝粉在燃烧中熔化并在导向器叶片上显示出来,用此法可以近似地测定气流的偏移角。除了压气机出口气流的偏扭外,在环形火焰筒中,燃气周

向有一定旋转,所以用此法只能近似地测定。采用示踪粒子测定旋转则较为可靠。一般环形燃烧室中气流的周向旋转不大于 30° 。

测定出的 T_3^* 周向分布、热区位置,可据此用来修正涡轮部件的冷却和强度计算。

根据 T_3^* 周向温度场,可沿径向不同高度(通称沿叶高深度)上计算某一高度上环面测点的平均温度,这样可得出沿叶片高度的温度分布,该分布是涡轮叶片强度计算的依据:

$$T_{3rav}^* = \sum_{i=1}^n T_{3ri}^* / n \quad (3-35)$$

式中, T_{3ri}^* ——沿叶高 r 深度上第 i 点总温;

T_{3rav}^* ——沿叶高 r 深度上 n 个测点总温的平均值;

n ——沿叶高 r 深度上周向的测点数目。

如图 3-12 (b) 沿叶高有 5 个深度: I、II、III、IV 和 V 环面,每个环面可以有若干个测点。

当实测的 T_{3av}^* 曲线超出按强度计算的沿叶高温度的分布时,或者调整火焰筒掺混段,或者改进叶片设计,直至达到要求为止。

应该注意:采用工艺 I 级导向器虽然测点很多,但所测结果仍不够精确。数值通常比用间接方法确定的 T_{3av}^* 偏高。其原因主要在于:第一,测点数仍然有限;第二,在附面层内,由于温度梯度较大,影响了测量准确性;第三,在靠近叶根叶尖部位,结构的限制使布局测点受限,而在此部位的 T_{3i}^* 温度又往往较低。

在不稳定状态(启动,加、减速等状态)要进行燃气温度示波,试验时只接通那些用来记录各种状态下最高温度的热电偶,根据示波确定燃气的最高温度和其持续时间。

采用工艺 I 级导向器测量 T_3^* ,避免了因插入电偶而造成的气流阻塞,燃气温度可在直接作用于涡轮导向器的位置测量,精确度是足够的,但是由于 T_3^* 温度较高,特别是局部温度高达 1400°C 以上,所以会烧坏昂贵的铂铑-铂电偶,因此不经常测量 T_3^* 分布,而是根据测量的涡轮出口 T_4^* 分布来判断 T_3^* 分布。

T_4^* 分布采用专用扩散器或无加力燃烧室时采用工艺转接段。转接段原理图如图 3-13 所示。转盘 2 上安装三支梳状热电偶 3。试验时带有热电偶的转盘通过传动机构受电动机驱动而转到规定的测量位置,为了准确测量,一般在某一角度的测点停留时间达 10 s 以上,三支电偶的相间角度为 120° 。

T_4^* 分布与 T_3^* 分布有一定的关系。燃气从燃烧室流出经过导向器偏转一定的角度,然后在动叶中旋转一个角度,所以燃气从涡轮中流出时相对于原位置的偏转角是经过几级涡轮后的偏转角和旋转角的代数和,计算某型发动机燃气从涡轮流出后相对于原来位置约偏转不到 36° 。采用堵住个别燃油喷嘴试验时也可以从测得的 T_4^* 局部扇面区温度明显降低来判断燃气流经涡轮通道的偏转角。有了测定出的偏转角就可根据测得的 T_4^* 分布推断 T_3^* 分布的热区位置和局部热点。测量 T_4^* 分布反推 T_3^* 分布的方法在成批生产发动机常规试验和改进

改型中经常使用。

3.3 自动化试车台

3.3.1 典型试车台

试验全尺寸发动机的设备简称试车台。它包括安装试验机的台架测力测功装置、测试设备(数据采集及处理系统)、操作间、燃油滑油供应系统、压缩空气供应系统、电气系统及一些其他系统,如涡桨发动机制动试验时的供水和排水系统、由发动机发出的电能消耗系统和飞机附件液压加载系统等,特种试车还需加温加压装置。

试车间的尺寸应当满足发动机和试验设备的布置,保证发动机的工作条件尽可能地接近实际使用条件,保证能测量发动机工作过程主要参数,限制噪声,具有救护和技术安全设备。

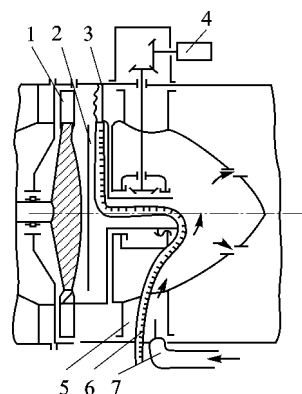
现代试车台对消音提出严格要求。进气部分采用柔软密致的有机材料,它的碎末即或进入发动机时也不应使发动机通道受到损害。排气部分采用多孔耐火砖、玻璃纤维和矿渣棉,高温工作状态下能耐高温燃气的作用。玻璃纤维和矿渣棉耐热温度最高值为 $300 \sim 350$,砖和浮石块的为 $400 \sim 450$ 。

向发动机排气流中喷水除降低出口燃气温度外,同时还可降低噪声水平,并改善消音装置的工作。

1. 试车台试验内容

试车台的主要任务是为新机研究发展试验、型号批准试车、批生产机种的排故、改进和延寿等进行试验。其试验种类概括为:

- ① 验收试车和最终试车,即工厂试车和检验试车。
- ② 150 h 耐久试车。
- ③ 型号批准试车。
- ④ 循环试车(考验部件可靠性,发动机转速可全部超转或交替部分超转)。
- ⑤ 性能试车。
- ⑥ 各系统改进、发展和排故试车,如寻找滑油流失部位等。
- ⑦ 包容试车(试验旋转零件断裂后,是否能为机匣包容)。
- ⑧ 吞咽试车,如吞鸟、吞砂、吞液态水和吞火药气体等,试验发动机吞咽异物的能力和机



1—涡轮 2—转动盘 3—梳状热电偶；
4—转盘的驱动装置 5—支板；
6—热电偶导线 7—冷却空气供气
图 3-13 测定涡轮出口温度场的工艺转接段

匣的包容能力。

⑨ 进气压力畸变和温度畸变试车。该试验台进行飞机进气道与发动机的匹配试验和带模拟板、温度畸变发生器的性能试车。

⑩ 测量温度场和压力场试车。

⑪ 其他试车,诸如燃烧室工作不稳定性试车、喘振试车、应变试车、进气加温试车、排放物测量试车、功率提取试车、腐蚀敏感性试车、环境结冰试车、高低温启动和加速试车等。

2. 悬吊式试车台

图 3-14 是发动机悬吊在试车台上的照片。

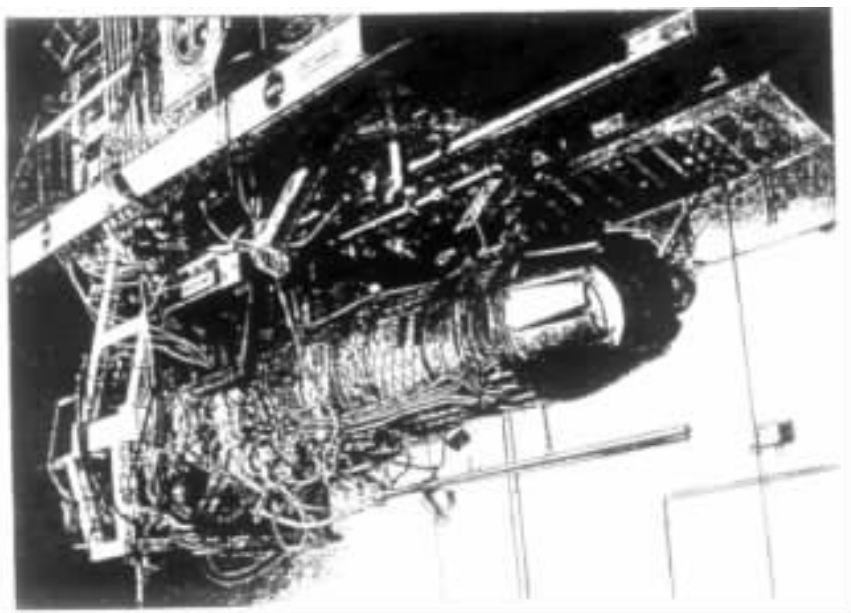


图 3-14 发动机装于悬吊式试车台

悬吊式试车台结构简图如图 3-15 所示。这种试车台采用前后两次进气结构,能测轴向和垂直方向的推力。它包括具有快速数据处理能力的测试系统和测控软件、排气消音引射筒、供应系统(燃油系统、液压泵负载系统、空气启动系统、喷水系统、电机负载系统、灭火系统和滑油系统)、操纵间及控制系统等。

一次进气口位于发动机的前上方,它只供试车时所需的空气量。通常采用金属板消音器,为降低进气消音段的压降,消音段的阻塞比约为 50%。

发动机安装在龙门式动架内,如图 3-16 (a) 所示。其中心线距钢板地面约 1.9 m。这种安装方式便于发动机调整和更换。

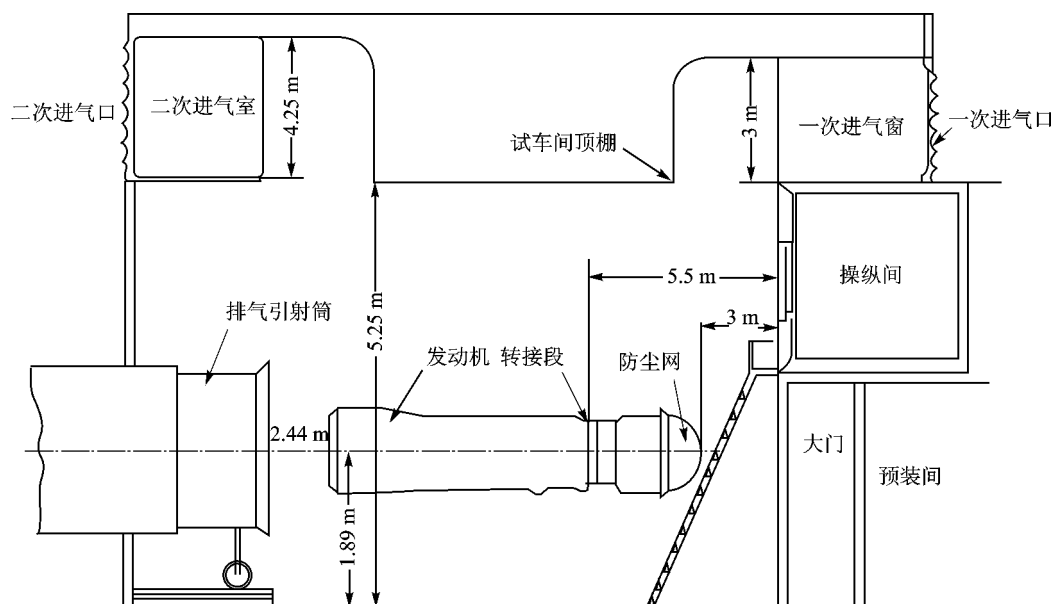


图 3-15 悬吊式试车台示意图

排气引射筒不仅将发动机排出的燃气流带走，而且还引射冷空气。引射空气量的大小直接影响到排气引射筒的冷却降温及推力测量的精度。排气引射筒也采用金属孔板内夹玻璃棉消音装置。

试车操纵间主要设有操纵台、常规试车数字式仪表、推力电子秤和数据处理扫描系统显示屏等。

试车台架由静架、动架及预装车等组成。静架位于钢板地面之下，通过弹性圆膜片与动架联结。静架本身是靠四个钢制的支座用螺栓固定在地下的四个水泥墩上。动架包括地面上的龙门框架、活动支架及地面下的框架。动架是一个整体框架，下面四个角通过弹性圆膜片与静架联结为一体。其中一侧两个弹性圆膜片是固定式的，另一侧是活动式的。当钢架胀缩时，支承可向一侧移动。动架后侧的地下，沿发动机轴线处装有液压推力校准装置，如图 3-16 (b) 所示。龙门框架顶部装有由液压操纵的钢索与活动支架连接。弹性圆膜片可测正向、反向和垂直方向的推力，通用性强。

预装车用于发动机的试车准备工作，包括发动机的供油管、测量系统的管线、受感部、传感器及各种电气及操纵控制系统与发动机连接，从而减少发动机在台架上的占用时间，提高试车台的利用率。

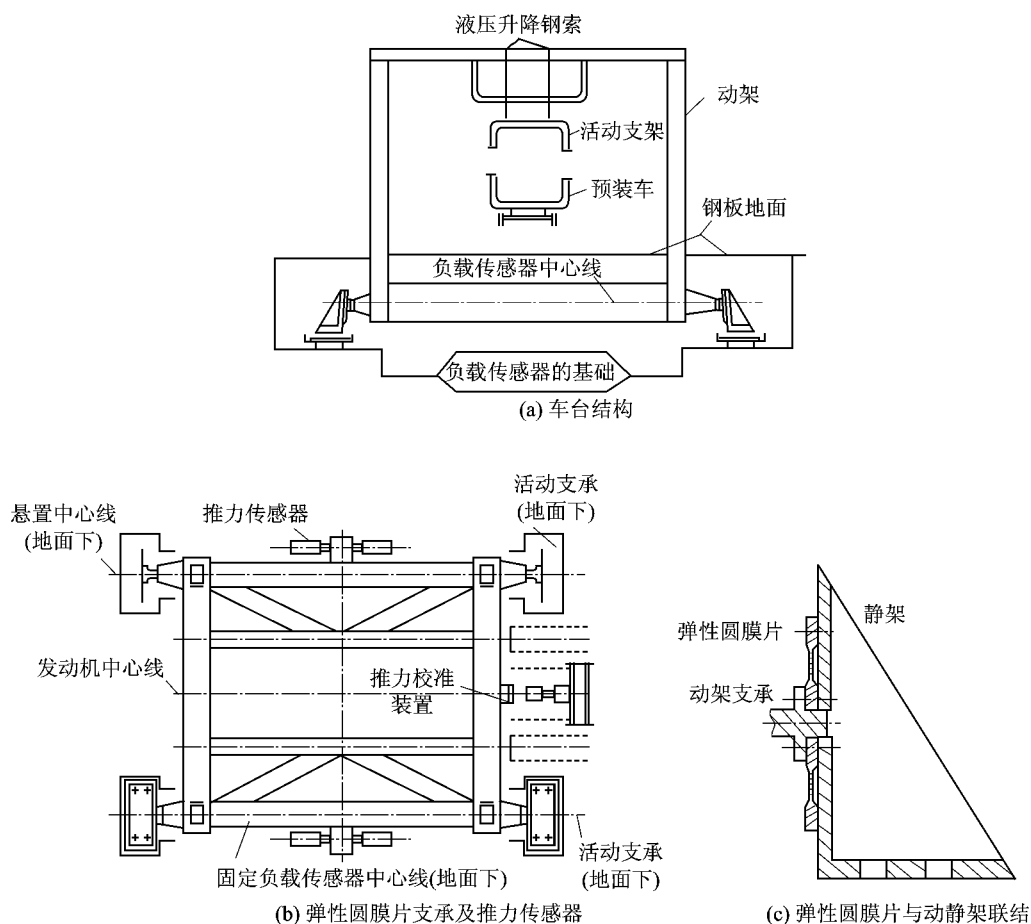


图 3-16 车台结构简图

3. 燃油系统

图 3-17 示出典型台架燃油系统。在燃油管与发动机连接的部位安装自动锁闭活门 14。若没有此活门,台架燃油系统与发动机连接之前,要预先从管路中放油。为了能够迅速中止燃油供给,在台架管路始端有带气动和应急手动传动装置的快速闭合活门,它能按照试验者命令突然中止往台架系统供油。

为了净化燃油,在台架设备前装有网状粗燃油滤,纸质或绢布的油滤装在发动机前,它保证燃油的纯度与飞机加油前的燃油相同,燃油各管路的流动速度由较小的流体压力损失条件 ($1.0 \sim 1.5 \text{ m/s}$) 来选择。

4. 其他系统

除上述系统外,试车台还装有液压系统以供在发动机上装有飞机液压附件试验时增加负荷。

为了保证飞机测量仪表的工作和由电启动机启动发动机,还设立直流电系统,以及保证正常试验所需滑油的滑油系统和电气系统。

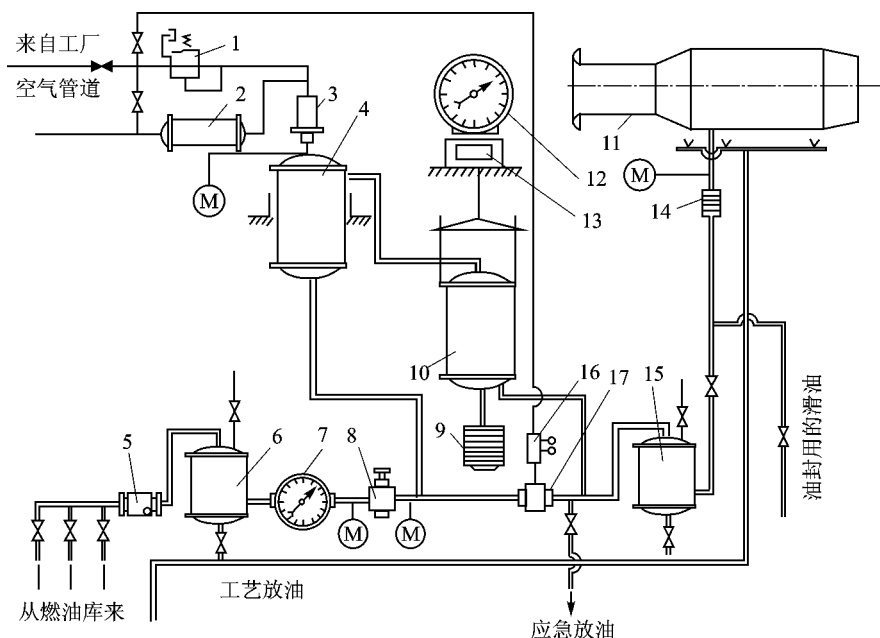


图 3-17 台架燃油系统

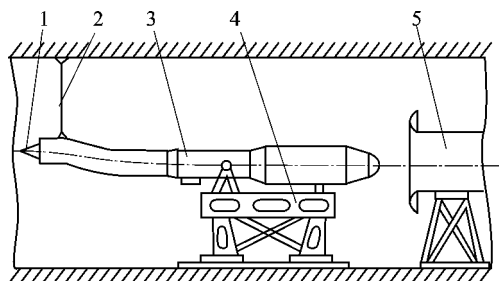
3.3.2 用于特定试验的试车台

为了适应飞机使用范围的扩大,并尽可能造成发动机在飞机上的工作条件,就必须在普通试车台基础上增加某些专用设施而构成专用试车台。

1. 确定飞机进气道对发动机影响的装置

在飞机进气道中除了总压损失外,还存在着径向和周向速度分布不均匀及随时间的速度脉动,进气道的支柱、转弯和通道不对称以及扩压器轴和来流方向之间的出现夹角的飞行状态等都会引起静态不均匀。飞行中速度脉动主要是由于不稳定的激波与附面层的相互作用产生的。在开始时,脉动是由超声速扩压器尖缘进气唇口处的气流分离所造成。在某些情况下,动态脉动超过气流的静态不均匀。进气道的某些变化会影响发动机的气动和强度参数,如稳定工作裕度、压气机叶片的振动应力和启动特性等。

带飞机进气道的发动机试验如图 3-18 所示。在进气道和发动机之间装上空气射流或畸变发生器,或者在发动机前装用转动和静止叶片,以模拟相应飞行包线的工作状态。有关研究进气道与发动机相容性问题将在 3.4 节中讨论。



1—飞机进气道 2—进气道吊架 3—发动机 4—测力装置 5—引射筒

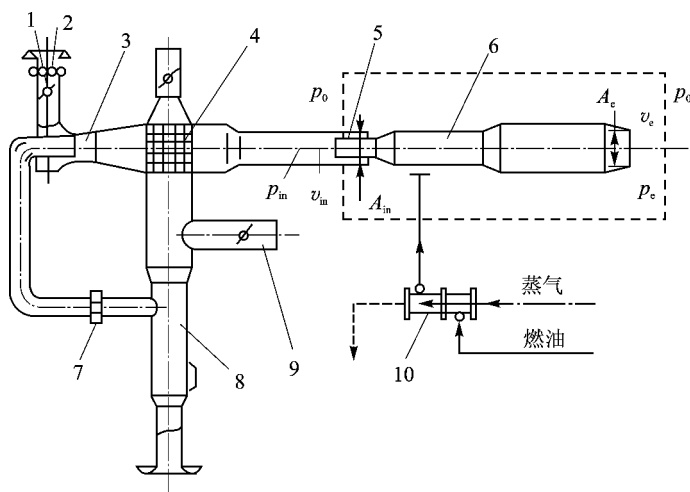
图 3-18 带飞机进气道的发动机试验台简图

2. 发动机进气加压装置

在许多情况下,飞行时由于速度头的作用,发动机进气压力会高于海平面大气压力。如在高度 16 km,若 $Ma_H > 2.2$,考虑进气扩压器中的压力损失,发动机进气压力高于 1.01×10^5 Pa (1 atm) 而对 20 km 高度,当 $Ma_H > 2.6$ 时,就会超过 1.01×10^5 Pa (1 atm)。进气空气压力的增加,会引起发动机的质量流量成比例的增加,因而导致涡轮压气机负荷的提高,这时发动机机匣也会承受着较高的压力。

在地面条件下,提高发动机进口压力的试验装置如图 3-19 所示。气源通常为两台或几台涡喷发动机,或者工业鼓风机。为了提高系统中的流量可以打开引射器,而为了提高供气温度(飞行时,随马赫数增加,发动机进口总温可达到 400~600 K),则可打开利用辅助发动机排出燃气的或用辅助燃烧室加温的换热器。为了能测量推力,在加压系统和发动机之间要设置可伸缩的连接段。该装置可模拟进口空气压力超过海平面大气压时的飞行条件,并能进行发动机强度和气动力研究。该装置还能够试验带可调喷口的涡喷发动机,加力式涡喷发动机和冲

压式喷气发动机。



1—大气空气吸入系统 2—从大气吸入的空气流量测量 3—引射器 4—热交换器；
5—发动机与进气管的活动连接 6—被试发动机 7—从辅助发动机抽来的空气流量
测量 8—辅助发动机 9—向大气的可调热燃气放气 10—燃油蒸气加热器

图 3-19 试验发动机的进气加压加温的试验装置

在试验过程中测得的推力和发动机进口参数可用于确定推力 F 。推导飞行推力的计算公式如下所述。

取发动机的控制空间，如图 3-19 所划定的表面，把对发动机发生作用的力投影到推力方向，

$$q_{mg} v_e + A_e p_e - A_e p_0 + A_{in} p_0 - q_{ma} v_{in} - A_{in} p_{in} - F_{ch} = 0 \quad (3-36)$$

由此得测量推力 F_{ch} 为

$$F_{ch} = q_{mg} v_e - q_{ma} v_{in} + A_e (p_e - p_0) - A_{in} (p_{in} - p_0) \quad (3-37)$$

飞行条件下推力 F_F 为

$$F_F = q_{mgF} v_{eF} - q_{maF} v_{inF} + A_e (p_{eF} - p_H) \quad (3-38)$$

假定试验时发动机的工作状态和进口空气参数与飞行的相等，即 $T_{in}^* = T_H^*$ ， $p_{in}^* = p_H^*$ ，

$n / \sqrt{T_{in}^*} = n / \sqrt{T_H^*}$ ，于是

$$p_e = p_{eF} \quad q_{mg} v_e = q_{mgH} v_{eF}$$

$$q_{ma} = q_{maF} \quad q_{mg} = q_{mgF}$$

$$v_e = v_{eF}$$

把式 (3-38) 得到的 $q_{mgF} \cdot v_{eF}$ 表达式代入式 (3-37) 并整理得

$$F_F = F_{ch} - q_{ma} (v_F - v_{in}) + A_e (p_0 - p_H) + A_{in} (p_{in} - p_0) \quad (3-39)$$

为了绘制高度-速度特性曲线,不必录取所有相当于 $p_{in}^* = p_H^*$ 的试验,不相等的压力容易用计算来求出。如果发动机喷管中的压降是超归界的,那么当发动机进口压力变化时,空气燃气流路中的气流速度仍将保持不变,而仅仅工质流量和压力按 p_H^* / p_{in}^* 的比例关系变化,因而

$$F_F = (q_{mg} v_e - q_{ma} v_F) \frac{p_H^*}{p_{in}^*} + A_e \left(p_e \frac{p_H^*}{p_{in}^*} - p_H \right) \quad (3-40)$$

若以式 (3-37) 的 $q_{mg} v_e$ 值代入式 (3-40),可以得到

$$F_F = \left[F_{ch} - q_{ma} (v_F - v_{in}) \right] + A_e \left(p_0 - p_{in} \frac{p_{in}^*}{p_H^*} \right) + A_{in} (p_{in} - p_0) \cdot \frac{p_H^*}{p_{in}^*} \quad (3-41)$$

3. 其他整机试验装置

其他整机试验装置主要包括：

① 空气流量适宜、可遥测的海平面静态试验台。可用于全尺寸风扇、全尺寸压气机和风扇/压气机联合试验,包括部件性能、失速边界以及动/静叶片应力测定 进行发动机机械强度、应力和温度等验证试验 评定发动机传热特性的试验。

② 环境试验系统。由于飞机在空中飞行,环境条件非常复杂,诸如暴风雪、在含大量盐分的海上飞行、在 $-40 \sim 50$ 的条件下启动和工作等,因此现代发动机规范中,明确地规定了发动机要有一定的抵抗各种恶劣环境条件的能力。因此,必须通过在模拟各种环境的试验舱中进行发动机环境考核试验,来确定发动机的适应性。在本章 3.4 节中将论述环境结冰试验设备和启动特性试验方法。

③ 吞咽试验设备。见第 4 章 4.4 所述。

④ 特别严重情况试验系统,如海平面静态试车台装有高速照相、电视屏、遥测和引电器装置能验证和评定畸变效应、润滑油中断、电气故障、侧风或尾风效应等。

3.3.3 试车程序

发动机台架试车的目的为：

- ① 考查发动机各部件加工和装配质量。
- ② 调整发动机各部件、附件、传动机构和控制系统协调工作。
- ③ 检查发动机工作参数,使其达到规定值,考查在设计状态下主要性能参数实际水平。
- ④ 检查发动机启动可靠性、加减速工作稳定性,考查在中转速工作时发动机各部件的工作状况,排除故障使其达到设计状态。

下面以某涡扇发动机试车为例,说明试车限制、试车程序和测量参数。

1. 试车限制

发动机试车中应根据发动机型号不同注意下列限制。若在某一段时间内发现不能保持某一试车限制时应查明原因并排除后方可继续试车。

① 某加力式涡扇发动机高压转子转速和涡轮后排气温度的限制如表 3-1 所列。推力和耗油率的要求也列于该表。

② 滑油消耗量不大于 0.6 L/h。当转速 $n_2 < 85\% n_{2d}$ 时,滑油压力 $p_L = 0.177 \sim 0.245$ MPa (1.8 ~ 2.5 kg/cm²) ;当 $n_2 \geq 85\% n_{2d}$ 时, $p_L = 0.245 \sim 0.314$ MPa (2.5 ~ 3.2 kg/cm²) 滑油最大压力为 0.373 MPa (3.8 kg/cm²) 。滑油回油告警温度为 (210 ± 6) 。

③ 发动机启动时,涡轮后最高温度 $T_{4后max}^* \leq 600$ 。启动时间 $\tau \leq 50$ s,当大气温度 < 20 ; $\tau \leq 70$ s,当大气温度 > 20 。

④ 慢车到最大加速时间为 : $\tau = 3 \sim 5$ s,当大气温度 < 20 ; $\tau < 7$ s,当大气温度 > 20 ;慢车到全加力 $\tau < 7$ s,飞行高度 $\leq 8\,000$ m ; $\tau \leq 8$ s,飞行高度 > 8 000 m。减速时间最大到慢车 τ 为 4 ~ 6 s ;发动机允许振动速度 ≤ 50 mm/s。

表 3-1 某涡扇发动机高压转子转速和涡轮后排气温度的限制

参 数 状 态	高压转子转速 n_2 / (r · min ⁻¹)	推力 /N	单位耗油率 / (kg · N ⁻¹ · h ⁻¹)	涡轮后温度 /
慢 车	9 300	2 450		≤ 460
巡 航	11 300 ~ 11970	44 100	0.068	590
最 大	$13\,300^{+0.5\%}_{-1}$	75 170	0.076	≤ 750 (Ma ≤ 1.9)
				≤ 765 (Ma > 1.9)
小加力	$13\,300^{+0.5\%}_{-1}$	82 810	0.093	≤ 750 (Ma ≤ 1.9)
				≤ 765 (Ma > 1.9)
全加力	$13\,300^{+0.5\%}_{-1}$	122 500	0.192	≤ 750 (Ma ≤ 1.9)
				≤ 765 (Ma > 1.9)

⑤ 稳态时,主燃烧室喷嘴前燃油压力不大于 78.4×10^5 Pa (80 kg/cm²) ,加力燃烧室喷嘴前燃油压力不大于 58.8×10^5 Pa (60 kg/cm²) ;后动到 $n_2 = 15\% n_{2d}$ 或 $\tau = 22$ s 时,燃油压力为 (9.8 ~ 11.8) $\times 10^5$ Pa。

2. 试车程序

发动机主要试车程序包括启动发动机,慢车调整,功能检查,加、减速性能检查与调整,主

要工作状态性能检查,振动测量及停车等。

对于加力式发动机还包括加力状态性能检查。但其试车程序基本相同。主要内容包括:

(1) 运行前检查

目的是确保启动安全。主要包括向滑油箱加油,观测油位 检查点火器功能是否良好 进行燃油系统放气 检查各操纵机构的安装和检查导流叶片操纵臂位置等。

(2) 校准进口导流叶片位置指示器

使进口导流叶片工作限制适于检查 按位置指示器示数决定进口导流叶片中间角及放气活门工作位置。

(3) 启动机带转(冷运转)检查

包括滑油系统充油,检查滑油、燃油和启动系统。确保滑油滤清洁并可进行假启动。当进口导流叶片处于最大角度时,用启动机带转发动机。

(4) 发动机启动和停车

检查启动和停车性能是否良好。其中包括在低压燃油供给接通、油门操纵杆在地面慢车以及点火器接通时带动发动机。当高压压气机转速 n_2 达到限定值时,将停车开关移到打开位置,保证启动时涡轮后燃气温度不超过限制 在不点火或有可能超温时,要立即关闭停车开关,下一次启动前要进行一次冷运转 发动机在高转速下工作以后,停车之前应在地面慢车下工作几分钟,以减少封严磨损。

(5) 慢 车

主要检查是否漏油和漏气,并调整高压压气机地面慢车转速,一般工作 3 ~ 5 min。

(6) 机能检查

这是试验发动机的完整性。包括使高压压气机转速缓慢增加到某一转速,例如某加力式涡扇发动机 n_2 从慢车经五次递增至 75% n_{2d} 、80% n_{2d} 、85% n_{2d} 、90% n_{2d} 以及 95% n_{2d} 设计转速; 检查涡轮后燃气温度、振动、滑油压力及温度等。

(7) 检查进口导流叶片

这是试验进口导流叶片调节器的调节、由地面慢车增大转速直至进口导流叶片达最大检查位置 当发动机处于稳定状态时,检查 n_2 是否在限定范围内 进一步增加转速,直至达最小检查位置并检查 n_2 是否在规定范围内。

(8) 检查滑油消耗量

检查滑油消耗量是否在规定范围内。

(9) 检查防冰系统

试验系统的机能,检查最小、中间及最大防冰压力。

(10) 检查并调节 n_2 与推力的相互关系

若推力低于规定限制,可在进口导流叶片外止动销下面装限动片以调整推力。

(11) 检查发动机性能

确定发动机性能是否合格。一般在预测的工作状态稳定 3 min,记录全部参数 按要求递降发动机转速,稳定工作 2 ~ 3 min,并记录全部参数 整理试车数据并与验收限制值比较。

(12) 检查高压压气机出口压力限制器

使限制器投入工作 当高压压气机转速达任意一个最大限制、推力超出验收限制时,调整限制器,使推力在限制值内。

(13) 检测加力燃烧室

对于加力式涡扇发动机在检查完最大状态性能后应接通加力燃烧室,检查在部分加力和全加力状态发动机推力、耗油率、排气温度 t_4^* 和接通、切断加力燃烧室时温度瞬时超出量。

(14) 调整低压压气机转速调节器

(15) 检查最高温度控制系统

调整最高温度控制器直至完全降低为止,并检查高压压气机转速下降是否在规定的范围内。

(16) 检查和调整加、减速性

调整加速控制装置并检查发动机是否喘振。检查控制装置的工作并确定全油门时的推力 从地面慢车到全油门进行三次加速试验,其油门杆移动时间不超过 1 s 检查从地面慢车到 95% 全推力的加速时间是否在验收限制的规定范围内 进行从全油门到地面慢车的减速试验;检查从全油门到高压压气机转速 n_2 的减速时间是否在验收限制规定范围内。

(17) 检查放油活门的工作

使发动机在 95% 最大允许推力的转速下工作,记录高压压气机转速 打开燃油放油活门,记录高压转速,然后检查该转速下降是否在规定范围内。

(18) 振动测量

检查发动机转子平衡得是否正确。其中包括 :发动机在全油门状态下工作 3 min 记录振动 降低高压转速,如每次递降 1 000 r/min 直至降到慢车转速,记录上述各转速下的振动值,记录过渡转速时出现的某一振动降值 若振动超过“验收限制”规定范围,则用频率分析仪检查,以确定其振动是由哪个转子产生的。

(19) 发动机停车、油封检查

防止发动机存放时内部锈蚀。其中包括发动机在地面慢车状态下工作 2 min 供给燃油转换成供给油封油 当发动机转速降低时,关闭停车开关 检查滑油滤、高压滑油滤和探屑器是否清洁。

3. 试车测量参数

台架试车种类很多,需测量的参数也有所不同。一般的台架试车是指稳态性能参数测试和过渡态性能参数测试。近年来又开展了动态参数测量和发动机状态监控。

(1) 稳态和过渡态参数测量

发动机稳态是指在保持飞行条件不变情况下,发动机转速和推力维持恒定的试验状态。稳态性能参数不随时间而发生较大变化,保持相对稳定。

过渡态是发动机在试验过程中模拟发动机内、外部条件的状态参数随时间而瞬变所产生的状态。如发动机加、减速性能试验测试,接通或断开加力燃烧室试验测试,从某一稳定转速上升或下降到第一稳定转速状态随时间变化的过滤过程测试等。

表 3-2 列出稳态和过渡态常规台架试车中主要测量参数。一次测量参数为大气压力、燃油密度。

表 3-2 常规试车主要检测参数

序 号	测量参数	单 位
1	空气进口温度	
2	试车间真空度	Pa

3	涡轮后燃气温度	
4	高压压气机转速	r/min%
5	低压压气机转速	r/min%
6	燃油流量	kg/h
7	流量计处的燃油温度	
8	低压压气机出口压力	Pa
9	低压压气机出口温度	
10	高压压气机出口压力	Pa
11	进口空气流量	kg/s

续表 3-2

序 号	测量参数	单 位
12	排气总压	Pa
13	推 力	N
14	耗油率	kg/N · h
15	振 动	g
16	燃油进口温度	
17	滑油进、出口温度	
18	主滑油压力	Pa
19	低压冷却空气出口温度	
20	油门角度	(°)
21	尾喷管位置	m
22	外涵道喷口截面积	m ²
23	启动时间	s
24	慢车到最大加速时间	s
25	慢车到全加力时间	s
26	最大到慢车减速时间	s

(2) 动态参数的测试

发动机动态参数是指随时间变化很快的一类参数。如进气道/发动机相容性试验中的温度畸变、压力畸变数据、压气机失速、喘振数据、振荡燃烧的脉动压力和动应力应变等。动态参数有周期性、随机性数据,需用快速测试仪器测量。

(3) 发动机状态监控参数

发动机状态监控和故障诊断主要用于预测发动机超温、滑油供应不足、振动超限和失速喘振等异常情况。常见的状态监控参数主要有 转速、推力、涡轮前温度、轴承温度、燃油流量、滑油压力、油门杆角度、压气机进出口总压、排气温度、叶尖间隙、喷口面积、应力和振动等。

3.3.4 测控软件及数据采集系统

航空发动机台架试车的重要发展方向是应用计算机为核心的测控试车,即自动数据采集、性能在线监控、超限报警及安全保护试车、自动控制试车和自动输出试车结果。

1. 测控软件结构和功能

试车台测、控系统的软件应完成下述功能：

- 人机交流；
- 数据处理（换算）；
- 信息显示；
- 系统自检；
- 数据转存；
- 信息硬复制输出；
- 其他。

测控系统的主程序必为一无限循环结构，以完成 4 万组数据的采集和大量的工作状态
的调整和控制。主程序的具体结构应包括：

① 试车台测控系统中断服务程序。完成数据采集及试车控制的等周期定时中断 完成数据
传输的定时或随时中断 完成读写数据、信息硬复制、打印和绘图的定时或随时中断。

② 具有数据采集功能、时间计算功能、极值判断与处理功能、特殊数据记录功能、操作功
能键处理功能（启动、采样速率变化、过渡态数据传输处理、自动至手动、手动至自动控制处
理）和开关量输出功能等。

③ 完成自动程序试车，如发动机工作状态按程序变换，工作状态微调，启动过程和停车的
自动处理。

④ 能进行试车前后的人、机对话和发动机正在运转时的人、机信息交流。例如：试车前输
入发动机编号，试车目的，燃油数据，输入输出通道检查和校准，自动油门系统检查，检查智能
测控前端工作方式及初始化，计算机网络通道检查，输入自动/手动试车要求，输入程序试车要
求，测控采样周期确认，校准报警、应急停车参数及相应门限值。试车过程中能进行数据显示
及显示画面切换操作，发动机状态及特殊信息显示 测控系统特殊操作等。试车后进行数据计
算，发动机性能分析、趋势分析和振动情况分析，试车数据分类、取舍和归档，试车数据的转存
和回放，试车结果输出。

⑤ 具有采样速率变化功能，在具有多台计算机的试车台的计算网络中能传输数据和
存储。

图 3-20 示出航空发动机试车台计算机系统软件总体设计。该试车软件由 55 个基本模
块组成，主控模块中控制着一级菜单，包括校正、试车、诊断、维护、报告和退出，分别对应着参
数校正、数据采集及处理、故障诊断、软件自适应维护、报表输出及停止运行等功能。

数据采集采用查询方式。采样过程中引入超过安全极限的一级报警和参数超过允许范围
的二级报警。

软件中应用气路分析原理和线性数学模型建立故障诊断矩阵和诊断模型，根据诊断的故

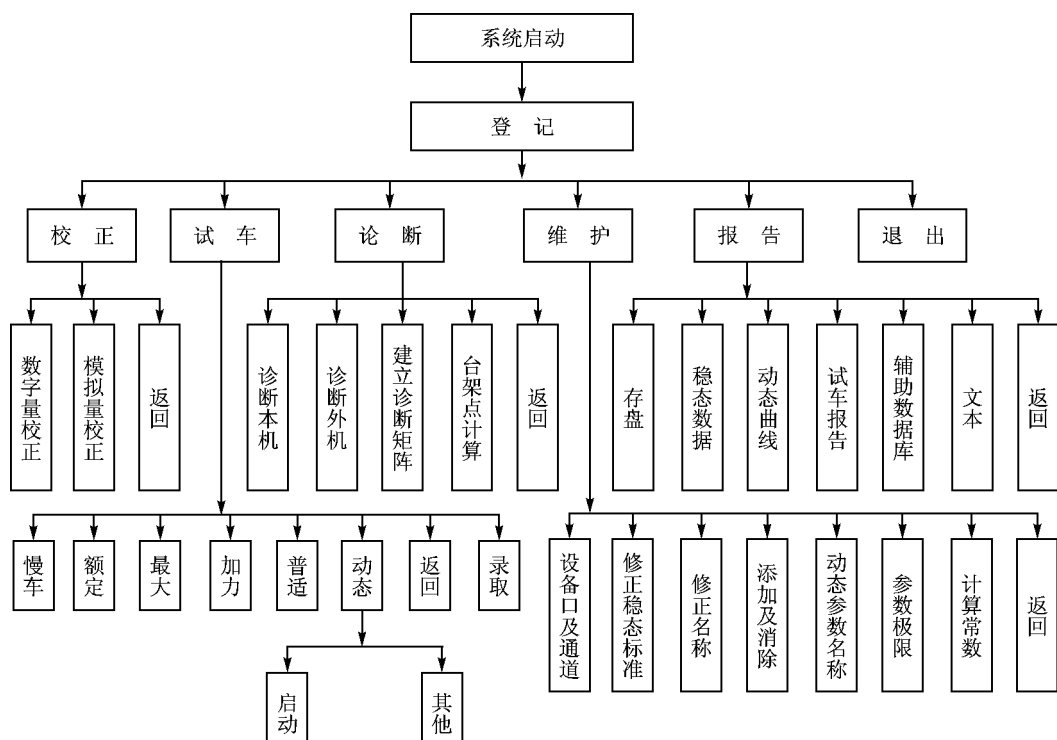


图 3-20 航空发动机试车台计算机系统软件总体设计

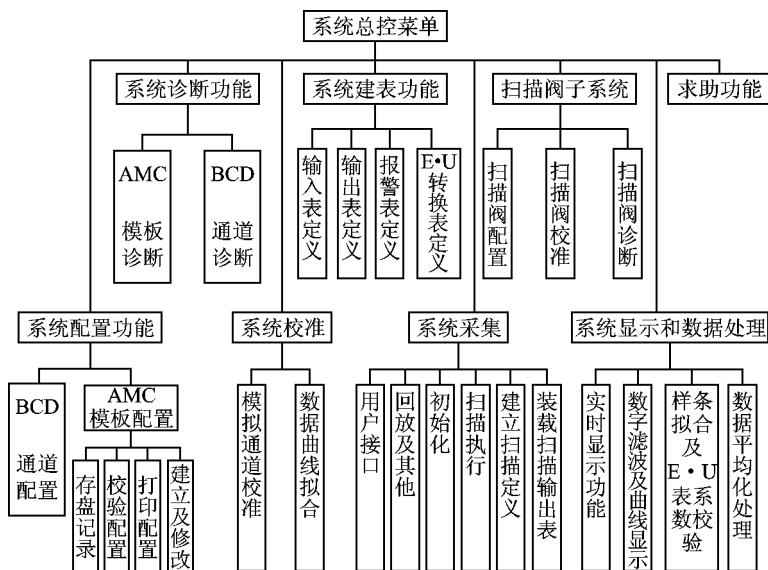
障及其程序,确定性能和排故措施。

2. GDAS 航空发动机试验数据测控软件

图 3-21 示出 GDAS II 发动机试车软件层次结构。硬件为 IBMPC/XT、AT486 或以上一类微机。软件采用 MS-DOS V3.0 以上版本的操作系统和 MS-C 程序语言。允许硬件配置 16 个机箱,每箱 16 个插槽,可插入各种 AMC-100I/O 功能模板。该软件的主要功能详见 8.4 节。

3. 典型地面试车台数据采集处理系统

AMC-100 型地面试车台数据采集处理系统曾于 1991 年起在我国航空发动机研究所地面试车台获得应用。运行试验表明,该系统硬件功能较全,操作使用方便,数据采集准确,运行稳定可靠。有关 AMC-100 测控系统硬件详见 8.4 节。



注 E·U 为工程单位

图 3-21 GDAS II 发动机数据采集软件层次结构

(1) 主要技术性能

该处理系统的测量参数种类及通道数量如表 3-3 所列。系统测量准确度如表 3-4 所列。

表 3-3 AMC—100 型试车台采集参数和通道数量

测量参数 名称	温 度		压 力			燃 油 流 量	转 速	推 力	位 移
	T/C	RTD	液 体	气 体	大气压				
通道数量	50	2	4	308	1	2	2	1	3

表 3-4 系统测量准确度

测量参数名称	温 度	压 力	燃油流量	转 速	推 力	位 移
测值误差	$\pm (0.2 \sim 1.0) \%$	$\pm (0.2 \sim 0.5) \%$	$\pm 0.5 \%$	$\pm 0.05 \%$	$\pm (0.2 \sim 0.5) \%$	$\pm (0.5 \sim 1.0) \%$

该系统的采集速率,机械压力扫描阀为 6 CH/s 其余 100 次 / (秒 · 通道)。

(2) 输入 / 输出功能模块选择

由于 AMC—100 型系统主要用于发动机地面试车台,供稳态性能参数测量和实时数据处

理应用,因此对系统测值准确度、可靠性和抗干扰能力等均提出了相对严格的要求。鉴于现场干扰较强,为提高系统可靠性,应选择具有良好变压器隔离的 AMC—150 型差分输入采样板。其共模抑制比可高达 130 dB 选用 AMC—124 型 14 bit A/D 板与上述采样板组成模拟量输入通道,能满足 $\pm 10 \text{ mV} \sim \pm 10.24 \text{ V}$ 的输入信号范围(11 挡程控增益)的要求。

选用 AMC—184 型频率量测量板测量涡轮流量计产生的频率输入信号。

对于数字转速计经锁相倍频后输出的 7 位 BCD 码转速信号,采用两块 AMC—137 型 16 位光隔数字量 TTL 输入板来测量。

对于机械压力扫描阀子系统,选用 AMC—138 型 16 位光隔数字量输出模板,它产生的步进控制 TTL 脉冲,驱动步进电机带动压力扫描阀顺序转动。为避免步进电机控制失步,可利用在扫描阀系统上安装的阀位指示(用二位 BCD 码表示 0 ~ 48 个孔)信号,通过选用的 AMC—137 型数字量输入板进行反馈输入,从而实现对压力扫描阀子系统的控制与各通道气体压力的顺序测试。

(3) 传感器和信号调理器

该系统用热电偶和热电阻探头测量温度。热电偶的冷端补偿用冰点槽。推力测量选用 C3P2 型高精度应变式推力传感器;压力测量选用硅压阻传感器,它们均采用差分对称馈电激励的桥路信号调理。燃油流量测量选用电磁涡轮流量计,采用前置放大/整形器作信号调理;位移测量选用国产电涡流位移传感器,通过变换器输出电压信号,送至系统输入通道测量等。

(4) 软件配置

该系统配用的软件选用 MSDOS 3.0 以上的操作系统,C 语言, Fortran 语言与图形支持软件。应用软件全部采用 GDAS II 航空发动机通用数据采集软件,以及可作选件提供的压气机特性线实时跟踪监视显示和发动机性能参数计算等选择软件。GDAS II 软件采用先进的视窗技术和全汉化的用户界面,集系统配置、诊断、校准、数据采集与处理、报表打印和输出显示等为一体,功能强,应用可靠,能较好地满足发动机整机及零部件试验的需要。有关 GDAS 主要功能说明详见 8.4 节。

(5) 系统配置框图及特点说明

整个系统由各型传感器、信号调理器、AMC—100 型模拟量输入部件(含多路采样器和 A/D 转换器)、频率量输入部件、光耦隔离型数字量输入/输出部件、I/O 总线转换器、机械压力扫描阀子系统、微型计算机及其外围设备等部分组成。其系统硬件配置如图 3-22 所示。

AMC—100 型系统的特点如下所述。

第一,组态灵活,可扩性好。用户可根据需要选择系统配置。选择不同种类的功能模板能适应不同的信号源。

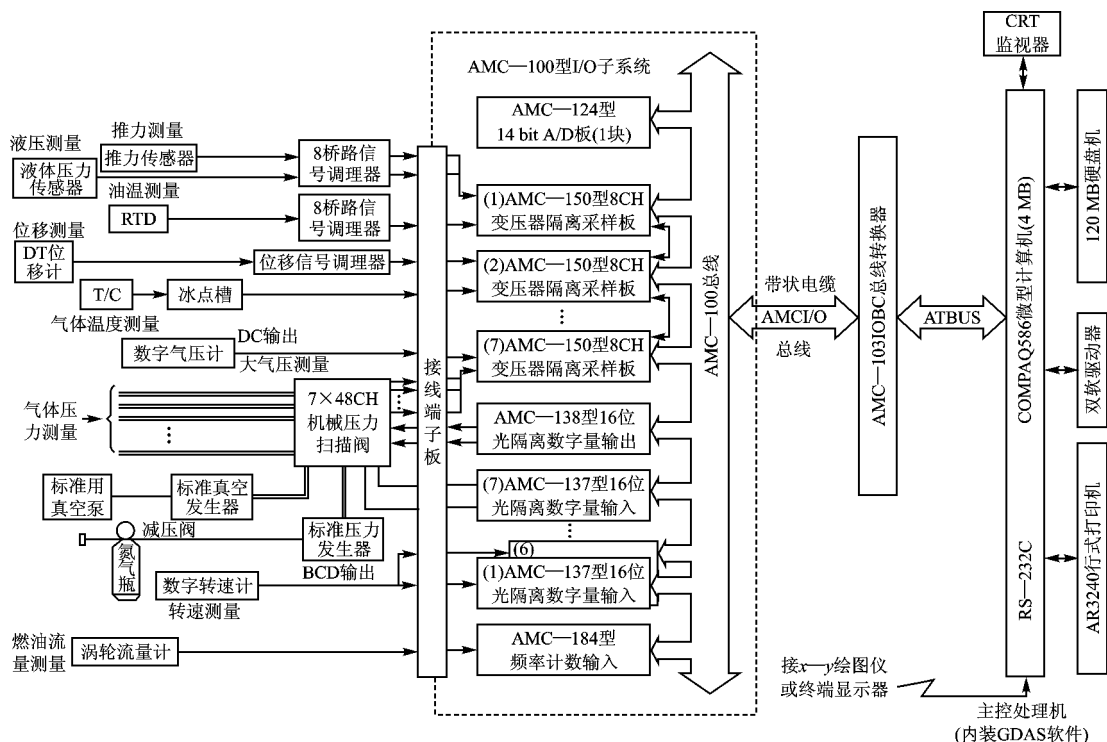


图 3-22 地面试车台数据采集处理系统配置框图

第二,可组/可重组的模板结构,配有丰富的系统及模板的诊断和测试程序,排除故障简便容易,可维性好。

第三,由于采用独立的 AMC I/O 总线结构,不受计算机总线限制,可与国际通用的各型微机兼容。

第四,系统可靠性高、环境适应能力强。能实现对试验现场信号的变压器隔离和光电隔离,拥有很高的抗现场共模电压的能力,具有很高的稳定性、可靠性。

3.4 典型整机试验

3.4.1 涡喷发动机全流程参数测试与分析

试验机为一标准型单轴涡喷 6 发动机,试验过程保持涡轮导向器面积不变。该机由 9 级轴流压气机、两级涡轮、10 个火焰筒组成的环管燃烧室、加力燃烧室及可操纵的收敛型尾喷管

组成。第 5 级压气机后装有自动放气机构,在低转速时放气带自动打开以防喘振。

1. 试验目的和内容

全流程参数测量包括下列内容：

- 测量发动机设计状态各特征截面的流场、气动参数、过程参数和各部件的损失系数；
- 测定进口条件对发动机各类参数的影响；
- 测定各类参数随发动机的转速，放气系统，调节截面改变而改变的情况；
- 通过试验寻求提高发动机性能的有效途径，进一步改善全台发动机的试验技术。

2. 试验机的改装

为适应试验的需要,在发动机进口整流帽罩后加装了 100 mm 长的一段平直环形通道以测量发动机流量 在第一级导向器的 8 片空心叶片前缘各开了 7 个小孔,设置总压测头 在涡轮后,拆除了加力扩散器机匣上的 10 个前燃油喷嘴和预燃室,利用整流支板和扩散器机匣空腔安装齿轮传动机构,改装成旋转测量装置,测量除加力状态以外的涡轮后温度。

3. 测点布局和传感器

发动机全流程参数的测点布局如图 3-23 所示。测量受感部、各特征截面测点数目如表 3-5 所列。

注意：本章各截面序号仍沿用原涡喷发动机各截面标序。

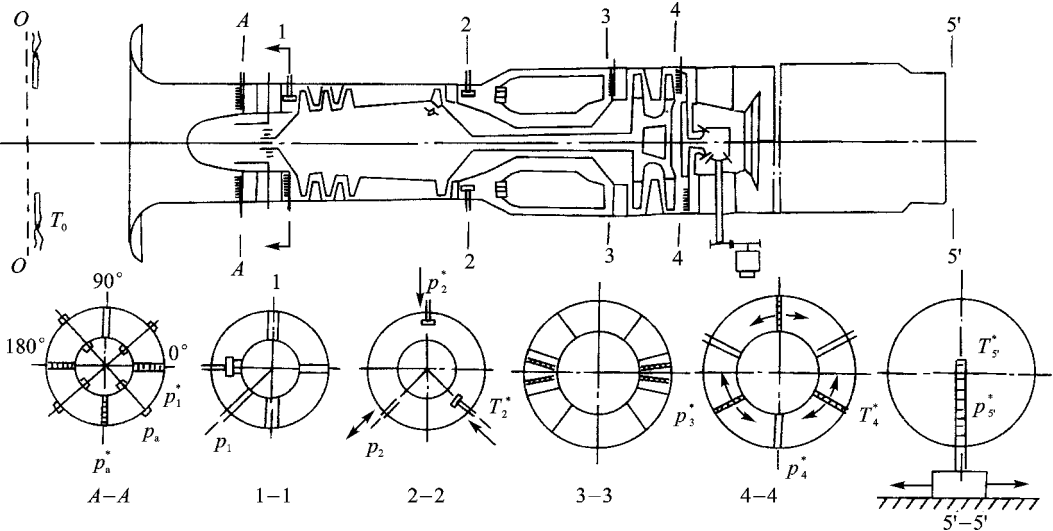


图 3-23 涡喷 6 发动机全流程参数测点布局

表 3-5 各截面参数测点及受感部和仪表

测量截面	测量参数	传感器		方 式	测点数
		名 称	数 量		
0	T_0	铂电阻温度计	4	定 点	4
	T_0	热电偶	4	定 点	4
	T_0	大气压力计	1	定 点	1
a	p_a^*	15 点梳状总压管	4	每 22.5°间隔测量一次	210
	p_{aout}	外壁静压孔	4		16
	p_{ain}	内壁静压孔	4		16
1	p_1^*	15 点总压耙	1		15
		15 点梳状总压管	1	定 点	15
2	T_2^*	9 点总压耙	1	径向移动 4 个位置	40
	p_2^*	15 点总压耙	1	径向移动 4 个位置	40
	p_2	三孔针	1	径向移动 4 个位置	4
	p_{2out}	外壁静压孔	4	定 点	4
	p_{in}	内壁静压孔	8 × 4	定 点	32
3	p_3^*	第 1 级导向器前缘 7 点总压管	8	定 点	56
4	T_4^*	5 点梳状热电偶	3	每旋转 6.5°测量一次	300
	p_4^*	7 点梳状总压管	1	定 点	21
5	T_5^*	总温热电偶	1	直径方向横扫	
	p_5^*	6 点梳状总压管		定点,直径方向分布	66
		边界热电偶	2	定 向	2
		边界总压测针	2	定 向	2

4. 分析及试验结果

(1) 发动机的空气流量

采用流速法规定,总压场由 4 支 15 点梳状总压测针测量,考虑到内外壁面的附面层,人为地将通道分为 3 个环面。内、外环的厚度均取 15 mm,各均布 5 个测点,周向场用间隔 22.5°的回转测量段来测定,整个截面的平均总压按面积加权求得。试验结果表明,单点总压测值的最大周向不均度不大于 0.1%,内外壁附面层的厚度分别约为 3 mm 及 10 mm。

在流量测量段内外壁上,分别均匀开设 4 个静压孔来测量壁面静压。由于整流支板及进

气帽罩的干扰、静压场扭曲,所以采用 5 点梳状的倾角和俯仰三孔针测定。周向静压的不均匀度在外壁为 1.6% 内壁为 1.2% 径向静压不均匀度在支板处为 1.6% 两支板正中为 1.7%。

根据测得的 p_a^* 、 p_a 和 T_0^* 和流量测量段的几何截面积即可根据式 (3-11) 求得 q_{ma} 。

(2) 压气机增压比及效率

测定压气机进口总压时,除用 15 点梳状总压测针测定附面层的发展外,还用 15 点总压耙测定了整流支板的尾迹(如图 3-24 所示)。可以看到尾迹中总压低,主流中总压高。

压气机效率采用温升法确定。在压气机出口,如图 3-25 所示的 A、B、C 三个位置,分别用可沿径向自动提升的 9 点总温耙、10 点总压耙及单点三孔针测量相应槽道出口处的 T_2^* 、 p_2^* 和 p_2 的分布。测点沿径向的布置是将压气机出口截面划分为四个等环面。其出口截面的 p_2^* 和 T_2^* 分别如图 3-26 和图 3-27 所示。由图可知,压气机出口沿栅距总温分布的特点是尾迹区比主流区高、叶盆区比叶背区高。总压分布规律则相反。沿径向分布的特点是叶根总温高、总压低,中间部分则总压高、总温低,于是按式 (3-15) 计算求得的压气机效率沿径向的变化规律是中间高, η_c^* 约为 0.827 ~ 0.835 叶尖叶根低, η_c^* 约为 0.782 ~ 0.774。

p_2^* 、 T_2^* 的周向测量结果表明,由于各槽道进气情况、加工精度、前后级匹配以及火焰筒反压等有差异,因而使同一叶高上不同槽道的气动参数沿栅距的平均值互不相同, T_2^* 的最大差达压气机温升的 3%, p_2^* 的最大差值达平均总压的 0.8%。

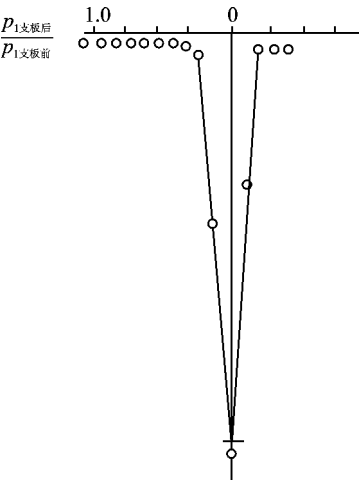


图 3-24 整流支板截面尾迹图

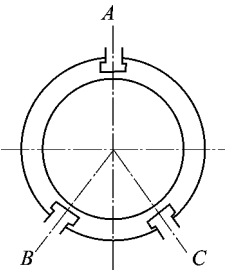


图 3-25 压气机出口测量位置

栅后布置受感部会造成堵塞,总温耙的堵塞将使 T_2^* 量值偏高,使尾迹增宽、分布扭曲。总压耙的堵塞也会使 p_2^* 增高,其增高值达出口总压的 0.8%。

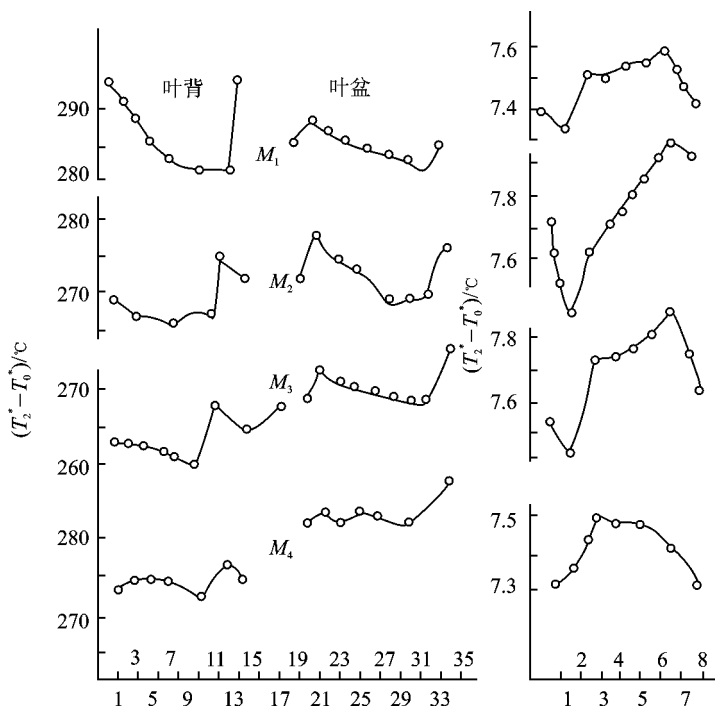


图 3-26 T_2^* 、 p_2^* 沿栅距的分布

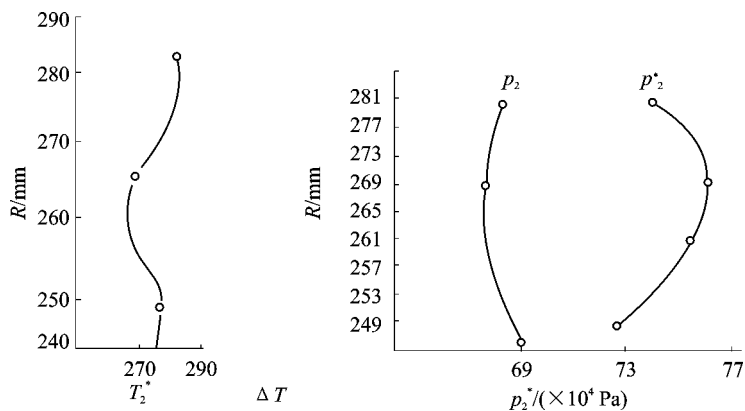


图 3-27 T_2^* 、 p_2^* 的径向分布

(3) 涡轮落压比及效率

涡轮前总压 p_3^* 是在一级导向器的 8 片空心叶片前缘布置 7 点梳状总压测针进行测量。

考虑到火焰筒边界的影响,8片导向器叶片基本上集中布置在两个火焰筒的出口截面。

涡轮前总温 T_3^* 不采用直接测量,而是根据测量的 T_4^* 按等功法推算。由于带动压气机所需功率 P_c 与涡轮所产生的功率 P_T 有 $P_c = \eta_m P_T$,即

$$q_{ma} L_c = q_{mg} \eta_m L_T$$

$$q_{ma} c_p (T_2^* - T_1^*) = (q_{ma} - \Delta q_{mdr} + q_{mf}) \eta_m c_{pg} (T_3^* - T_4^*)$$

于是可求得

$$T_3^* = \frac{c_p (T_2^* - T_1^*)}{c_{pg} (1 - r + f) \eta_m} (T_2^* - T_1^*) + T_4^* \quad (3-42)$$

式中, r ——压气机出口提取空气占总空气量%。于是据 T_1^* 、 T_2^* 和 T_4^* 的测量值,由式(3-42)可推算出 T_3^* 。这种方法在发动机试验中很适用。

图3-28示出实测的 T_4^* 环面温度场等温线。为了获得较精确的截面平均总温,必须有足够的测点。然而,若采用过多的热电偶,则会造成严重堵塞。采用旋转测温机构,将3支5点梳状电偶每转 6° 测一次,一次开车测300点,能保证 T_4^* 的测量准确度。 T_4^* 热电偶在装机试验前要进行静态校准风洞和热风洞的吹风校准。

涡轮后总压 p_4^* 采用周向均布的3支带引导套的7点梳状总压测针测量,为了减小堵塞及压力脉动等影响,总压测针安置在涡轮出口下游40mm处。考虑到叶尖间隙的影响,人为地将涡轮出口截面分成两个环面,内环布置六个测点,外环布置一个测点,着重测量由叶尖间隙通过的那股气流的总压。试验证明,叶尖具有较高的总压,具体分布如图3-29所示。

(4) 尾喷管总压恢复系数及加力温度

尾喷管出口具有速度大、温度高以及流场不均匀等特点,由于处于临界,对堵塞十分敏感,如堵塞比达2%,便可使 T_4^* 上升20%左右,为此采用沿水平移动的水冷单点热电偶及水冷6点带套总压测针进行测量,尾喷口边界参数用安装在鱼鳞片上的边界热电偶及边界总压测针测量。

(5) 试验机的换算转速特性

试验在保持发动机的几何尺寸不变,转速为设计转速 n_d 的条件下进行。试验时的大气温度从37%变化到1.4%,即相当于发动机相对换算转速 $\bar{n}_{hs} = 0.96 \sim 1.023$,在此范围内多次录取设计喷口位置的数据,并进行回归处理。

发动机设计状态各特征截面的气动参数、主要过程参数和部件效率、损失系数随换算转速变化如下:

- ① 随 n_{hs} 增大, p_{2hs}^* 、 p_{3hs}^* 、 p_{4hs}^* 和 p_{5hs}^* 成线性关系增加; T_{2hs}^* 、 T_{3hs}^* 和 T_{4hs}^* 亦随 n_{hs} 增加而增加。
- ② 随 n_{hs} 增加, π_c^* 增加, η_c^* 下降; 燃烧室总压恢复系数 σ_{cc}^* 增加、燃烧效率 η_{cc}^* 下降; 涡轮

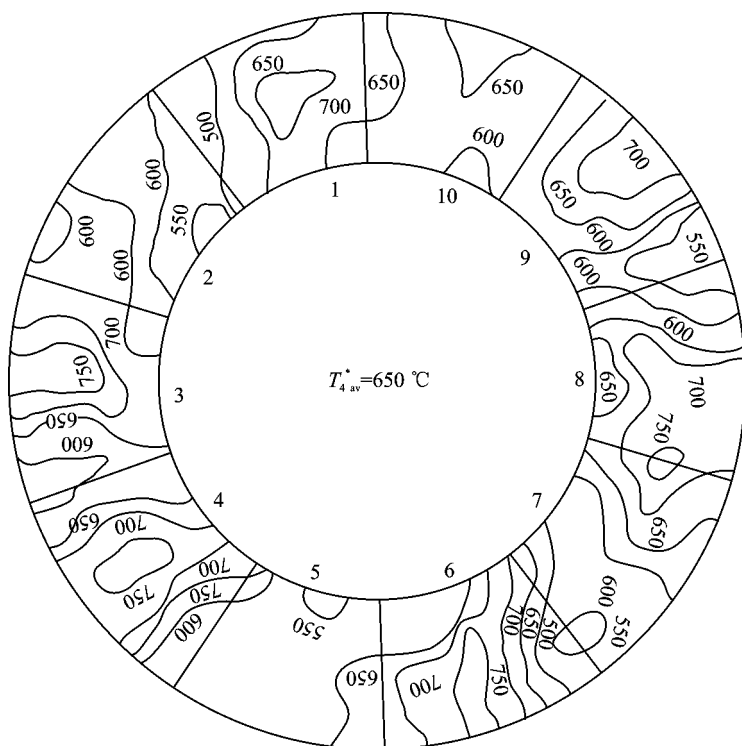


图 3-28 涡喷 6 发动机 T_{4av}^* 温度场

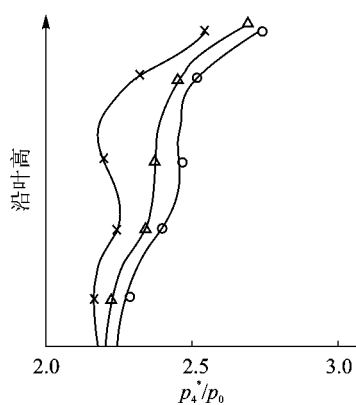


图 3-29 涡轮出口截面 p_4^*/p_0 分布图

落压比 π_T^* 和涡轮效率 η_T 基本不变。分别如图 3-30、图 3-31 和图 3-32 所示。

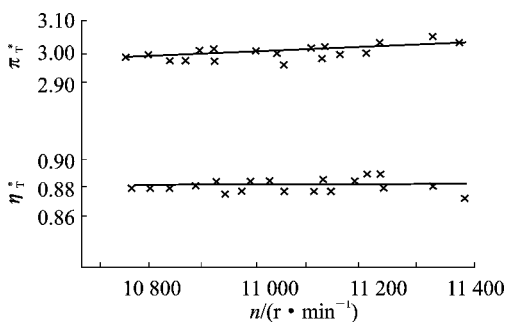


图 3-31 设计状态下 π_T^* 、 η_T^* 随 n_{hs} 的变化

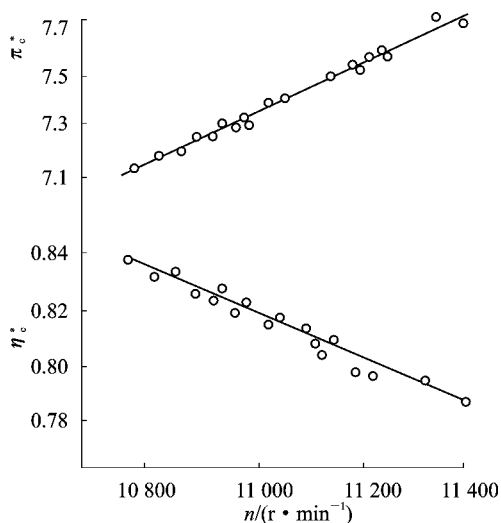


图 3-30 设计状态下压气机增加比 π_c^* 和 η_c^* 随 n_{hs} 的变化

(6) 节流特性

在接近标准大气温度下, $T_0 = 15$, 测量了

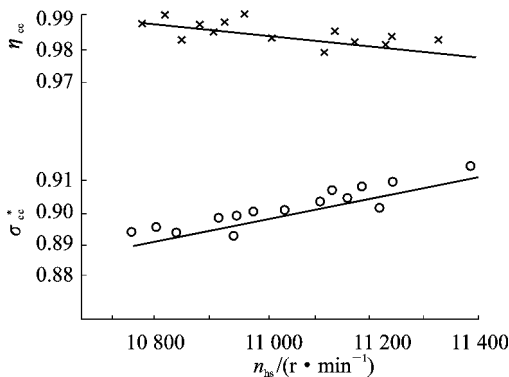
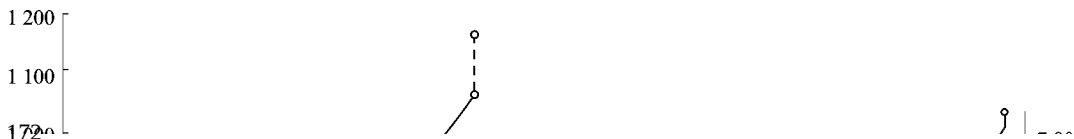


图 3-32 设计状态下 η_{cc}^* 、 σ_{cc}^* 与 n_{hs} 的关系

发动机的节流特性。测定了各类参数随物理转速变化的规律以及放气系统、调节截面(喷管出口面积)变化对发动机主要参数的影响。试验结果如图 3-33 ~ 图 3-36 所示。由图可见：



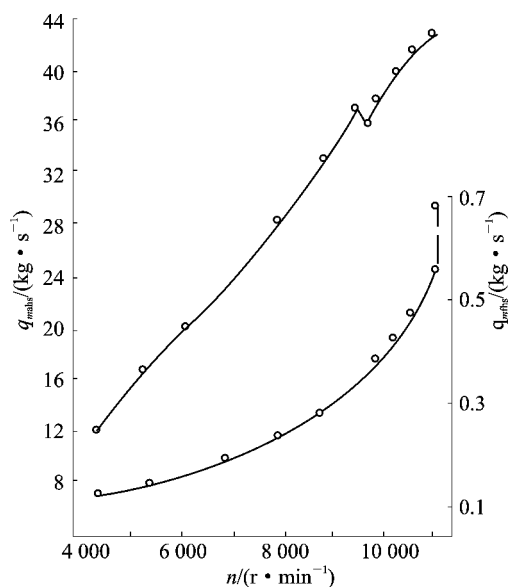


图 3-35 $q_{mahs} / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$ 、 $q_{mfhs} / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$ 与 n 的关系

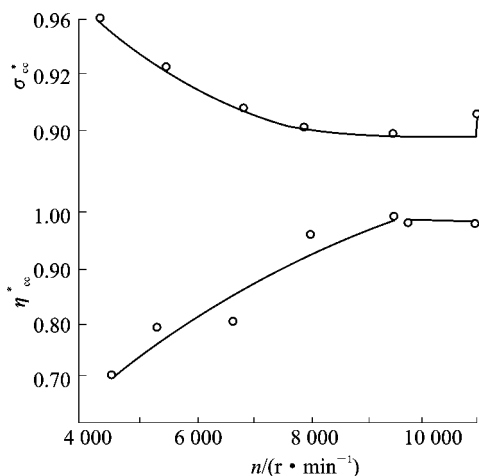


图 3-36 σ_{cc}^* 、 η_{cc}^* 与 n 的关系

① 随转速下降,压气机效率 η_{cc}^* 先是提高,直到进入最大效率区域 $\eta_{cc}^* = 0.837$;当转速在 9 600 ~ 11 000 r/min 之间时,效率先升后降;当转速在 8 000 r/min 以下时,效率就一直迅速降低。

② 在 $n = 10\,000$ r/min 以下,发动机进口空气流量随转速上升近似成正比地增加,在 $n > 10\,000$ r/min,流量增加变慢,这是由于进口轴向流速增加, $q(\lambda_1)$ 值的增加变慢所致,放气带打开使进口流量略有增加。

③ σ_{cc}^* 和 η_{cc}^* 在 $n > 10\,000$ r/min 以后基本不变。

3.4.2 进气道与发动机相容性试验

进气道和发动机的相容性是推进系统发展过程中极重大的问题。为了保证发动机有足够的稳定裕度,世界各航空发达国家都开展了发动机进口流场畸变试验。我国在 1994 年发布了 GJB/Z64—94《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机总压畸变评定指南》,要求在方案设计阶段、型号研制阶段、定型阶段、试飞和使用阶段都应进行发动机与进气道相容性的研究和评定。

1. 进气畸变产生原因及影响

进气畸变是限制飞机完成机动飞行包线的决定因素之一。进气畸变时会造成压气机稳定

性裕度大大下降,全台失速,喘振,叶片折断,燃烧室熄火,空中停车。进气畸变的原因主要包括进气总压畸变和进口总温畸变。

(1) 总压畸变源

发动机进口产生总压畸变的主要因素有：

- 飞机机动飞行产生的紊流进入发动机；
- 发动机进口导弹爆炸产生的冲激波；
- 雨和雪进入发动机；
- 超声速进气道激波系与压缩面附面层干扰形成的分离气流进入发动机；
- 进气道吸入了飞机前机身附面层的溢流；
- 进气道吸入了上游的脱体波；
- 进气道 S 形扩压管的分离流进入发动机；
- 一定迎角条件下皮托进气道的唇口分离进入发动机；
- 机身上的凸起物的扰动、皮托管及静压管的尾流、起飞着陆时短舱干扰及装在后机身上的发动机吸入了机翼上的低能流等。

(2) 总温畸变源

发动机进口产生总温畸变的主要因素有：

- 飞机在发射导弹时吸入了导弹排出的废气；
- 飞机在格斗区吸入了导弹或发动机排出的废气,编队飞行时吸入了前面飞机排出的燃气,发动机吸入了短舱回流的气体；
- 装有反推力装置的发动机吸入了本身的回流气体；
- 直升机贴地飞行时,发动机排气受到旋翼下洗气流的影响回流到发动机进口；
- 垂直/短距起飞时排气再吸入；
- 舰载弹射飞机起飞时吸入了蒸气。
- 飞机飞过火灾区时吸入了热燃气；
- 飞机越过闪电区。

(3) 畸变对发动机性能及部件的影响

流场畸变对发动机性能影响 其一是流场畸变导致发动机进口压力下降 其二是改变了压气机特性,从而引起发动机推力下降,空气流量减少,耗油率上升。

进气畸变引起发动机各特征截面的气流参数分布不均匀,这将影响发动机控制信号。进而影响发动机及其部件的性能。

① 气流通过风扇或压气机时,周向总压畸变逐级衰减,转速越高,衰减率越大 总压周向

畸变伴随周向静压畸变。进口总压周向畸变能在第一级后的压缩系统各截面产生幅值逐级增大的总温周向畸变,转数越高,总温畸变生成率越大。进口总压周向畸变使涡轮后温度升高。例如,对某涡扇发动机利用网格产生周向总压畸变 8.5%,使总推力下降 2%,耗油率上升 6%。

② 风扇和压气机受进气畸变影响很大。有周向总压畸变时,将使其换算流量明显减少,尤其是靠近稳定工作边界时。轮毂低压区的径向畸变对风扇和低压压气机性能产生不利的影响。

③ 进气畸变会影响发动机内部气流参数的分布。如果发动机的控制器能感受到畸变流场参数的局部信号,则发动机额定状态性能将因受感部与进口畸变谱的相对周向位置不同而有重大变化。如果将单一传感器感受的涡轮后温度作为最大温度限制的控制信号,则发动机的额定状态性能将随传感器的相对位置不同而变化,这样会造成当地控制温度变化 1% ~ 2%,耗油率增加 2%,总推力下降 5% 或升高 4%,空气流量减少 3%,压气机转速改变 - 3% ~ 2%。

④ 发动机进口总温畸变会引起发动机熄火,并降低压气机稳定裕度,引起发动机性能恶化,功率减少。在温升率作用下,发动机进口面上平均温度随时间将不断增大,从而导致发动机换算转速的不断降低,最终将引起换算流量与压比的降低。图 3-37 示出三种温升率情况下的瞬态工作线,它们都位于稳态工作线的上方,从而减少了发动机的稳定工作裕度。

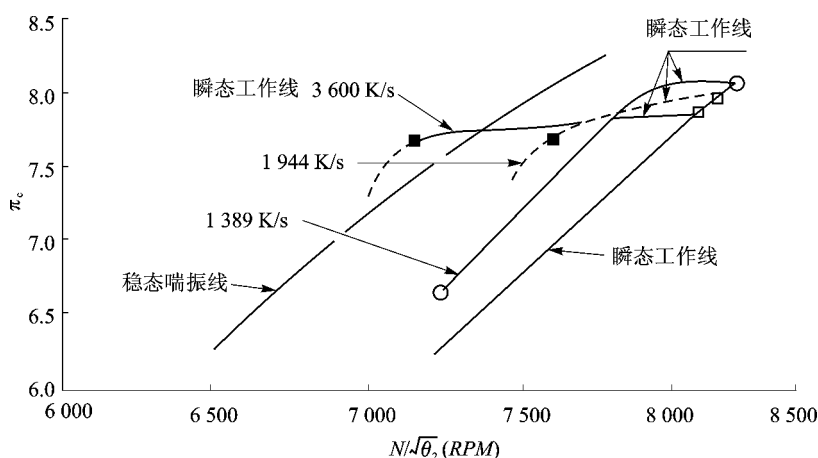


图 3-37 温升率对发动机工作线的影响

2. 整机畸变试验

整机畸变试验是确定进气总压不均匀度的临界值。进口总压不均匀由定常不均匀度和随机性脉动组成。测定气动扰动对发动机稳定性影响的试车台如图 3-38 所示。这是一装有涡

轮风扇发动机的带有畸变进口装置的地面试车台。扰流板安装在距发动机进口三倍通道直径的截面上。扰流板沿横截面可径向遥控移动。扰流板伸进管道内形成挡板,造成气流扰动。扰流板的结构和遥控机构应保证扰流板高度 H_u 的定位精度不低于通道直径的 0.2%。

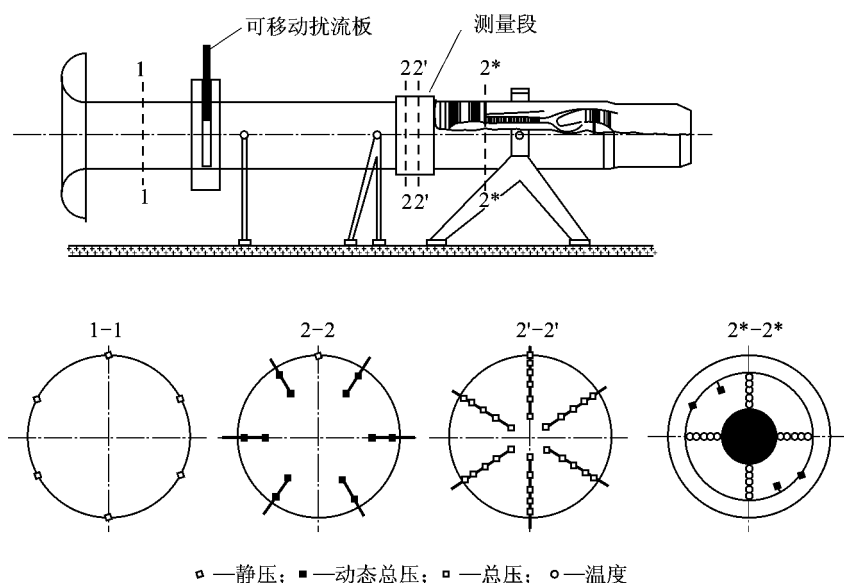


图 3-38 测定气动扰动对发动机稳定性影响的布局

应用这种试验装置可进行下述试验：

① 发动机稳态工况下气动扰动临界值测定。它是将 $\bar{H}_u = 0$ 平稳移动到 $\bar{H}_u = 0.1$, 其后逐步移动直至达失稳处。每次扰流板位置固定后, 发动机工作 3 min。在扰流板最大允许高度下确定综合畸变指数 W ：

$$W = \Delta \bar{\sigma}_0 + \varepsilon_{av} \quad (3-43)$$

$$\Delta \bar{\sigma}_0 = 1 - \sigma_0 / \sigma_{av} \quad (3-44)$$

式中, σ_0 ——低压区总压系数平均值；

σ_{av} ——面平均总压系数, 即发动机面平均总压与未扰动气流总压之比, p_{Fav}/p_0 ；

ε_{av} ——面平均紊流度, 即

$$\varepsilon_{av} = \sum_{i=1}^n \varepsilon_i / n \quad (3-45)$$

② 发动机过渡工况下气动扰动临界值的试验。其试验是在迅速移动油门杆从最大—慢车—最大下验证扰流板造成的气动扰动对高压压气机工作状态的影响和确定临界工作条件。

③ 确定接通全加力过渡工况下进口不均匀总压流场的影响, 从而确定加力燃烧室点火所需的局部稳定裕度。

图 3-39 示出某加力式涡扇发动机做试验时各测量截面标号和压力、温度测头的详细布局。试验时修改加力燃油系统,使它不工作并使主喷嘴面积能够独立地从全关闭增到全打开,面积最大达额定面积的 197%。尾塞能进喷嘴里把面积减小到额定面积的 72%。修改放气机构,使其能保证发动机低转速下关闭和高转速下打开。

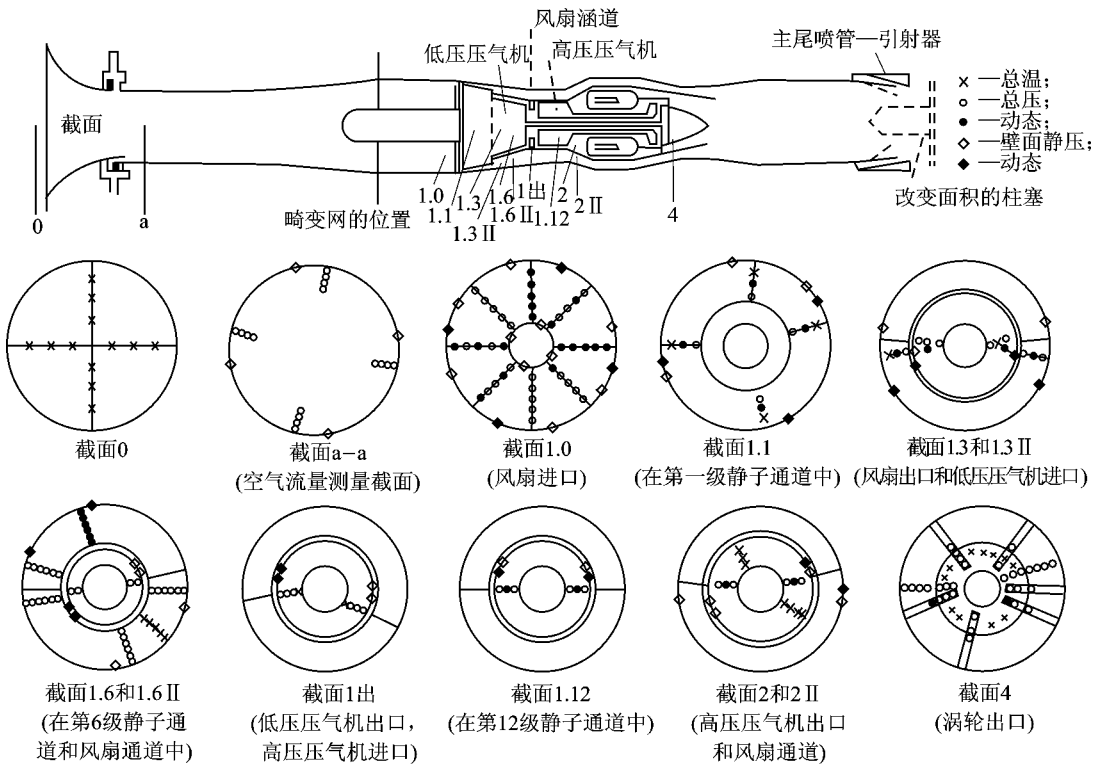


图 3-39 双轴涡扇发动机测试仪器安排

增加燃油跃增装置,通过高压氮气压出燃油,注入发动机与燃油控制器之间的燃油系统里,跃增量可以用输入到储油器里的氮气压力和时间的高低来控制。

测量时稳态测试仪器有数字式自动多点压力记录仪,量程为 $(9.6 \pm 0.009\ 6)\ \text{N/cm}^2$ 、 $(24 \pm 0.002\ 4)\ \text{N/cm}^2$ 和 $(96 \pm 0.096)\ \text{N/cm}^2$ 。高响应瞬变测试仪器用于发动机喘振时测量风扇和压气机内压力峰值持续时间少于 10 ms 的压力脉动和记录发动机喘振发展过程。这种测试仪器的频率特性约为 300 Hz,振幅最大误差为 $\pm 5\%$ 。每一个动态传感器附近都装有一个稳态压力测量,作为动态数据的校准基值。

3. 畸变装置

常用的总压畸变模拟装置主要有模拟网、模拟板、插板扰流器、空气射流畸变发生器和紊流发生器等。

(1) 模拟网

模拟网是最常用的模拟装置,国内外涡喷和涡扇发动机军用规范也都推荐使用模拟网。它是由支架、托网、基网和贴网组成,而贴网有各种不同的规格和形状。典型的 180° 模拟网如图 3-40 所示。表 3-6 列出几种典型网格。

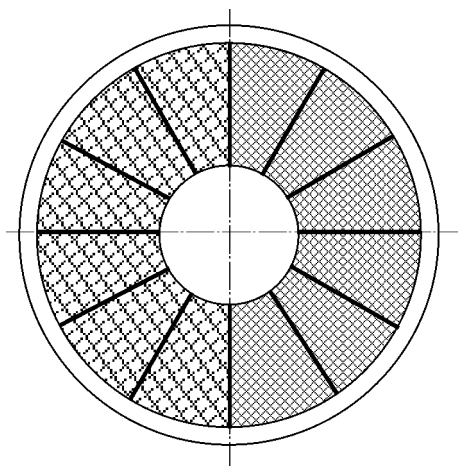


图 3-40 模拟网 (顺气流流向看)

表 3-6 几种典型的模拟网

筛网型式	稠度堵塞比 / (%)	网孔间距 / mm	金属丝直径 / mm
1	35	$5 \frac{1}{2}$	0.889
2	40	$4 \frac{1}{2}$	0.899
3	20 / 40	$3 / 6 \frac{1}{2}$	0.889
4	35 / 40	$5 \frac{1}{2} / 6 \frac{1}{2}$	0.899

(2) 模拟板

模拟板可以较真实地模拟给定条件下发动机气动界面的总压畸变和紊流度。模拟板的板条宽度和厚度可以根据需要而改变,板条边缘可以做成各种形式的倒角,因而板后气流形成一定强度的紊流,以模拟稳态总压畸变和紊流度。模拟板可产生 $1\% \sim 2\%$ 的面平均紊流度。某型发动机模拟板如图 3-41 所示。

(3) 插板扰流器

插板扰流器用来确定发动机的临界畸变指数。插板扰流器形式如图 3-42 所示。它可以在发动机进口产生压力损失,且边缘的分离流可产生紊流。扰流板插入深度越大,发动机进口总压损失、综合畸变指数、稳态周向畸变度、低压区的周向范围也就越大。图 3-43 示出某型涡扇发动机插板插入深度与综合畸变指数的关系。

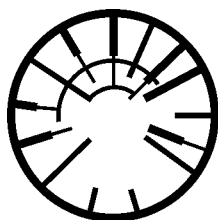


图 3-41 马赫数为 2.0 的模板

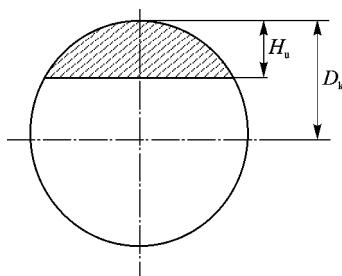


图 3-42 扰流板及其几何特性简图

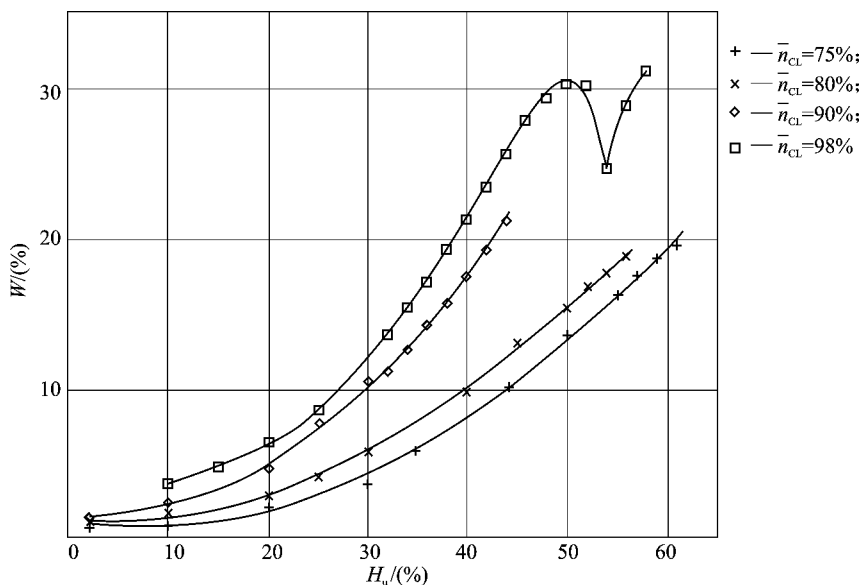


图 3-43 某型涡扇发动机在不同状态工作时,扰流板插入深度与综合畸变指数的关系曲线 (W 为质量流量百分数)

(4) 空气射流式畸变发生器

空气射流式畸变发生器是通过主流和逆流喷射的二股空气流的动量交换产生畸变的,而二股气流的空间位置和流量均可按要求加以控制,这样可以产生多种形式的畸变流场。因此,空气射流式畸变发生器成为当代高效试验研究相容性的先进、有力工具。图 3-44 示出空气射流式畸变发生器。

这种畸变发生器由两个子系统组成:一是高压气源和调节系统;二是用来建立畸变流场的数字式计算机控制系统。

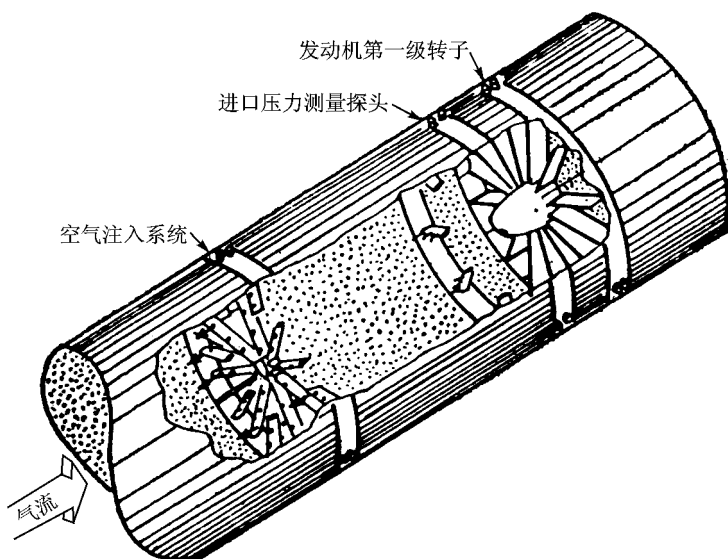


图 3-44 空气射流式畸变发生器

过滤后的二股气流通过双量程流量测量系统调节压力,然后通过高温和低温调节系统(如图 3-45 所示)。每个调温系统都包括换热器流路和旁路流路。采用自动控制装置混合来自换热器的空气和旁路空气,使之在调温系统出口处达到所要求的温度。换热工质为蒸汽或液氮。调温后的空气通过压力控制系统进入供气总管。

调节后的空气从总管分流到进气道整流支板内的导气管中,每个支板装有 2~3 个喷嘴,气流从喷嘴中逆主流方向喷出。供气总管出口设有 56 个喷气控制阀门,它们均按要求调节气流,在指定位置处产生所要求的总压损失。二股气流的温度由旁路气流调节。

由一台计算机分别控制 56 个喷气控制阀门。在发动机进口测量出总压分布,求出平均压力并无因次化后转换到喷嘴平面,同时把 56 个空间位置实际压力相比较。这个信息送到计算机。之后,计算机按要求向喷气控制阀发出指令或开、关或不动作,从而建立所要求的流场。

传给每个喷气控制阀的指令是由计算机程序逻辑确定的,其控制逻辑方块图如图 3-46 所示。基本的逻辑功能是确定整个流场均方根误差和每个空间位置的单独误差。控制阀的开关方向须通过每个空间位置的压力测量值与要求压力值的比较来确定。局部压力误差大的区域,对应的那些二股气流控制阀门就移动,而对其他阀门则保持不动。

工程上,常常采用总畸变度 D_{Σ} 来表示流场的畸变特性:

$$D_{\Sigma} = \frac{p_{1\max}^* - p_{1\min}^*}{p_{av}^*} 100\% \quad (3-46)$$

式中, p_{av}^* 、 $p_{1\max}^*$ 、 $p_{1\min}^*$ ——分别为发动机进口平均总压、最大总压和最小总压。

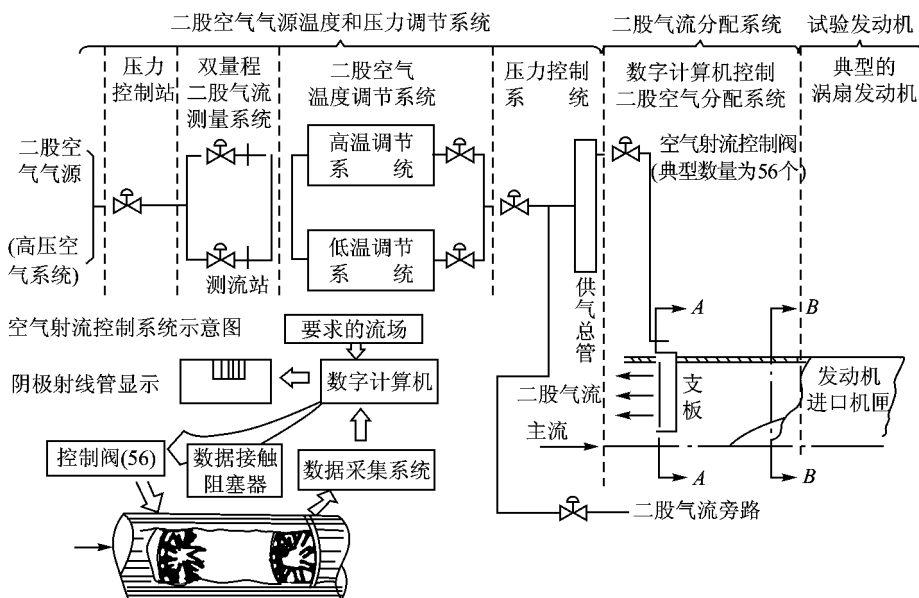


图 3-45 空气射流式畸变发生器系统简图

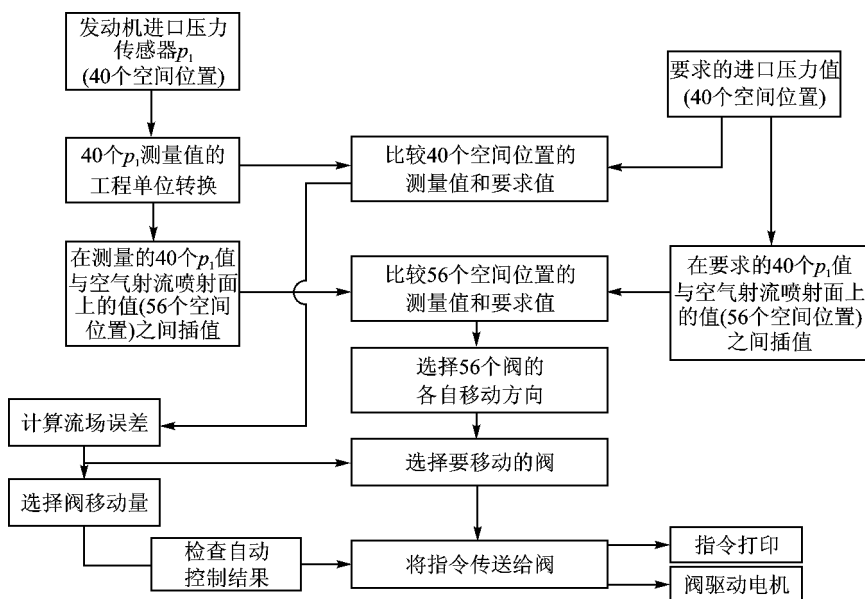


图 3-46 空气射流式畸变发生器的气流分配系统的计算机控制逻辑

图 3-47 示出空气射流式畸变发生器和畸变网格所模拟的发动机进口稳态流场等压线图的比较。可以看到两个特性曲线形状和范围是很相似的。采用空气射流式畸变发生器所模拟的总畸变度 $D_{\Sigma \text{射}}$ 与所要求值 $D_{\Sigma \text{要求}}$ 之差小于 5%，而且能够重复流场，其总误差在 0.2% 范围之内。

射流式畸变发生器大约能在 90 s 以内把发动机进气条件从均匀变到指定畸变流场。这种装置具有很高的灵活性并扩大了所能获得的流场范围。

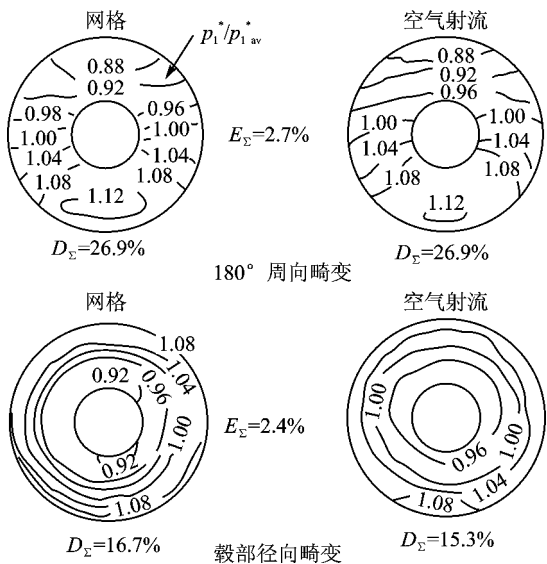


图 3-47 空气射流式畸变发生器和畸变网格产生的发动机进口流场等压线图

(5) 动态压力畸变模拟设备

紊流发生器是一种动态压力畸变设备。它是一种带堵塞锥的收敛-扩散式进气扩压器，靠调节堵塞锥轴向位置的方法来改变结尾正激波和附面层的干扰，从而产生相应的紊流流场。紊流发生器简图如图 3-48 (a) 所示。

另一种是转-静盘式畸变发生器。它是由开有一系列孔的一个转盘和一个偏盘组成的。当转盘上的孔出现随时间变化的对准或错开，从而形成压力脉动，产生紊流流场如图 3-48 (b) 所示。

4. 总温畸变试验和试验设备

总温畸变试验用于确定发动机在稳态工况和过渡工况工作时热扰动的极限允许值 评定发动机的压气机对热扰动的敏感度 评定短时增稳系统和消喘复原系统的可靠性和效能。

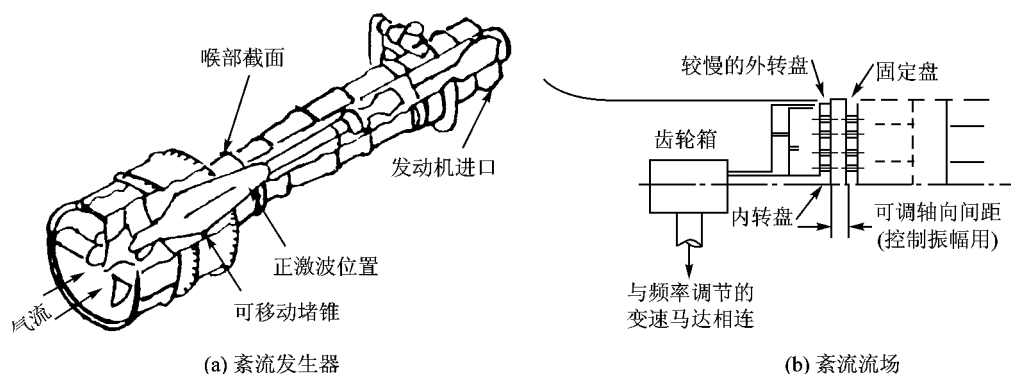


图 3-48 紊流发生器和转静盘式畸变发生器

(1) 试验布局

图 3-49 示出发动机装在有温度畸变发生器的地面试验台上简图。温度畸变发生器主要包括发生器喷嘴(装在 V 形火焰稳定器的 V 形槽内)、气态氢燃烧器、测量装置、分配管路和快动阀组成。改变分配管路的氢气压力来调节热扰动值。发生器的这种结构能再现进口气流的定常和随时间变化的温度不均匀度,并且加热区的周向幅度在 $60^\circ \sim 360^\circ$ 的范围内变化,发生器的控制系统应保证下列特性:

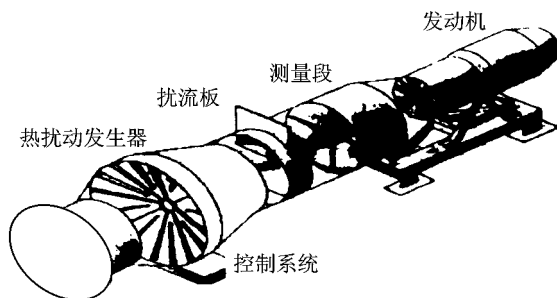


图 3-49 发动机在地面试验台上的热扰动与组合扰动试验的布局

- ① 热区的空气平均加热由 $20 \sim 400 \text{ K}$;
- ② 温升率 $10 \sim 4\,000 \text{ K/s}$;
- ③ 温度脉冲持续时间从 $0.2 \sim 2.0 \text{ s}$ (模拟器一次接通和周期接通) 到 40 s (缓慢增加供到模拟器的氢气质)。

(2) 总温畸变试验

总温畸变试验中,可在规定的稳态,过渡工况下,逐步增加热区的加热直到发动机失去稳定性,确定热扰动的极限允许值。

① 在发动机的各种稳态工况下,改变热扰动参数的组合,如热区的周向范围、温升率和扰动的持续时间,测定临界温升,试验时按下列顺序组合热扰动参数:

- 根据温度畸变发生器的可能性确定热区的最大升温速度 $\dot{T}_{\max}$ 、热扰动持续时间 $\tau_B = 0.5 \text{ s}$ 的条件下,间断地增大热区周向范围,即 θ^+ 在 $\theta_{\min}^+ \sim 360^\circ$ 的范围内加热;
- 根据试验结果,求出临界加热量最小角幅度 θ_{cr}^+ ;
- 在热区范围 $\theta^+ = \theta_{\text{cr}}^+$, $\tau_B = 0.5 \text{ s}$ 条件下,间断减小升温速度,温升率由 $\dot{T} = \dot{T}_{\max}$ 降到 $\dot{T} = 10 \text{ K/s}$;
- 在 $\theta^+ = \theta_{\text{cr}}^+$ 、 $\dot{T} = \dot{T}_{\max}$ 的条件下,增大热扰动持续时间,一般为 $0.5 \sim 2.0 \text{ s}$ 。

② 发动机在过渡工况(加速和减速)下, $\theta^+ = \theta_{\text{cr}}^+$, $\dot{T} = \dot{T}_{\max}$ 和 $\tau_B = 0.5 \text{ s}$ 的热扰动条件下,确定极限允许加热值。

③ 计算热扰动临界值的试验结果包括初次处理和二次处理 初次处理是求沿流道的测量参数真实值,并绘出发动机进口的瞬时温度场 二次处理的目的是求随时间变化的热扰动总参数 $\delta(T)$ 、 θ^+ 、 $\dot{T}$ 。根据热区周向范围、温升率和热扰动持续时间确定发动机面平均相对温升临界值 δT_{cr}^* 与发动机工况的相互关系。

面平均相对温升 δT_2 为

$$\delta T_2 = \frac{T_{\text{Fav}} - T_0}{T_0} \quad (3-47)$$

式中, $T_{\text{Fav}} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} T(\theta) d\theta$ ——面积加权的面平均温度;

T_0 ——发动机进口未扰动的气流温度;

下脚标 2 表示热扰动的压气机进口截面(如图 3-50 所示);

θ ——周向角度。

高温区范围 θ^+ 是指高于面平均温度的区域。温度场的周向不均匀度 $\Delta \bar{T}_2$ 为

$$\Delta \bar{T}_2 = (T_{\theta^+} - T_{\text{Fav}}) / T_{\text{Fav}} \quad (3-48)$$

温度畸变持续时间 $\tau_B = 2\Delta\tau_m$, $\Delta\tau_m$ 为由温度畸变开始到温升函数达最大值的时间(s),如图3-50所示。

温升率 $\dot{T}$ 为

$$\dot{T} = \frac{(\Delta T_{imax})_{max}}{\Delta \tau_m} \quad (3-49)$$

式中, $(\Delta T_{imax})_{max}$ ——在高温区内测得温升与时间函数关系中的最高温升。

相对温升率 $\dot{\delta T}$ 为

$$\dot{\delta T} = \frac{1}{T_0} \frac{\partial T}{\partial t} \approx \frac{(\Delta T_{imax})_{max}}{T_0 \Delta \tau_m} = \frac{1}{T_0} \dot{T} \quad (3-50)$$

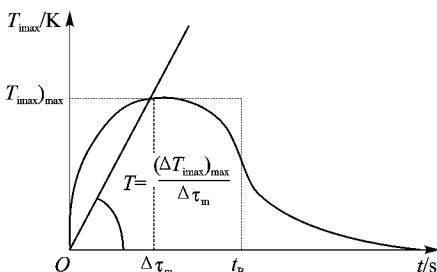


图 3-50 持续时间和温升率的定义

除了进行单独热扰动试验外,还可以进行温度和压力组合畸变下的进气道—发动机相容性试验,以确定热扰动和气动扰动的各种组合对发动机稳定性的影响。

(3) 试验设备及测量系统

图 3-51 示出温度畸变发生器,它是由氢燃烧器、点火系统、氢气供给和分配系统、流量管、发动机进口空气温度测量转靶、氢气供给系统和氮气吹除系统组成的。

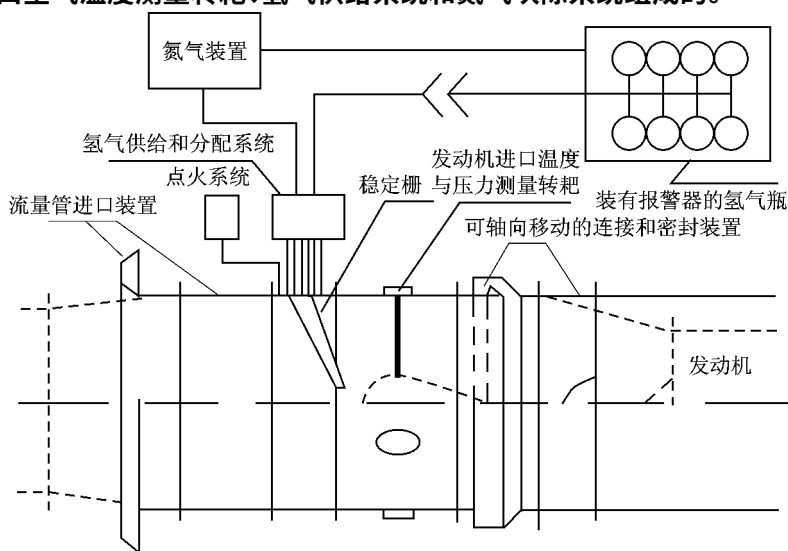


图 3-51 发动机温度畸变试验装置

氢燃烧器距发动机进口 4 m,由 V 形槽稳定器和喷氢杆组成。径向稳定器分为 6 个区,每个 60°扇形区构成一个完整的稳定栅。径向稳定器内安装喷氢杆。喷氢杆上喷孔按一定规律开孔。

24 个点火电嘴与稳定器相对应,置于喷氢气杆后。点火线圈工作电压 27 V,输出电压 3 000 V,工作时间不大于 30 s。

图 3-52 示出氢气供给及分配系统,它由高响应电磁阀,流量控制器,可变容积管组成。可变容积管有大、中和小 3 组容积,根据需选择相应的容积管,容积管越小温升率越高。控制系统的氢气压力由 PB 减压阀控制、压力变化范围为 200 ~ 5 000 kPa。6 个扇形区的同步性为 ≤ 0.01 s。

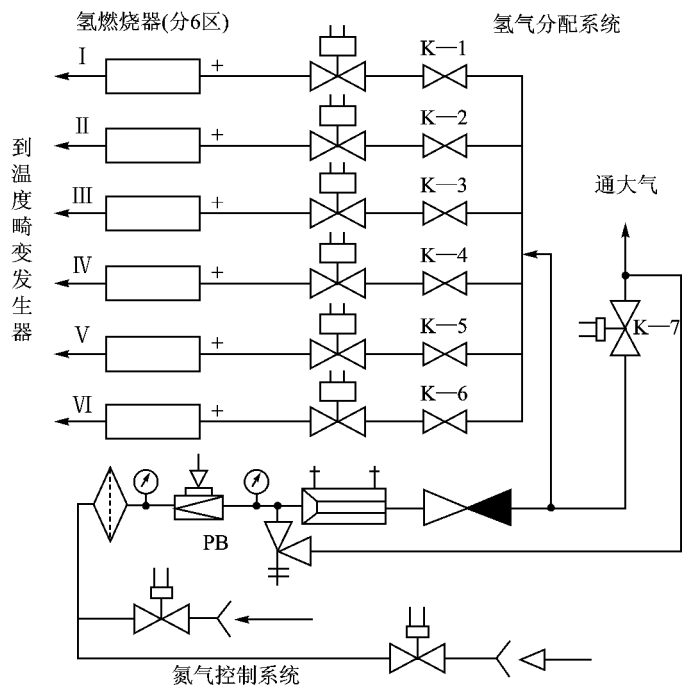


图 3-52 温度畸变发生器的氢气供给及分配系统

氢气由气瓶组构成,其压力为 15 000 kPa。若被试发动机的空气流量为 150 kg/s 时,氢气压力为 5 000 kPa,温升为 200 K,6 个扇形区的氢气流量之和不大 于 0.2 kg/s。因此,可根据需要选择氢气瓶组。

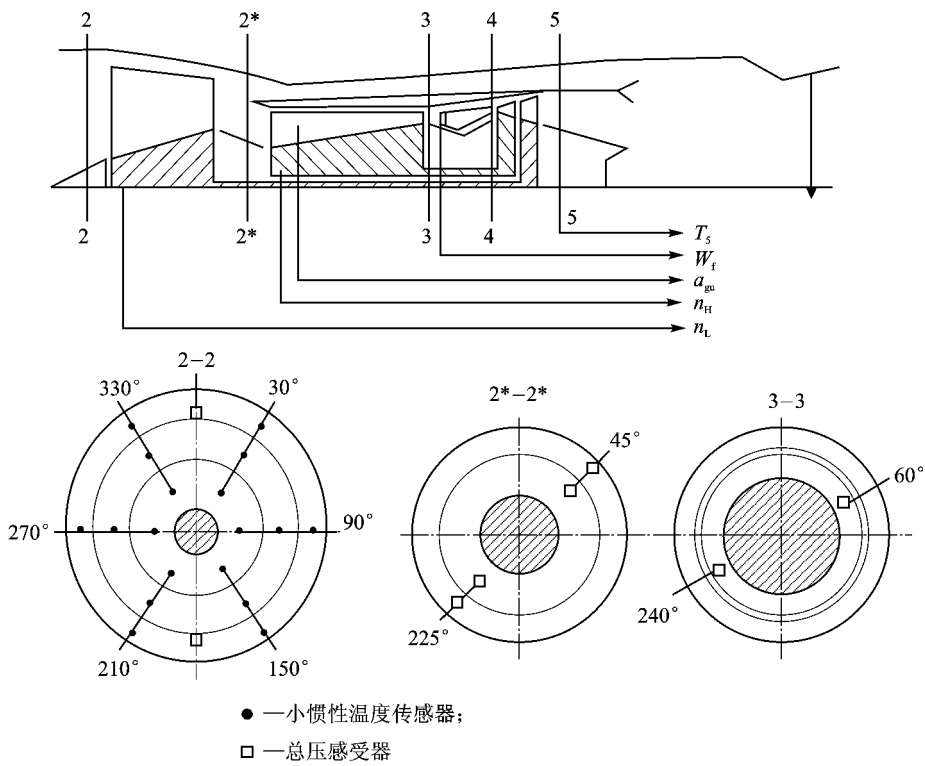
氮气瓶的压力为 15 000 kPa。试验前用氮气检查畸变发生器管路的密封性,试验后用来吹除系统中的氢气。PB 减压阀及高响应电磁阀 K-1 ~ K-6 可以进行调节,以达到试验要求。对氢气系统进行预吹除,通过电磁活门 K-7 将空气完全排出。

这种温升畸变发生器的氢气压力为 $(2 \sim 50) \times 10^5$ kPa,发动机的面平均温升从 10 ~ 200 K,被试发动机空气流量可达 30 ~ 130 kg/s。

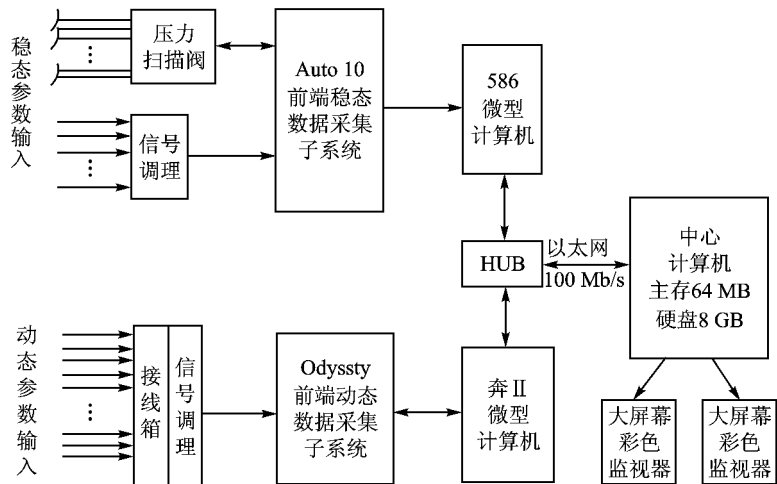
图 3-53 是发动机在地面试车台上进行外部热扰动试验的测量截面位置和测量装置简图。测点布置可根据发动机结构、几何尺寸、用途及要求来确定。通常发动机前非定常温度测量用小惯性热电偶,其时间常数 $\tau \leq 0.05$ s。

发动机进口温度畸变测量系统主要由传感器、信号调节器、前端动态数据采集与处理子系

统、中心计算机及相应外围设备等组成,其系统简单配置如图 3-53 (b) 所示。



(a) 发动机进口畸变试验测量系统布置图



(b) 测量装置的简单组成

图 3-53 温度畸变测量系统布置及组成

在温度畸变发生器上游测量大气温度和压力。进口截面测量小惯性总温不少于 18 点,且 6 支传感器沿周向均匀分布测点位于 3 个等面积的中心。在双扭线进气道壁面上沿周向测量 6 点静压,发动机进口相对半径 $\bar{r}=0.9$ 处沿周向均布测量 6 点总压,以求出和修正发动机进口空气流量,在压气机的各特征截面上测量 2 点动态压力,风扇出口测量 6 点总压(内、外涵各一半)常规参数测量发动机高、低压转子转速和燃油流量等参数。

Odyssey 前端动态测量子系统的采样率为 $(0.1 \sim 100 \text{ K}) / (\text{CH} \cdot \text{s})$, 输入信号范围是 $\pm (10 \sim 10\,000) \text{ mV}$, 带宽 $0 \sim 10 \text{ kHz}$, A/D 分辨率为 16 bit。它专门用于瞬态温度和脉动压力等动态测量参数的采集、记录存储和部分数据处理,具有实时工程单位转换、数字滤波、统计计算和实时波形显示等功能。

稳态参数由前端子系统测定,测量精度可达 $\pm 0.2\%$ 。实时处理包括计算高温区的瞬变温度和稳态温度畸变场等。数据处理后,获得发动机进口面平均相对临界温升分别与热区范围的关系曲线、与温升率的关系曲线、与温度畸变持续时间和发动机换算转速的关系曲线,最终获得喘振压比损失与总温畸变及换算转速的关系曲线。

5. 典型畸变试验结果

图 3-54 示出采用 180° 畸变装置测量的进口总压、静压和马赫数的流谱图。总压是 8 个进口测压耙的每个测量值的平均值。测压耙 45° 安装。它是图 3-39 所示涡扇发动机(3 级轴流风扇、6 级轴流低压压气机、7 级轴流高压压气机)的畸变试验结果。

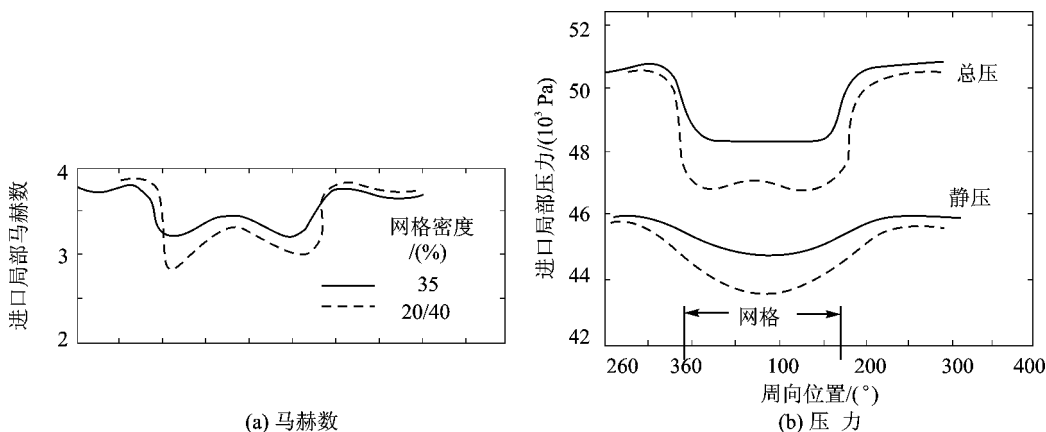
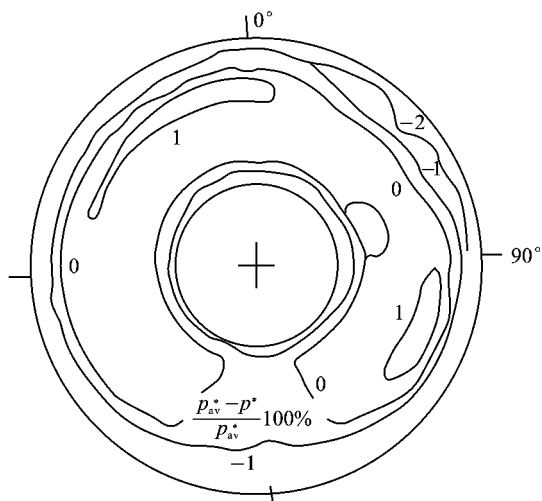


图 3-54 换算空气流量为 80 kg/s 、带有 180° 畸变网格装置的压气机进口流谱

等压线图 3-55 示出了当地的总压偏高平均总压的百分数,它是图 3-40 表示的密度为 $(20/40)\%$ 网格畸变的数据。图中还示出了较高换算空气流量下均匀进口流场的等压线。

图 3-56 示出不同的进气流场畸变对风扇内、外圈的影响,随进口气流畸变程度增加,喘振线均下移。



(a) 换算流量为80 kg/s时的180°范围的进气畸变

(b) 换算流量为108.5 kg/s时的均匀进气流动

图 3-55 进口总压分布图 (沿航向看)

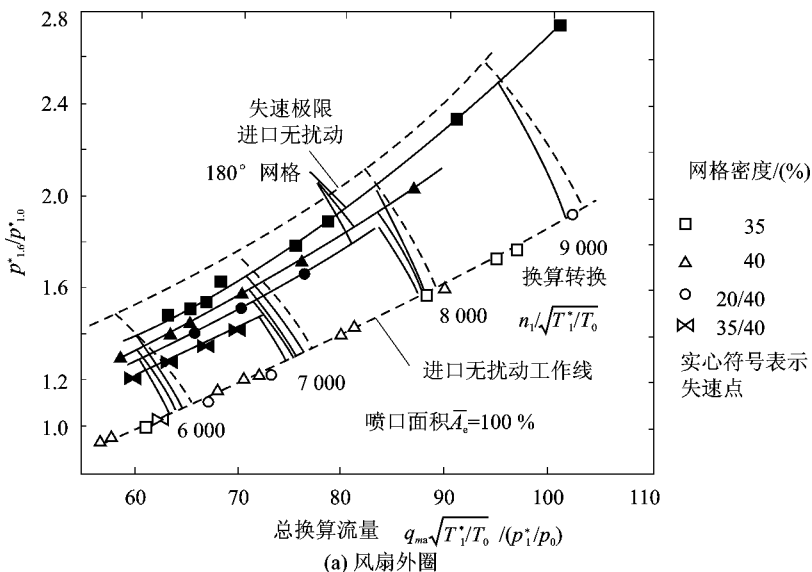
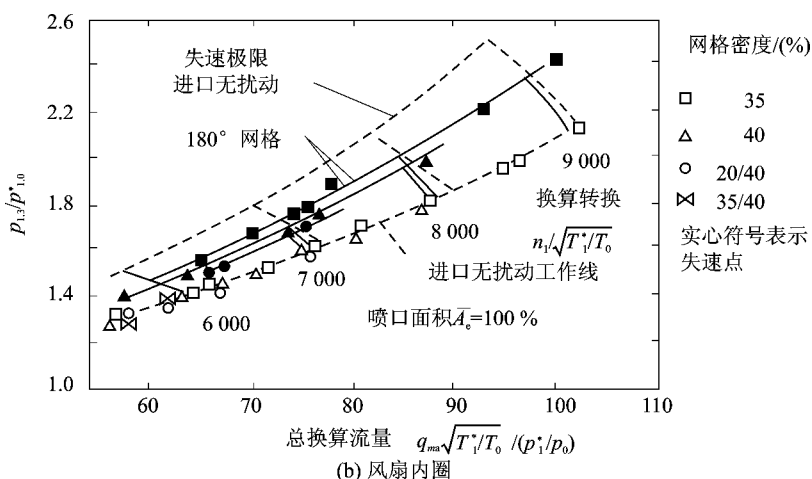


图 3-56 在发动机进口雷诺数指数为 0.5 和在额定喷口面积时 180° 畸变对风扇内外圈性能的影响



续图 3-56 在发动机进口雷诺数指数为 0.5 和在额定喷口面积时 180°畸变对风扇内外圈性能的影响

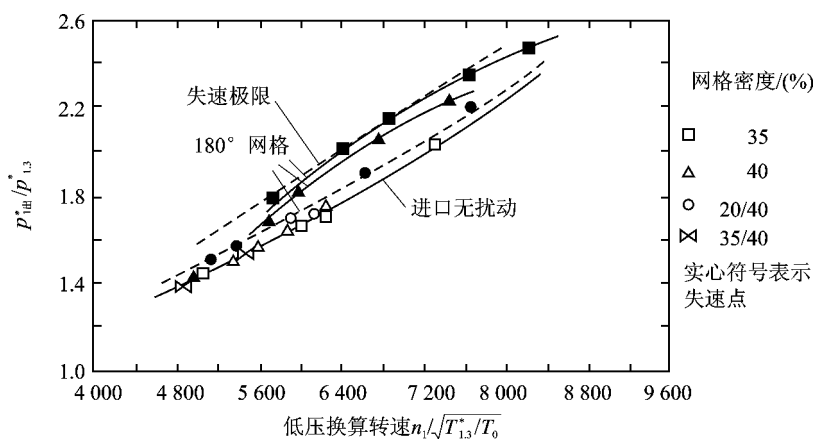


图 3-57 在进口雷诺指数为 0.5 和额定喷口面积时 180°畸变对低压压气机性能的影响

试验结果表明,高压压气机性能几乎不受进口畸变的影响。因为压力畸变在进入高压压气机前就衰减了,在高压压气机进口没有发现由压力畸变引起的温度畸变。

综上所述,进口流场畸变时,风扇和低压压气机的换算空气流量和压比均降低。畸变对高压压气机影响很小。

3.4.3 压气机的气动稳定裕度试验方法

气动稳定裕度试验是表征发动机系统中压气机工作稳定性程度的一项试验。当压气机出现不稳定工作,压力脉动或强大的气动力冲击时,就会导致发动机停车,压气机叶片损坏或由于涡轮前燃烧温度过高而烧坏涡轮叶片。稳定工作裕度由下式确定:

$$\Delta K_y = (K_y - 1) \times 100\% \quad (3-51)$$

式中, K_y ——稳定工作准则,并按下式计算:

$$K_y = \frac{(\pi_c^* / q_{mahs})_s}{(\pi_c^* / q_{mahs})_{op}} \quad (3-52)$$

式中,“s”——压气机稳定工作边界上的参数;

“op”——同一换算转速下压气机涡轮共同工作线上的参数。

引起压气机稳定工作裕度降低的因素有 机动飞行、阵风等造成的进气畸变,吸进废气,环境空气温度偏离设计条件的变化,结冰、涡轮前燃气温度过高和其他因素引起的空气流量的减小,Re 数减小,由于加工造成的发动机部分尺寸超差。

发动机气动稳定裕度试验要在带飞机进气道的试车台上进行,亦在高空台试验。一般采用下述方法测定压气机稳定工作裕度。

① 减小涡轮导向器流通面积并同时开大发动机的尾喷口,以保持要求的转速。使用这种方法要求采用能更换加厚叶片的工艺导向器。

② 减少尾喷口面积,同时提高涡轮前温度,以保持换算转速不变。这种方法受到涡轮前燃气温度允许提高值的限制。

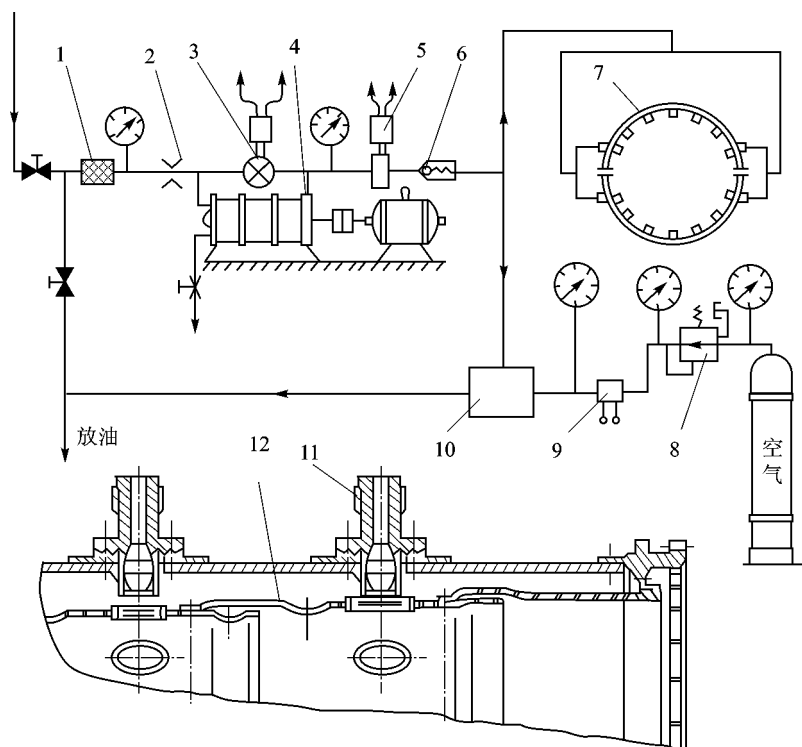
③ 向燃烧室喷水。这种方法结构简单,能平稳接近喘振边界而不至提高涡轮前燃气温度。缺点是由于主燃烧区燃气温度过高,可能使燃烧室头部过热。

④ 向燃烧室补给空气或蒸气。这种方法要设计专门的发动机工艺机匣,为了输送工质能量消耗也大。

试验装置如图 3-58 所示。台架上要固定测力平台,并装双纽线进气道,因为喘振时产生的气动载荷能使推力系统损坏。首先要测定压气机和涡轮从慢车至最大状态的共同工作线。然后更换小面积的工艺导向器,一直到喘振为止。在每个状态,测量周围空气温度、通过发动机流量、压气机前后总压、转速和压气机出口总温。常把稳定工作接近破坏时的参数作为发动机喘振状态的工作过程参数。

图 3-58 中截止开关 10 受压缩空气系统操纵,在达到喘振瞬间停止供水,以不损坏发动机。开关操纵系统和发动机油门杆联锁,当发现油门杆放到慢车位置时自动接通。单向活门 6 防止在泵 4 不工作时空气从燃烧室进入供水系统。

向燃烧室喷水的流量按下式近似确定:



1—过滤器 2—节流流量计 3—水量细调开关 4—由电动机带动的泵 5—电动水量详调开关 6—单向活门；
7—喷水集流环 8—空气减压器 9—电动气压活门 10—截止开关 11—喷水用的喷嘴 12—燃烧室火焰筒
图 3-58 录取压气机稳定工作裕度用的喷嘴喷水燃烧室装置和供水系统简图

$$q_{\text{mH}_2\text{O}} = (q_{\text{mahs}})_{\text{op}} - (q_{\text{mahs}})_s \quad (3-53)$$

式中, $(q_{\text{mahs}})_{\text{op}}$ ——带有工艺导向器的共同工作线上的空气流量, 此导向器是供喷水试验专用的。

向燃烧室短时间超量供油是在试验以前, 在发动机燃油系统上装一排供油调节装置, 通过它时要测量燃油流量。在转速不变时, 通过急剧超量供油能在短时间内提高涡轮前燃气温度。在试车中, 应用连续增加燃油量以使发动机不稳定工作。稳定工作裕度也可用喘振和稳定工作时的总压之比或相应供油量之比来表示:

$$\begin{aligned} K_p &= p_{\text{cs}}^* / p_{\text{cop}}^* \\ K_T &= q_{\text{mfs}} / q_{\text{mfop}} \end{aligned} \quad (3-54)$$

3.4.4 研究发动机噪声的设备及其试验

1. 发动机噪声源

(1) 轴流压气机和风扇的噪声

轴流压气机产生的噪声源是白噪声,不连续音噪声及复合音噪声。

当气流通过叶栅时,叶片尾迹紊流产生各种尺寸的涡流,涡流改变气流经过叶片的流程,成为不规则的流程,在叶片表面上产生压力变化。此外,由于机匣的附面层造成进口气流紊流,使叶片攻角产生变化,因而造成压力变化,这两者会产生白噪声。

在气流流出叶片时,由于尾迹的影响,尾迹处气流流动方向与叶栅通道间气流不一致,使下一叶栅攻角有变化,这种变化是以叶片通道频率(转速 $\times$ 动叶数目)有规则的波形重复产生不连续音。当轴向间隙增大时,此效果削弱。此外,由于尾迹的影响,尾迹外气流速度值与叶栅通道流速也不同。这种低速气流也使叶片表面有压力变化,由于尾迹间隔均匀,这种变化也是周期性的,亦产生不连续音。

风扇在进口导流叶片后面,由导流叶片造成的不连续噪声,要比动叶产生的白噪声大10~15 dB。有进口导流叶片的风扇噪声级比没有导流叶片的要大10 dB左右,多级噪声比单级大。

当轴流压气机工作叶片叶尖处气流相对速度超过声速时,将产生激波,激波传播到上游,形成复合音噪声。

压气机的设计参数会影响压气机发出的噪声。增大叶尖速度使噪声下降,增大 π_c^* ,使噪声增加。试验表明,为减少噪声,静叶数/动叶数的比值应该大,但受到结构限制,一般希望静叶数为动叶数的两倍。增大静叶与动叶的轴向间隙,会使声功率下降;当轴向间隙增大一倍时,噪声级可减少2~6 dB。

使静叶偏斜,减少粘性尾迹,互相抵消某些相位可以减少噪声。采用声垫,使进气道处气流速度达到声速也可消音。

(2) 排气噪声

当喷气流排到大气中时,由于极高速的气流粒子和周围的低速气流粒子紊流掺混,使大气的稳定状态受到破坏而发生巨大扰动,这就产生了强大的噪声。

在发动机喷口出口有一位势核心区,在核心区内流速相等,等于喷口出口流速,核心区长度粗略估计为4.5倍喷口直径。核心区外为紊流掺混区,掺混区长度约等于10倍喷口直径。其后为充分发展的紊流区。核心区为噪声高频区,沿排气轴线则频率逐渐降低。排气的声功率与排气速度成8次方关系,而且排气噪声主要是由离喷口6倍直径的距离内的喷气段所产

生的。

减少排气噪声可采用减少噪声能量、控制能量的指向性、吸收能量等方法。采用多喷口、花瓣形喷口及波纹形喷口分裂气流,掺混成所需排气流场以控制噪声频谱,声源位置。气流分裂是使位势核心所发射的噪声频率提高到可听频率(3 000 Hz)之外。大涵道比风扇发动机排气速度低,因而噪声较低。采用带引射器花瓣形消音喷口能显著降低噪声。在引射器内装消音衬垫降低噪声效果显著。

2. 发动机噪声的监测和允许的噪声水平标准

机场噪声给人们带来不良的生理和心理影响,降低机场及其邻近区域内的噪声已成为发展民用航空的重要问题之一。因此,各国都制订了飞机噪声水平的限制标准。

通常情况下,在起飞,爬高和着陆时飞机产生的噪声最大。因此,要在这些飞行状态下于下述的监测点上进行噪声水平的检查:

① 起飞时,该点是在与跑道平行的轴线上,此线在迎风方向离跑道轴线 0.65 km (噪声水平达到最大值的点上)。为此,要在飞机起飞点的侧面,沿飞机飞行航向 500 ± 50 m 距离处在不少于三个点上安装传声器;

② 爬高时,该点是在沿飞行方向顺着跑道轴线离起飞滑跑点 6.5 km 的位置上监测;

③ 降落时,该点是顺着相反于飞行方向的跑道轴上离跑道着陆端 2.0 km 监测。

3. 研究发动机噪声设备和研究内容

航空发动机的噪声研究是在露天试验台上进行的。试验台应远离房屋、结构物和无关的噪声源。操纵台位于距离发动机 10 ~ 15 m 的地下一定深度处(如图 3-59 所示)或在离试验台 20 ~ 30 m 的地面上,发动机固定在距离地面 1.8 ~ 2.2 m 的高度上,以便排除地面对排气流和进气道的影响。在试验台周围 300 m 距离内,应装设人工或天然的表面覆盖层,用来消除发动机工作时出现尘雾,而这些尘雾会使介质的音质失真,因此要在与发动机轴线成不同角度的一定距离上安装传声器,高度为 1.2 m,并使其面对研究对象。

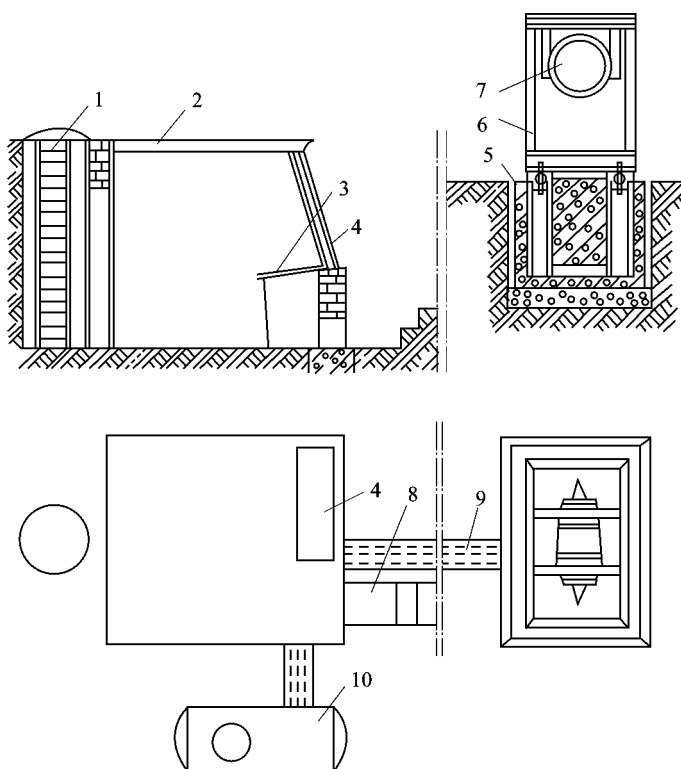
试验是在远声场(离发动机的距离为 50 ~ 300 m)和近声场(直接靠近发动机或在进气道内部)中进行。在远声处,发动机的尺寸不影响方向特征和声压水平。

(1) 远声场研究内容

① 所感受的噪声水平和声压水平的方向特征 确定所感受的噪声水平的音量和方向。

② 在 $1/3$ 第 8 音阶频率带(50 ~ 10 000 Hz 范围内)的噪声水平。

③ 在最大发射方向上的噪声衰减。



1—太平门 2—操纵间 3—操纵台 4—防弹玻璃 5—地基 6—发动机
固定架 7—被试发动机 8—主门 9—供给和操纵系统地沟 10—燃油罐

图 3-59 露天试验台布置图

(2) 近声场研究

① 在 $1/3$ 第 8 音阶频率带中的声压水平和噪声的方向特性。

② 最大的噪声水平。

为了获得各种结构措施对噪声水平影响的数据资料,发动机应在主要工作状况下进行下述试验:带或不带压气机进气导向器;进气道表面涂有吸音涂料;喷管中装消音器;涡扇发动机不同的涵道比等。

用于降低发动机噪声的结构措施,通常会引起发动机空气燃气流路上附加的压力损失和发动机单位特性的恶化。因此,试验时要测量噪声特性并测量发动机工作过程参数,空气燃气流路各主要截面上的温度、压力、推力、耗油率、转速和喷管排气速度等。

3.4.5 启动特性试验

1. 启动的三阶段

启动系统的工作直接影响发动机可靠性和寿命、飞机的战斗准备,飞行的安全性和正常性。图 3-60 示出发动机启动三阶段。

第一阶段是由启动机带转发动机转子到不低于某个转速,在这个转速下工作时发动机的涡轮能给出正扭矩,此阶段结束时燃烧室点火。

第二阶段是发动机转子由启动机和涡轮同时带转,此阶段结束于启动机断开。当 $n > n_1$ 时,涡轮功率迅速增大,仅当涡轮转速 n 超过平衡转速 n' 后启动机才允许关闭,因为此时涡轮发出的力矩才超过了阻力矩,然而为了使发动机加速到慢车状态并提高启动的可靠性,启动机通常要在转速比 n' 大 1.5 ~ 2 倍的 n_2 时才关闭。

第三阶段是只由涡轮的剩余力矩带动发动机转子,随着发动机加速到慢车状态,第三阶段结束。

通常,第一及第二阶段的过渡时间由下式确定:

$$\tau_{1,2} = 1.46 \times 10^{-4} \int_0^{n_2} \frac{n}{P_{st} + P_T - P_c - P_{fr}} dn$$

(3-55)

式中, P_{st} —— 启动机发出的功率;

P_T —— 涡轮产生的功率;

P_c —— 压气机所需要的功率;

P_{fr} —— 耗于轴承摩擦及转动附件的功率,一般不大于 P_c 的 3% ~ 5%。

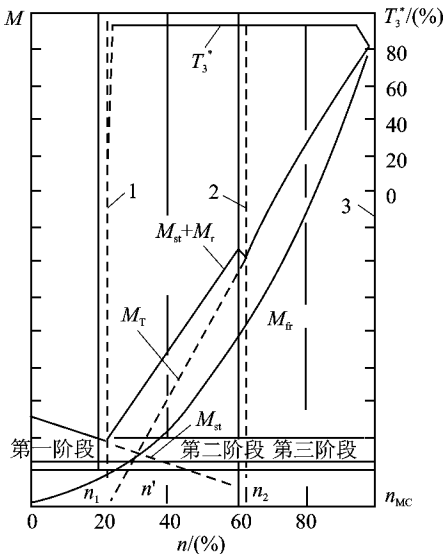
通常,压气机所需功率遵循与转速成立方规律, $P_c \sim n^3$;启动机所需的最小功率显然等于在第一阶段结束时带动发动机所需功率(当转速为 n_1 时),即

$$P_{st\ min} = P_{cMC} (n_1/n_{MC})^3$$

式中, n_{MC} —— 慢车转速;

P_{cMC} —— 压气机达到慢车时所需功率。

因此,提高压气机增压比或增大其尺寸(增大空气流量),压气机慢车状态下所需功率也



1—燃烧室燃油点火时机 2—启动装置脱开时机；
3—慢车状态 M_{st} —启动装置发出的力矩；
 M_t —涡轮发出的力矩 M_{fr} —阻力矩。

图 3-60 发动机的启动三阶段
(图中转速为慢车转速的百分数)

就增加,启动机的功率当然跟着加大。

实际上发动机为了可靠启动和加速启动过程,启动机采用的功率常比 $P_{st \min}$ 值大得多 (2 ~ 3 倍或更大)。因此,在第一阶段 $P_{st} - P_c \approx P_{st}$ 第二阶段, $n < n'$ 时, $P_T < P_c$ 因此,启动功率很大时,可近似地认为 $P_{st} + P_T - P_c - P_{fr} \approx P_{st}$, 第一和第二阶段的时间总共为

$$\tau_{1.2} = 1.46 \times 10^{-4} J \int_0^{n_2} \frac{n}{P_{st}} dn \quad (3-56)$$

或换算成扭矩,

$$\tau_{1.2} = 0.1047 J \int_0^{n_2} \frac{dn}{M_{st}} \quad (3-57)$$

大多数启动机扭矩 M_{st} 为 $M_{st} = M_0 - cn$, 式中, M_0 为启动机的最初扭矩 (转子不动), 常数 c 与启动机的类型有关, 于是

$$\tau_{1.2} = 0.1047 J \int_0^{n_2} \frac{dn}{M_0 - cn} = 0.1047 \frac{J}{c} \ln \frac{M_0}{M_0 - cn_2} \quad (3-58)$$

启动第三阶段所需的时间与启动机的功率无关。

2. 发动机台架启动试验

一般情况下,整机启动试验包括假开车、冷运转、启动、冷却和停车步骤。

① 假开车是断开燃烧室点火,只向燃烧室供油的过程,它考察供油系统和燃油喷嘴的工作,此时油门操纵杆在慢车位置。

② 冷运转是启动机带转,滑油燃油系统充油并检查点火可靠性的过程,此时不向燃烧室喷油,油门操纵杆在停车位置。在多次启动不成功时,要通过冷运转吹除机内积油,以确保启动安全。

③ 启动油门杆在慢车位置,按启动按钮接通点火器并点火,由启动机带转到涡轮工作直至转速达慢车转速的过程。

启动过程中要记录的参数有:

- 启动时间 (从按下启动按钮到发动机慢车状态的时间);
- 涡轮后排气温度 t_4^* ;
- 启动机脱开时发动机转子的转速;
- 燃油喷嘴前和启动喷嘴前燃油压力;
- 压气机出口空气压力;
- 环境温度和压力;
- 滑油温度;
- 启动机工作参数,如电压和电流强度等。

④ 冷却阶段是从慢车至巡航并在该状态工作 3 min 的过程。

⑤ 停车是由巡航收油门杆至原位,关闭发动机,停车后要记录转子惯性。

启动过程在很大程度上取决于主燃烧室的供油规律。选择供油规律要考虑燃烧室贫油和富油的稳定工作边界、压气机稳定工作裕度、发动机热端部件的抗热能力和稳定状态的温度值。若涡轮前的燃气温度小于或等于稳定状态的温度,那么转子将不能被加速,这就发生了所谓“冷悬挂”。在压气机工作不稳定情况下,涡轮前温度由于空气流量减小而迅速上升,但转速却不增加,这就产生了所谓“热悬挂”。

南方炎热高温地带、北方高寒地区和高原机场都明显降低发动机启动的可靠性。

高温下,发动机进气温度高,空气密度降低,由于供油调节不变,在每一转速下应供给相同的燃油量,但空气流量减少。这样会使得燃烧室余气系数减少,提高了涡轮前燃气温度。这就是夏季南方机场发动机地面启动常常超温的原因。此外,还会降低压气机的稳定工作裕度。因此,在这种情况下要求减少供油量以降低 T_3^* ;但由于 T_3^* 降低,涡轮剩余功减少,势必导致发动机启动时间加长。

在低温寒冷地区,阻力矩增加,燃油的粘度增加,导致燃油雾化、蒸发恶化,燃烧室内气流温度低,这使燃油的点火性能变坏。图 3-61 和图 3-62 分别示出某型机冬季地面冷启动时 10 个火焰筒排气温度升高的示波曲线。启动不成功时显然多数火焰筒未被点燃,发动机停滞在启动机所能带转的转速。

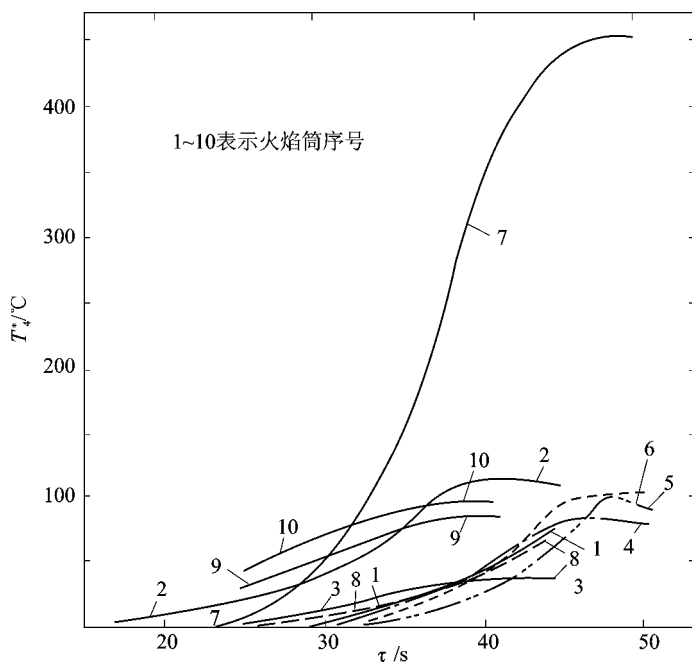


图 3-61 一次冷启动不成功的排气温度示波

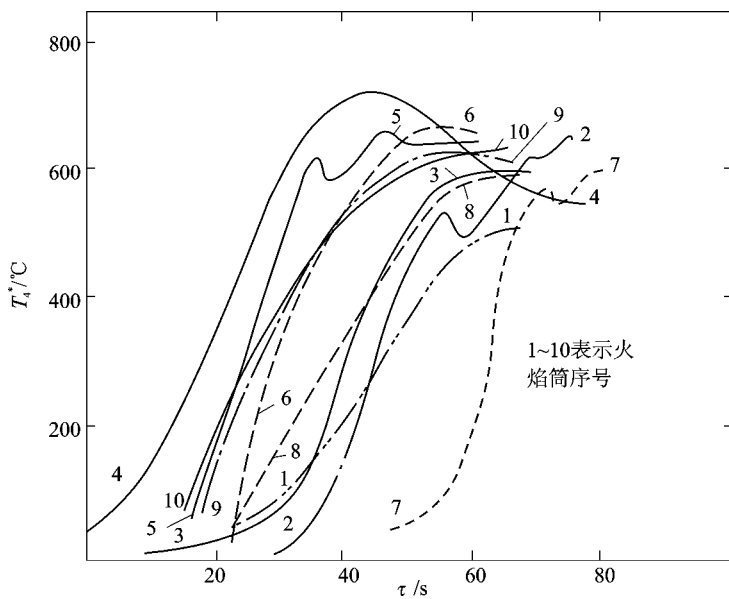


图 3-62 冷启动成功时排气温度示波

图 3-62 说明,燃烧室可靠点火传焰对能否启动成功影响很大,只有绝大多数火焰筒在点燃、传焰均成功的情况下,当燃油燃烧时才能向涡轮提出足够的功率。冬季条件下,随着燃油雾化质量降低,蒸发变慢,恶化了火焰筒头部的燃油浓度场和电嘴附近混气的有效油气比,使之不能可靠点火。

在高原机场,由于气压低,空气密度降低,同样减少了发动机进气量,在供油量不变的情况下也会造成涡轮功不足,使启动困难,启动周期增长。

研究宽广温度范围启动可靠性和高原条件下启动可在高空试验台的温度压力舱内进行。研究保证可靠启动的措施,如选择更大功率的启动机,启动调节器调节范围,提高压气机稳定工作裕度和提高 t_3^* 等。

预定型发动机可以装在飞机上,在高原、炎热和严寒地区进行地面启动试验,考察启动可靠性。发动机在飞机上的位置对启动亦有很大影响 喷管中的压力损失降低了涡轮中压降 进气道中压力损失减少了通过发动机的空气流量,这将导致压气机稳定工作裕度的降低,进气道的布置和形式也影响进口速度场,所以要在飞机上检查发动机的地面启动可靠性。

3.4.6 防冰系统试验

1. 结冰对发动机的影响

发动机在云中工作时绝大多数情况下结冰。结冰会影响飞行安全和正常性,发动机的三个部件:前锥、风扇静子和核心机压气机静子结冰对发动机性能将有不同的影响。未加热前的前锥顶部会积成坚冰花,风扇受压面也能堆积冰。

① 在核心机压气机静子上,无防护时会产生大面积的坚冰堆积,这可能造成发动机喷管温升过高。加热这些静子就能防止坚冰的生成,延迟供热也能使这些坚冰快速脱落。试验表明,坚冰最容易形成的工作状态是风扇转速只达到 77%,进口空气温度为 -15°C 左右。在很严重的结冰环境下,喷管的温升达 150°C 左右。

② 在风扇转速一定时,风扇上堆积冰使发动机推力明显减少,外涵静子结冰的影响比风扇影响小 60%。核心机静子结冰在风扇转速一定时,对发动机推力的影响相当小,以致可以忽略不计。

③ 前整流锥积冰,影响前锥表面上进气的光滑流动,但不能明显减少发动机推力。前锥积结坚冰时会危害风扇的工作安全。

2. 常用防冰系统

通常,防冰系统是从高压压气机后抽气,然后经过高压转子和低压转子轴中的孔进入前锥和核心机静子等。图 3-63 示出 JT15D 防冰系统简图。抽出的空气还用于轴承的气动密封。前锥螺栓开 $\phi 2$ 放气孔,该孔延至外表面时被扩孔到 $\phi 3.8$,这样能防止螺栓上形成冰帽,至少能使冰帽脱落。一旦冰在前锥表面堆积,前锥表面的去冰作用受到离心力和气动力的影响就会增加。

当风扇转速达到 65% 以上或进口温度高于 -7°C 时,前锥表面就会全无冰;当风扇转速达到 50%,进口温度为 -24°C 时,表面有轻度霜冰堆积;在接近飞行慢车 $n_{MC} = 31\%$,进口温度为 -24°C 时能在前锥上生成大的冠状霜冰,约为 2.5 cm 厚。

3. 影响结冰过程的主要因素

这些因素主要包括单位容积空气包含悬浮水滴的数量 (g/m^3)、空气温度、水滴大小和在结冰条件下的停留时间。

云中结冰过程的顺序为:当空气温度下降到 0°C 以下,水滴反复被冷却并稳定的保持液态。随着空气温度降低到 $-10^{\circ}\text{C} \sim -15^{\circ}\text{C}$,最大的水滴开始逐渐结冰,并在一定的温度下所有的水滴出现像雪崩似的结晶。这种雪崩似的结晶温度随着水滴尺寸的减小而降低,水滴的尺

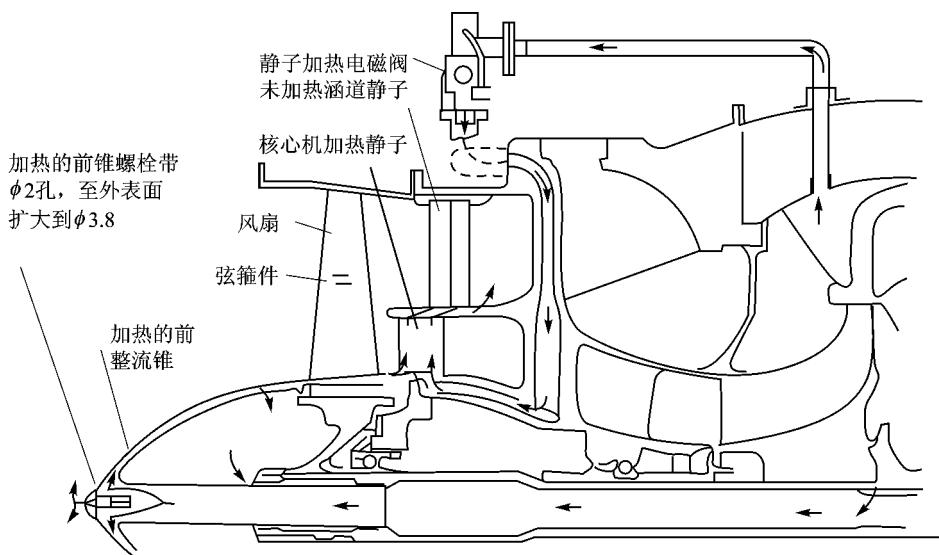


图 3-63 JT15D 防冰系统简图

寸取决于空气中杂质(结晶核心)的含量和冷却速度;-40 的温度是液态水滴存在的临界值。

表 3-7 列出了结冰时温度重复率在苏联、美国和英国进行观察的整理结果。可以看出,绝大多数(80%以上)结冰是在空气温度为 0 ~ -15 时发生的。

发动机工作时进口温度条件可能与周围大气条件不同,例如周围空气温度为 +5 ~ +8 时,发动机以最大转速在地面或低速飞行时,其进气道最小截面上的静温是负值。

表 3-7 当结冰时各种温度的重复率占机会数的百分比%

外部空气温度/	美 国	英 国	苏联欧洲区域
0 ~ -5	25.4	25.0	7.8
-6 ~ -10	38.4	55.6	48.0
-11 ~ -15	21.8	18.0	24.0
-16 ~ -20	9.1	1.4	13.8
-21 ~ -25	3.7	—	5.6
-26 ~ -30	1.4	—	0.5
-30 ~ -35	0.2	—	0.2
-35 以下	—	—	0.1

根据大量观察,结冰发生在水滴平均有效直径为 $20 \sim 30 \mu\text{m}$ 的情况下。在层状云中,当负温时遇到水滴的次数及此时结冰的强度比其他云结冰的强度大。

从数学统计的观点,结冰可以视为一种偶然的现象,对它可以运用概率论的基本原理。在较大的含水量 w_n 和空气温度 T_0 时,遇到结冰条件的几率 U_0 等于由给定的气象条件中每个几率的乘积:

$$U_0 = U_T \cdot U_w \quad (3-59)$$

式中, U_T 相应于温度 T_0 结冰时重复率占总机会的百分比(云中飞行结冰的几率),它由表3-7查出。 U_w 为在温度 T_0 下空气含水量超过 w_a 时遇到水分的几率(云中飞行遭遇水分几率)。

U_0 是国家规定标准。苏联取该值为 0.5% , 这样可据式(3-59) 求出 U_w 。

进行防冰系统结冰条件下试验的计算水量 w_n 为

$$w_n = 2.3 w_0 (T_0) \cdot (2 - \lg U_w) \quad (3-60)$$

式中, $w_0 (T_0)$ ——计算中采用的初始含水量(单位 g/m^3), 按下式计算:

$$w_0 (T_0) = 52.5 \frac{e^{0.043T_0}}{273 + T_0} \quad (3-61)$$

计算水量 w_n 时,也可按图3-64 查出。

在短时间结冰的条件下($5 \sim 10 \text{ km}$ 距离内),在同样的温度下,经验表明,水量应取 1.7 倍以上(如图3-64 中曲线2 所示),水滴的平均有效直径应接近 $20 \mu\text{m}$ 。

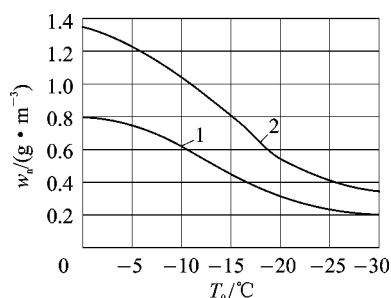
据式(3-59) 可知,在非设计条件下一次飞行中结冰的几率 U_0 是很小的。

4. 防冰系统试验

防冰系统试验可分人工结冰模拟试验和天然结冰试验。这些试验的目的,其一是考查不同大气条件下防冰系统的有效性,及时接通防冰系统能使发动机所有飞行工作状态下不应该结冰;其二是考查关闭或未适时地接通防冰系统时,结冰对发动机工作的影响。

对防冰系统而言的最恶劣的工作状态要进行仔细研究,在地面慢车状态工作时,进气装置或压气机的某些部件可能结冰这亦如前述。人工结冰条件试验一般在冬季露天试车台上进行,或在温压舱及飞行试验室进行。

试验时发动机进口空气温度为 $-5 \sim -20$, 飞行速度为 $0 \sim 110 \text{ km/h}$ 高度为 $0 \sim 150 \text{ m}$ 平均有效水滴直径为 $20 \mu\text{m}$ (在进气道内侧量);空气中液态水含量为 $2 \pm 0.25 \text{ g}/\text{m}^3$ 。在大于 50% 最大连续状态的所有工作状态下,推力损失不超过可达到推力的 5% , 耗油率增加不超过 5% 。结冰终止,推力保持不变。



1—长时间结冰条件下 2—短时间结冰条件下
图3-64 在各种温度下水量的计算值

图 3-65 示出用于防冰试验的试车台设备,类似设备还有阿诺德工程发展中心的 J-1 试验台,NASA 刘易斯结冰试验风洞,加拿大喷气发动机结冰试验台等。

水量按下式计算：

$$q_{mH_2O} = 10^{-2} w_n v A \tag{3-62}$$

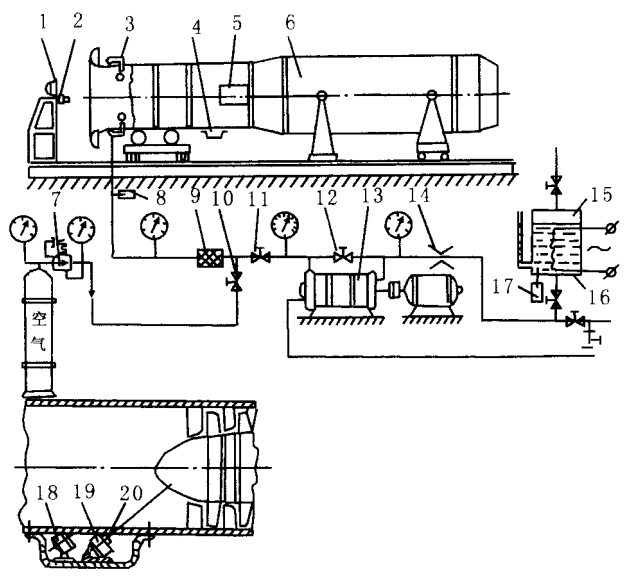
式中, w_n ——计算(设计)含水量, g/m^3 , 由式(3-60) 计算或由图 3-64 查出；

v ——安装喷嘴的截面上空气的质量平均速度, m/s ；

A ——安装喷嘴的位置上空气导管截面面积, m^2 。

喷水集流环 3 中喷嘴的数量根据向发动机气流均匀供水的条件来确定。要使相邻喷嘴的喷雾锥角互相交叉以造成雾化水滴条件。从喷嘴到防冰部件的距离是根据把水滴冷却到气流温度所需的时间来选择。

天然结冰试验受到条件的限制,主要是缺乏适宜的结冰条件(特别是夏季),水浓度变化,液滴尺寸和自然云的范围以及结冰时飞行危险可能造成设备破坏。天然飞行结冰试验的运行是费用、安全性和有效性三者的权衡结果。



1—照明灯 2—照相机或电影摄影机 3—喷水集流环 4—电影机室 5—观察窗 6—被试发动机 7—空气减压器 8—温度计 9—过滤器 10—吹风系统开关 11—水量粗调开关 12—水量细调开关 13—带有电动机的泵 14—节流流量计 15—水箱 16—加热元件 17—温度计 18—照明器 19—电影摄影机 20—防护玻璃

图 3-65 用于发动机防冰系统试验的试车台

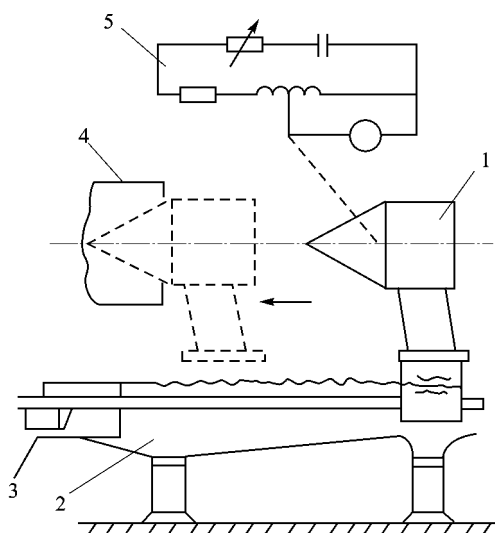
3.5 通过整机试验研究压气机和燃烧室

3.5.1 用改变喷口面积法研究压气机特性

前已述及整机上测定压气机特性和喘振边界的方法,概括为减小喷口面积法,燃油跃增法、压气机后灌气法及燃油脉冲法。改变喷口面积是常用的方法。

1. 改变喷口面积法

改变发动机喷口面积利用两套机构,其一是利用发动机上原有的工作状态喷口面积,如加力、最大及额定状态的喷口;其二是采用尾塞机构,它可在任何一种喷口位置上继续减小喷口面积,典型结构如图 3-66 所示。



1—尾塞 2—滑动支撑 3—电动机 4—发动机 5—指示回路

图 3-66 移动尾塞装置简图

直径为 260 mm,锥角为 45° 的尾塞体固定在喷口下部的机床拖板上,由电动机通过减速装置和丝杠来带动机床导轨上的拖板,使尾塞移入喷口内,尾塞进入喷口的位置用电信号显示在仪表上,电气系统用来操纵和控制电动机及尾塞位置。

2. 参数的测量

测点的布置如图 3-23 所示,在压气机各静子叶栅通道中间平均半径处增加总压和总温测点。为了减少局部堵塞,传感器采用总压总温组合测针,如图 3-67 所示 在各级静子叶栅后的压气机机匣外壁上增加了静压测点,压气机级间测点的周向布置如表 3-8 所列。

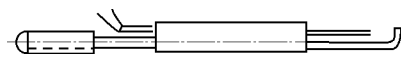


图 3-67 组合探针简图

表 3-8 压气机级间测点的周向布置

级 别		I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX
组合测针	α_1	112°50'	81°10'	82°25'	72°	84°43'	84°43'	74°7'	84°43'	0
位 置	α_2	292°50'	276°44'	275°50'	252°	275°21'	270°	285°52'	270°	217°
静 压 孔	β_1	30°20'	139°45'	68°4'	58°21'	136°22'	137°1'	137°1'	137°1'	63°
位 置	β_2	230°20'	287°1'	229°1'	232°2'	295°11'	295°50'	295°50'	295°50'	227°

为了测量发动机动态参数,测取了发动机进口流量管外壁静压,压气机第 I、II 和 III 级级间总压和压气机出口总压和总温。动态压力测量采用固体压力传感器,动态温度测量采用小惯性裸露热电偶加惯性补偿网络以提高动态系统响应。

试验时要求发动机转速由高逐渐降低,做等换算转速线试验时要求转速不变,流量由大逐渐变小。

3. 试验结果及分析

图 3-68 示出 PI 型发动机减小喷口面积和 I 级导向器面积对压气机空气流量 q_{ima} ,增压比 π_c^* 和燃烧室出口总温 T_3^* 的影响,随 n 的减小, π_c^* 增大的速度减慢, q_{ima} 减小的速度加快,在试验范围内 T_3^* 与 n 关系不大,在喷口面积不变的情况下, I 级导向器面积减小, π_c^* 在高转速时增大,在低转速时降低, $\bar{n} = 0.9$ 附近变化很小; q_{ima} 降低的速度随 $\bar{n}$ 的减小而加快, T_3^* 略有下降。

图 3-69 示出部件试验特性和整机测出的压气机特性。根据试验结果可见,压气机部件试验结果只是基本特性,还不能完全反映压气机在发动机系统中的工作。整机上测得的等换算转速线比较平坦, I 级导向器面积减小使换算转速线更趋平坦,向左下偏移,且转速愈低变化愈大。这即是 I 级导向器面积减小,流量降低,失速级增加,使压气机在新的稳定工作线上工作。

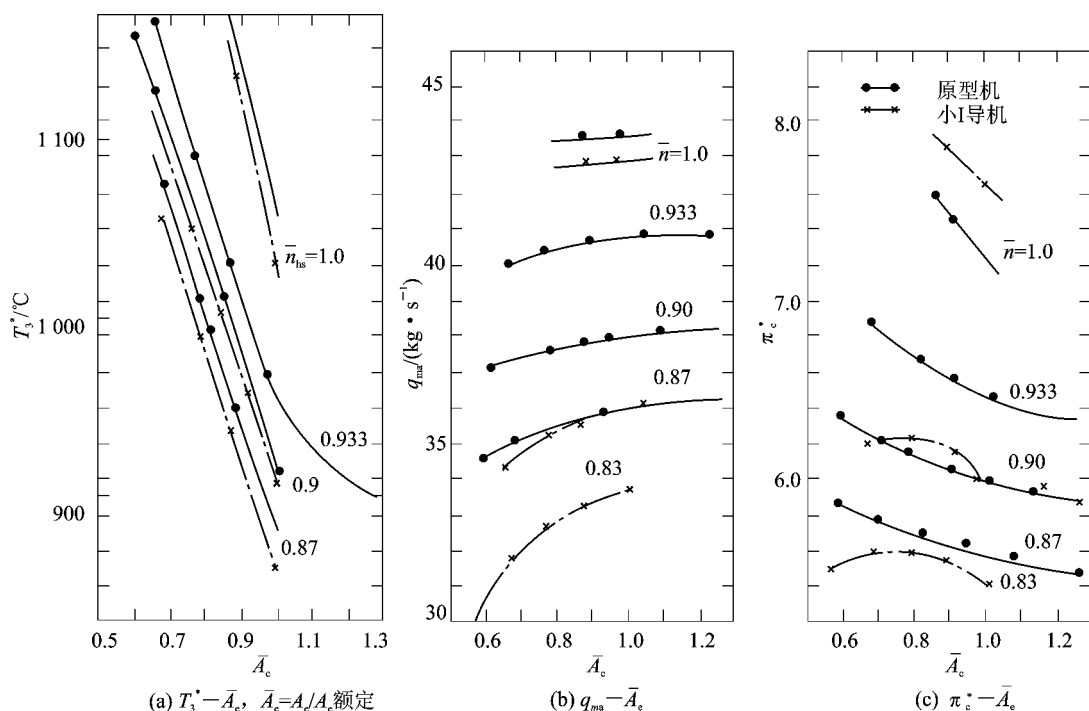


图 3-68 PI 型发动机 q_{ma} 、 π_{cs}^* 和 T_3^* 随 A_c 减少和小 I 级导向器面积下的变化

为了在整个飞行速度、高度和转速范围内,使发动机都能正常工作,压气机正常工作线必须远离喘振边界线。一般要求喘振裕度大于 12% ~ 17%。I 级导向器面积减小 12% 后,使 PI 型发动机喘振裕度 ΔK_y 下降约 40%,试验结果如表 3-9 所列。转速降低,喘振裕度损失减小是由于换算转速线变平,流量减小之故,而不是喘振压比 π_{cs}^* 减小不多,相反是比高转速时更大。

表 3-9 PI 型发动机喘振裕度的试验值

转 速	喘振裕度 ΔK_y / (%)			
	部件试验	全机试验	I 级导向器面积减少 12%	减小的百分数 / (%)
$n = 1.0$	17.2	18.7	8.7	56
$n = 0.90$	16.1	15.6	9.4	39
$n = 0.87$	14.3	15.2	10.0	34.2

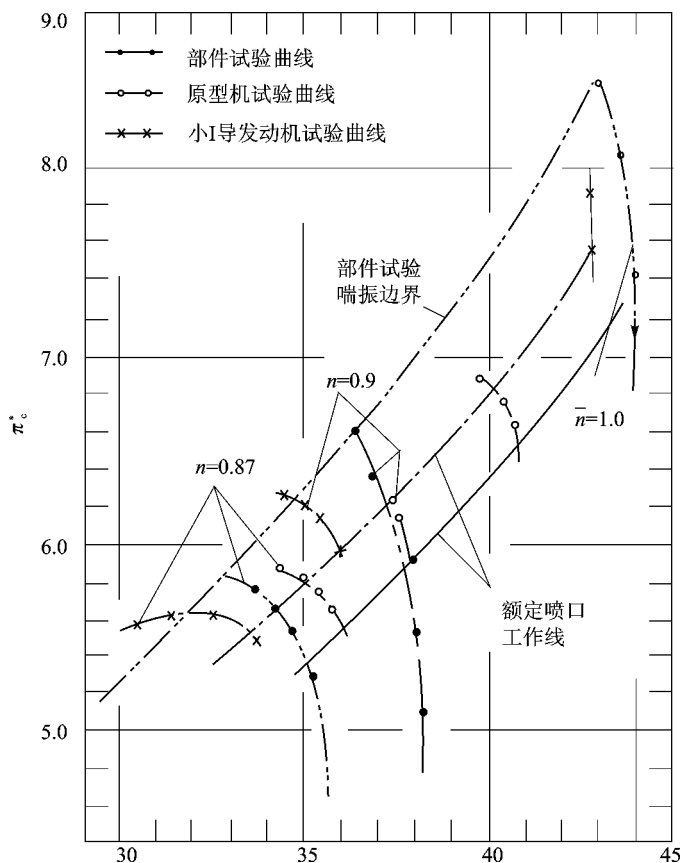


图 3-69 压气机特性

3.5.2 用整机试验调试燃烧室

整机调试燃烧室能给出提高燃烧效率 η_{cc} 的方向性判断,以便于在复杂的调试工作中找出线索。试验中使用同一台发动机,这样可以认为发动机工作过程完全相似,试验结果换算到标准状态下以便于对比参数。同时,假定使用相同燃油,燃气的绝热指数 K 、气体常数 R 、等压热容 c_{pg} 均为常数,燃烧效率 η_{cc} 的变化是指燃烧室出口,而在涡轮出口 T_4^* 测量处已全部烧完且烧至同一完全度。

1. 供油量 q_{mf} 改变所引起的影响

设对两种燃烧做了两次试验,发动机转速 n_z (z 指最大工作状态) 不变,因而压气机消耗功

P_c 不变,尾喷口直径 D_e 不变,因而涡轮落压比 π_T^* 不变,由于燃烧效率 η_{cc} 降至 η'_{cc} , T_{3av}^* 下降,涡轮功不足,必须使供油流量 q_{mf} 增至 q'_{mf} 才能保持 n_z 和 D_e 不变。设此时涡轮效率 η_T^* 不变,则

$$q_{mf} \eta_{cc} H_u = q'_{mf} \eta'_{cc} H_u$$

故得

$$\eta'_{cc} / \eta_{cc} = q_{mf} / q'_{mf} \quad (3-63)$$

这时直接根据供油量的变化即可估计 η_{cc} 变化的幅度。

根据可压缩流体热力学第一定律并由于涡轮功不变,故有

$$H_u (q_{mf} - q'_{mf}) = q_{mg} c_{pg} (T_{4av}^* - T_{4av}^{'})$$

经过变换得

$$\frac{T_{4av}^{'}}{T_{4av}^*} = 1 + \frac{H_u q_{mf}}{c_{pg} q_{mg} T_{4av}^*} \left(\frac{q'_{mf}}{q_{mf}} - 1 \right) \quad (3-64)$$

于是得到:

$$\frac{F'}{F} = \sqrt{\frac{T_{4av}^{'}}{T_{4av}^*}} = \sqrt{1 + \frac{H_u q_{mf}}{c_{pg} q_{mg} T_{4av}^*} \left(\frac{q'_{mf}}{q_{mf}} - 1 \right)} \quad (3-65)$$

$$\begin{aligned} \frac{sfc'}{sfc} &= \frac{q'_{mf} / q_{mf}}{\sqrt{1 + \frac{H_u \cdot q_{mf}}{q_{mg} c_{pg} T_{4av}^*} \left(\frac{q'_{mf}}{q_{mf}} - 1 \right)}} = \\ &= \left[\left(\frac{q_{mf}}{q'_{mf}} \right)^2 + \frac{H_u q_{mf}^2}{q_{mg} c_{pg} T_{4av}^* q'_{mf}} \left(1 - \frac{q_{mf}}{q'_{mf}} \right) \right]^{-\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (3-66)$$

据式 (3-64) ~ 式 (3-66), 当 q'_{mf} / q_{mf} 增大时, F' 增大, sfc' 也增大。在实际情况下, 未烧完的燃油在涡轮后不能完全烧完, 而且当 T_{4av}^* 上升时, 常常会放大喷口 D_e 或降低 n_z 以免超温, 因此, 推力 F' 实际上反而降低。

2. 尾喷口直径 D_e 的影响

更换燃烧室时, 设 n_z 和 m_a 不变, 因而压气机功 P_c 不变。若 q_{mf} 不变, 则 η_{cc} 变为 η'_{cc} , 因而 T_{3av}^* 、 T_{4av}^* 变为 $T_{3av}^{'}$ 、 $T_{4av}^{'}$ 。如果涡轮功不变, 需将尾喷口直径 D_e 改为 D'_e 以使 π_T^* 变为 $\pi_T^{'}$ 来保证 P_T 不变才能维持 n_z 不变。因 W_T 不变, 故有

$$P_c = P_T = q_{mg} c_{pg} (T_{3av}^* - T_{4av}^*) = q_{mg} c_{pg} (T_{3av}^{'} - T_{4av}^{'})$$

由此得

$$T_{3av}^* - T_{4av}^* = T_{3av}^{'} - T_{4av}^{'} \quad (3-67)$$

又据热力学第一定律得

$$q_{mf} H_u (\eta'_{cc} - \eta_{cc}) = q_{mg} c_{pg} (T_{3av}^{'} - T_{3av}^*)$$

所以可推出：

$$\frac{\eta'_{cc}}{\eta_{cc}} = 1 + \frac{q_{mg} C_{pg}}{q_{mf} H_u \eta_{cc}} (T_{3av}^{*} - T_{3av}^{*}) = 1 + \frac{q_{mg} C_{pg} T_{4av}^{*}}{q_{mf} H_u \eta_{cc}} \left(\frac{T_{4av}^{*}}{T_{4av}^{*}} - 1 \right) \quad (3-68)$$

下面来估计推力的变化,推力主要是受喷口排气速度 v_e 降至 v'_e 的影响,粗略估计可以认为 q_{ma} 不同于尾喷口变化而改变,因而 q_{mg} 不变,故有

$$q_{mg} = \frac{\pi D_e^2}{4} \rho_g v_e = \frac{\pi D_e'^2}{4} \rho'_g v'_e \quad (3-69)$$

$$\frac{F'}{F} = \frac{v'_e}{v_e} = \frac{D_e^2}{D_e'^2} \cdot \frac{\rho_g}{\rho'_g} = \left(\frac{D_e}{D_e'} \right)^2 \left(\frac{T_e^{*}}{T_e'^{*}} \right) \quad (3-70)$$

如粗略认为 $\lambda_e = \lambda'_e$, 则有

$$\frac{sfc'}{sfc} \approx \left(\frac{D_e'}{D_e} \right)^2 \left(\frac{T_{4av}^{*}}{T_{4av}^{*}} \right) \quad (3-71)$$

上两式即反映了台架上调整 D_e 时引起的 F 和 sfc 的变化。

3. 实测转速 n_z 的影响

试验中发现 η_{cc} 不高, T_{4av}^{*} 偏高时,常常降低转速 n_z ,直至 T_{4av}^{*} 回降至与 η_{cc} 较高的燃烧室的 T_{4av}^{*} 相等时为止。假定两次试验的 n_z 、 T_H^{*} 和 n'_z 、 T_H^{*} 不相等(注意,在台架试车情况下, T_H^{*} 即大气温度 T_0),但涡轮效率 η_T^{*} 和压气机效率 η_c^{*} 都不变,则有

$$\frac{T_{3av}^{*} - T_{4av}^{*}}{T_{3av}^{*} - T_{4av}^{*}} = \left(\frac{n'_z}{n_z} \right)^2$$

于是得

$$T_{3av}^{*} = T_{4av}^{*} + \left(\frac{n'_z}{n_z} \right)^2 (T_{3av}^{*} - T_{4av}^{*}) \quad (3-72)$$

又由两次试验中压气机和涡轮功的平衡得

$$\begin{aligned} T_{2av}^{*} - T_H^{*} &= (T_{3av}^{*} - T_{4av}^{*}) \eta_T^{*} \eta_c^{*} \\ T_{2av}^{*} - T_H^{*} &= (T_{3av}^{*} - T_{4av}^{*}) \eta_T^{*} \eta_c^{*} \end{aligned}$$

因试验时 $T_{4av}^{*} = T_{4av}^{*}$, 两式相消求出：

$$T_{2av}^{*} = T_{2av}^{*} + (T_H^{*} - T_H^{*}) + (T_{3av}^{*} - T_{3av}^{*}) \eta_T^{*} \eta_c^{*} \quad (3-73)$$

以式 (3-72) 中 T_{3av}^{*} 值代入式 (3-73) 求出：

$$T_{3av}^{*} - T_{2av}^{*} = \left[T_{4av}^{*} + \left(\frac{n'_z}{n_z} \right)^2 (T_{3av}^{*} - T_{4av}^{*}) \right] (1 - \eta_T^{*} \eta_c^{*}) +$$

$$T_{2av}^* \left(\frac{T_{3av}^*}{T_{2av}^*} \eta_T^* \eta_c^* - 1 \right) - \Delta T_H^* \quad (3-74)$$

式中, $\Delta T_H^* = T_H^* - T_H^*$ 。设当 n_z 降至 n'_z 时, 供油量 q_{mf} 也降至 q'_{mf} , 则

$$\frac{\eta'_{cc}}{\eta_{cc}} = \frac{q_{mf} \left\{ \left[T_{4av}^* + \left(\frac{n'_z}{n_z} \right)^2 (T_{3av}^* - T_{4av}^*) \right] (1 - \eta_T^* \eta_c^*) + T_{2av}^* \left(\frac{T_{3av}^*}{T_{2av}^*} \eta_T^* \eta_c^* - 1 \right) - \Delta T_H^* \right\}}{q'_{mf} (T_{3av}^* - T_{2av}^*)} \quad (3-75)$$

计算时, 上式中 T_{2av}^* 、 T_{3av}^* 、 T_{4av}^* 、 η_T^* 和 η_c^* 都可采用设计值, 台架上测量了 n'_z 、 m'_f 及 T_H^* 后即可与设计 η_{cc} 对比。

上述三种特殊情况是假定只改变 q_{mf} 、 D_e 及 n_z 中的任一参数。尽量在保证其他参数不变的情况下来评定 η_{cc} 的大小, 这一点在台架上燃烧室试验时是可以做到的。当然台架上试验影响因素多, 实际上并不那么简单, 而且 η_{cc}^* 和 T_3^* 分布也会影响 η_T^* , 因而实际试验时要通过多次试验掌握规律, 总结经验以便判断每次试验结果的可靠性。

台架调试燃烧室时需结合 F 、 sfc 、 D_e 、 T_4^* 及 n_z 的综合变化进行分析。或者保持某些参数不变以孤立研究参数变化的影响。初次调试时要防止火焰后移以免烧坏涡轮。出现火焰后移的征兆是 T_4^* 升高、 sfc 增大、 F 减小以及 n_z 有下降趋势, 因此必须调整 D_e 才能保持 n_z 不变。上述五个参数互为因果关系。

3.6 发动机操纵性的研究

先进飞机发动机除了对性能、耐久性和可靠性等方面要求之外, 还要求具有高的可操纵性, 它表示发动机对油门杆移动的响应快, 不限制油门杆移动的速度, 也就是不失速、不熄火、抗滞止和加力燃烧室全程可调, 允许部件带故障工作, 并在发生空中停车时能成功地再启动。

3.6.1 操纵性包括的主要问题

具有良好操纵性的发动机, 关键是采用足够的部件裕度和较新的技术, 以便极大地减少部件的相互干扰, 从而提高系统的整体性。因此, 必须确定实现操纵性目标所需要的技术要求的准则和特定技术。

评定发动机操纵性主要依据发动机失速情况(可恢复的和不可恢复的)、加力燃烧室异常情况、油门杆响应特性和空中再启动能力。

发动机的操纵性在很大程度上受飞行任务混合的影响, 也就是发动机过渡循环的次数、类型、加力燃烧室启动、飞行区域和飞行机动程度等的影响。

1. 空中启动能力

发动机启动性能直接影响飞机的操纵性和生存能力。发动机启动性能是指发动机在海平面和高空条件下启动和加速到慢车功率的能力。启动的关键要求是加速到慢车功率的时间要短,并能在各种飞行条件下可靠再启动。启动时间长影响飞行的准备,空中启动时间长影响飞机生存力和贻误战机。

基本有三种启动形式,即风车空中启动、低速空中启动和功率辅助低速空中启动。后者是在提供额外功率下的低速空中启动。图3-70示出低速空中启动特性。由图可知,发动机启动时可因涡轮前局部温度过高、涡轮功不足而引起转速增加不起来,形成所谓热悬挂。

解决启动过程的操纵性问题在于通过试验考查各种因素的影响,诸如热负荷、附件载荷、安装位置、燃油种类、大气温度和点火能量等。

改进启动性能的重要措施有:

① 尽量采用低速空中启动和功率辅助启动。启动动作可以在转子转速降低时就开始。由于低速启动在较低的飞行速度下完成,因此有较长的滑翔时间;又因为这种启动是在熄火后很快就进行的,所以熄火时间短。

② 采用静子几何形状可调设计,以减少压比对风车启动能力的影响;进行启动放气,提高启动失速裕度。

③ 采用按高度和飞行马赫数执行函数调节的数字式电子控制系统。这种控制系统可以在很大范围内自动调节,而不需要移动油门杆,使得驾驶员不需要做启动动作就能消除燃油系统的误差,从而保证启动可靠。

④ 由于启动瞬间转轴有附加偏心度,造成压气机叶尖外壳磨损,因此引起启动裕度减小。消除轴在启动瞬间的偏心度可采用多种轴承布局以增大启动裕度。

2. 推力响应

快速的推力响应特性能提高战斗机的起飞、复飞、编队飞行、连续飞行、空中加油和作战能力。标准的发动机过渡时间是:由慢车至军用功率的为 $2.0 \sim 3.5$ s;由慢车至最大功率的为 $3.5 \sim 7.0$ s。设计上提高推力响应的措施有:

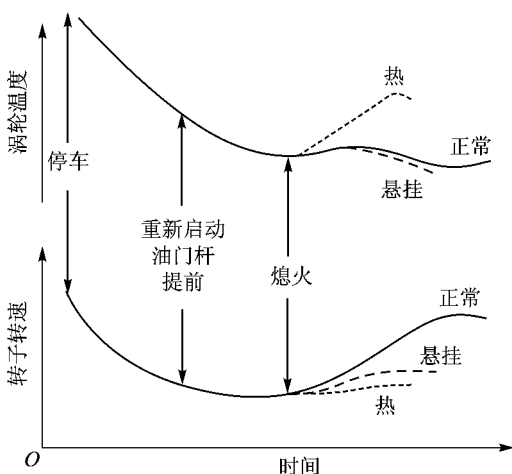


图3-70 低速空中启动的影响

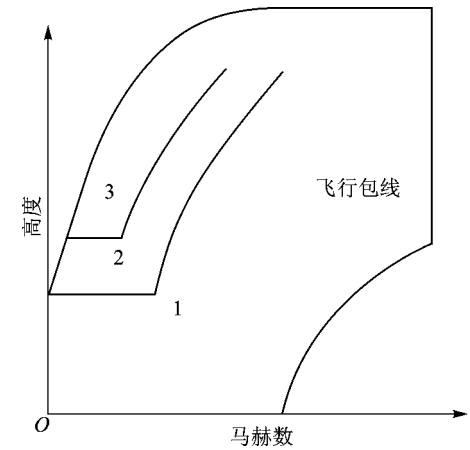
- ① 足够的风扇和压气机失速裕度。
- ② 减小涡轮对快速加速的敏感性,包括改进材料和涂层,采用先进冷却方案。
- ③ 采用加力燃烧室火焰监测器,以点燃部分加力状态,从而更快的由慢车过渡到最大功率状态。

3. 发动机失速

发动机失速对所有先进发动机一直是一个使用限制。涡扇发动机的使用经验表明,各种失速的主要起源是加力燃烧室,虽然加力燃烧室在海平面条件下性能和稳定性可能非常好,但是,当压力和温度降低时,燃烧稳定性就会大大下降,图 3-71 示出一典型涡扇发动机的加力燃烧室在不同飞行包线区域内具有的过渡态稳定性。

(1) 风扇和压气机

在航空发动机设计中,要不断研究稳定性极限,并保证系统工作有足够大的失速裕度来适应扰动和过渡工作条件。图 3-72 示出进气畸变、雷诺数和压气机中的过热等对压气机稳定性的影响。该图还示出能提高压气机工作线的一些变量,主要是过渡加速和控制容差。因此,为防止发生失速应扩大失速裕度。



1—加力燃烧室过渡态稳定性好 2—加力燃烧室过渡态间或不稳定 3—加力燃烧室过渡态可能不稳定

图 3-71 飞行包线内不同区域对加力燃烧室过渡态稳定性的影响

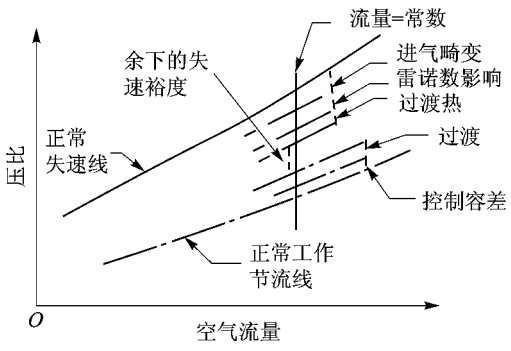


图 3-72 典型压气机稳定性检查

过多的压气机静叶磨损可能造成更多的失速。磨损使静叶内部的位置和作动筒位置可能与设计不同,造成静叶滞后。在高功率状态时,静止滞后过多可以引起发动机压比提高,这会

使风扇失速裕度减小。因此,在加力燃烧室工作时,增大了风扇失速的可能性。所以,压气机静叶磨损过大可能引起更严重的失速。

采用适当几何形状和抗磨材料,采用对静叶位置不敏感的控制方式,使用快速响应探头和减少制造公差,这些方法都能防止非设计点的发动机运转。

(2) 控制部件

军用数字式电子控制系统,在油门杆瞬变之后,限制加速速率。在加力燃烧室熄火时,对尾喷管和燃油系统进行调节,从而使风扇稳定裕度增大,控制加力燃烧室的燃油流量和喷管面积,从而提高加力燃烧室的油气比精度和内涵与外涵分流的精度。

(3) 加力燃烧室

加力燃烧室燃烧稳定性对造成低频振荡燃烧、熄火和失速很重要。试验研究燃烧稳定性的方法是测定燃烧室稳定数 $v/(pTN)$ 随油气比 f 的变化。其中, v 为火焰稳定器通道气流速度, T 为通道气流温度, p 为稳定器尾迹回流的静压, N 为火焰稳定器的宽度。在工作点和稳定边界之间必须有一定的区域,以便允许局部连续压力脉动、燃油调节容差、喷道环过热和其他燃烧不稳定性 (如图 3-73 所示)。

改进加力燃烧室设计和火焰稳定器几何形状 (宽度、顶角和堵塞比) 可提高稳定性; 采用小容积喷雾环, 减少各段加注容积, 采用双点火器防止点不燃, 改善熄火, 都能提高燃烧稳定性。

先进技术的涡扇发动机所遇到的最重要的操纵性问题之一, 是不可恢复的失速。不可恢复的失速是由一个失速开始, 发展成一个旋转失速, 大大减弱了气流的增压能力, 旋转失速在发动机中的危险是燃烧室的燃气温度可能超过涡轮允许的温度限制和转子转速降低到不能自持的程度, 这即是所谓的悬挂失速。如果发动机没有连续点火的系统, 那么, 这种现象就造成熄火, 因此要进行连续的空中启动。

涡扇发动机在高功率状态工作时出现的喘振现象主要是由加力燃烧室产生的。因为它与压气机系统有直接的联系通道, 喘振中断主要是由加力燃烧室低频压力脉动, 其次是主燃烧室空中点火压力脉动。在探测到失速时, 必须切断加力燃烧室的燃油或把它减至最少并打开尾喷口, 以缓和风扇反压, 这样加力燃烧室不工作就消除了失速源。

当发动机在低功率状态失速时, 有可能使转速降得更低, 产生旋转失速喘振。

喘振恢复因子 SRF 表示是能恢复还是不能恢复的, 它表示为

$$SRF = \frac{PR_s - 1}{2Ma} \sqrt{\frac{\bar{V}}{A_c L_c}} \quad (3-76)$$

式中, PR_s —— 失速压比;

Ma —— 轴向马赫数;

$\bar{V}$ ——压气机排气容积；

L_c 和 A_c ——分别为压气机长度和压气机面积。显然,增大压气机排气容积 $\bar{V}$,降低 Ma 和增大失速压比 PR_s 都能提高喘振恢复因子,如图 3-74 所示。

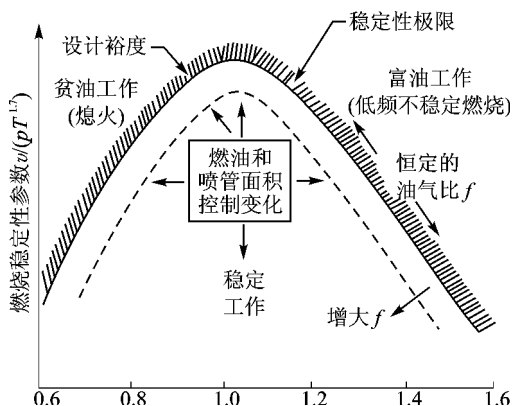


图 3-73 加力燃烧室稳定性

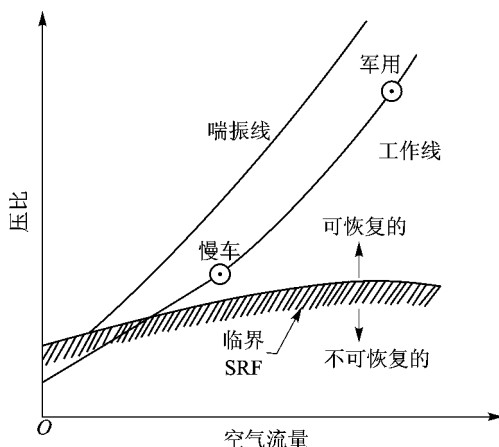


图 3-74 临界 SRF 边界示意图

增加部件裕度可减少失速。尤其是利用低压和高压压气机之间良好的气动力耦合来减少联系通道,从而防止对压气机的压力扰动。采用稳定性好的主燃烧室能防止燃烧室在空中熄火,从而不必要作有可能导致失速的空中点火。

3.6.2 主要试验

1. 操纵性要求

先进航空发动机对操纵性的要求主要有：

- ① 发动机的快速响应 (小的和大的油门杆移动)。
- ② 不受限制的油门杆移动,发动机不失速、不熄火、抗滞止失速、加力燃烧室全程调节。
- ③ 系统对部件故障的容限 (故障安全/带故障工作)。
- ④ 空中启动能力。

2. 主要试验内容

操纵性试验是研究发动机在整个飞行包线内有足够的操纵功能,以便暴露发动机存在的潜在问题。这些试验主要包括在海平面和高空条件下进行几种功能试验。

- ① 台架试验 (动态特性)。
- ② 发动机启动特性和失速线确定试验,地面和空中启动。
- ③ 风扇和压气机特性试验,诸如失速线确定 非设计状态工作 (改变风扇和压气机的可调静子叶片) 畸变影响。

④ 发动机过渡状态考查,如

- 加速(慢车—军用、慢车—最大、军用—最大) ;
- 减速(军用—慢车、最大—慢车、最大—军用) ;
- 过渡试验(军用—慢车—军用 最大—慢车—最大 最大—军用—最大)。

⑤ 主燃烧室稳定性考查,进行地面和空中启动和过渡状态试验,并诱发失速,以保证发动机稳定性良好 确定熄火。

⑥ 加力燃烧室性能稳定性评价,如熄火和低频不稳定燃烧边界、高空稳定边界和畸变影响。

⑦ 失速恢复,在各种高度条件下的诱发失速 如果需要时,发展探测和调节程序。

3.7 各种航空发动机的试验特点

3.7.1 涡扇发动机的试验特点

涡扇发动机通常为双转子或三转子结构。表示多转子压气机工作的主要参数之一是转差率。在规定的工作状态,所要求的转差率或用改变高压压气机功率(调整导向叶片的安装角),或重新分配涡轮级间焓降来得到。

对于涡扇发动机,由于结构上的原因,很难分别测量内、外涵的空气流量,因此,通常是测量发动机的总空气流量。内涵道的双扭线进气道会遮住外涵道的进口,改变了气流通道的性质,因而改变了整个发动机的特性。

对于涡扇发动机,直接测量涡轮前燃气温度 T_4^* 是比较困难的。而且测量的准确性受到热电偶的数量和是否感受到热区、结构上是否允许装热电偶的限制。因此,可以根据沿发动机流道的流量方程和已测得的有关参数来确定 T_4^* ,即

$$T_4^* = \left[\frac{p_3^* \sigma_{cc} \cdot \delta_p}{(1 + f) q_{\text{imacc}}} \cdot q_{\text{imNZ}} \right]^2 \quad (3-77)$$

式中, p_3^* —— 高压压气机出口总压 ;

σ_{cc} —— 燃烧室总压恢复系数,一般取 0.95 ;

δ_p —— 压力场均匀性系数,一般取 0.99 ;

f —— 燃烧室油气比 ;

q_{imacc} —— 燃烧室空气流量 ;

q_{imNZ} —— 高压涡轮导向器换算空气流量、且 $q_{\text{imNZ}} = q_{\text{imNZ} \cdot d} \cdot A/A_d$, $q_{\text{imNZ} \cdot d}$ 为试验上测出的高压涡轮导向器设计点的换算流量, A_d 为测出的高压涡轮导向器设计点的面积, A 为高压涡轮导向器的实际面积。

在地面静止条件下试验涡扇发动机时,其内涵和外涵喷管中的压降会降低到亚临界。这与飞行状态差别很大。为了提高喷管中的压降,可以在高空台温压舱中的发动机进口处加上增压装置,以模拟实际空中工作条件。一种常用的提高进气压力的方法是把外涵排气和内涵排气与大气混合并通过掺混不同的热燃气量来调节温度,此后把掺混所得的适当压力和温度的混气引向涡扇发动机的进口。

另一种模拟涡扇发动机工作条件的方法是在尾喷口装设两个各自独立的扩压器。因为外涵喷管和内涵喷管中压降不同,不可能应用一个扩压器来调节工况。可以从大气中吸入空气引至外涵扩压管中和移动内涵扩压器出口的锥体来改变喷口面积,以进行调节。

对于高涵道比的涡扇发动机,测出的推力应考虑外涵气流、发动机上的元件及其在飞机上的定位销的绕流损失和外涵机罩与飞机元件间的干扰等的影响,它们都是整个阻力中很重要的部分。因此,要在内涵和外涵的喷口截面和风扇出口截面上测量出口冲量。

3.7.2 加力式涡喷发动机的试验特点

试验加力式涡喷发动机时,应测定表征加力燃烧室工作特性的参数。包括:

(1) 加力燃烧室平均余气系数 α_{af}

$$\alpha_{af} = \frac{q_{ma} - q_{mL} - q_{mfcc} q_{m0}}{q_{mfaf} L_0} = \frac{q_{ma} - q_{mL} - 14.7 q_{mfcc}}{14.7 q_{maaf}} \quad (3-78)$$

式中, q_{ma} —— 空气质量流量;

q_{mL} —— 由于不密封和通风系统损失的空气量;

q_{mfcc} 、 q_{mfaf} —— 分别为主燃烧室和加力燃烧室的燃油流量;

L_0 —— 完全燃烧 1 kg 燃油所需的空气量, $L_0 = 14.7$ kg 空气/kg 燃油。

(2) 加力燃烧室总余气系数 $\alpha_{af\Sigma}$

$$\alpha_{af\Sigma} = \frac{q_{ma}}{q_{mf\Sigma} L_0} = \frac{q_{ma}}{14.7 (q_{mfcc} + q_{mfaf})} \quad (3-79)$$

(3) 通过加力燃烧室的燃气流量 q_{mgaf}

$$q_{mgaf} = q_{ma} + q_{mfcc} + q_{mfaf} - q_{mL} \quad (3-80)$$

(4) 加力燃烧室出口燃气温度 T_{eaf}^*

$$T_{eaf}^* = \left[\frac{Kp_e A_e}{q_{mfaf}} y (\lambda_{eaf}) \right]^2 \quad (3-81)$$

式中, p_e 、 A_e ——分别为尾喷管出口压力、出口面积;

$y(\lambda_{\text{eaf}})$ ——尾喷管出口处气动函数;

K ——常数。

$$K = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

对于燃气, $K = 0.03968$ 。

(5) 加力燃烧室燃烧效率 η_{caf}

$$\eta_{\text{caf}} = \frac{\alpha_{\text{af}} (H_{\text{af}^*}^* - H_{5a}^*) + H_{\text{af}}^* - H_0 + (\alpha_{\text{af}}/\alpha_{\text{cc}}) (H_{\text{af}}^* - H_5^*)}{[1 + k(1 - \eta_{\text{cc}})(\alpha_{\text{af}}/\alpha_{\text{cc}})] H_u} \quad (3-82)$$

式中, α_{cc} 、 α_{af} ——分别为主燃烧室和加力燃烧室的余气系数;

$H_{\text{af}^*}^*$ 、 H_{5a}^* ——分别为 1 kg 高温空气在加力燃烧室出口、进口温度时的热焓;

H_0 、 H_{af}^* 、 H_5^* ——分别表示温度为发动机进口温度、加力燃烧室出口温度、进口温度时, 1 kg 燃油与 L_0 空气完全燃烧时产生的纯燃气与 L_0 纯空气在同一温度下的热焓差, 即通称的等温焓差;

k ——主燃烧室未燃尽的燃油以加力燃烧室燃烧效率 η_{caf} 燃烧时烧掉的那一部分;

η_{cc} ——主燃烧室燃烧效率;

H_u ——燃油低热值。

在接通加力燃烧室时, 必须增加尾喷管出口截面面积以防止热阻塞, 因此规定在加力燃油点燃瞬时之前放大喷口, 这使涡轮后静压突降、转速稍有增加。通过调节系统降低涡轮前温度, 可使转速回到初始值。

当接通加力时, 涡轮后静压降得较低或涡轮前最大燃气温度超出允许值时, 应调整延时继电器。台架试车时, 要检查接通和切断加力燃烧室时对压气机气动稳定性的影响。此外, 要在高度速度条件下测定加力点火稳定边界以及熄火瞬间加力燃烧室筒体的机械稳定性, 这时发动机罩内的冷却空气压力比涡轮后燃气压力要高。

3.7.3 涡桨发动机和涡轴发动机的试验特点

1. 涡桨发动机试验特点

涡桨发动机由燃气轮机和螺桨组成。它是属于混合推进的发动机。它的推力是由螺桨产生的拉力和由于空气在发动机里动量增加的结果而产生的喷气推力两部分所组成。螺桨拉力占了推力的绝大部分。

涡桨发动机的当量功率等于螺旋桨发出的换算轴功率 P_{hs} 和喷管所发出的推力的换算功

率之和。在静止条件下，

$$P_{eq} = P_{hs} + 68.2 F_{hs} \quad (3-83)$$

式中, P_{eq} —— 当量功率, kW ;

F_{hs} —— 换算推力, kN ;

68.2 —— 推力换算到功率的换算系数, kW/kN。

P_{hs} 可以通过功率输出轴的转速 n 和该轴在这一转速 n 下传递的扭矩 Q 求得

$$P_{hs} = \frac{Qn}{9549.3} \quad (3-84)$$

式中, Q —— 扭矩, $N \cdot m$;

n —— 转速, r/min 。

在飞行条件下，

$$P_{eq} = P_{hs} + F_{hs} v_F / \eta_{tp} \quad (3-85)$$

式中, v_F —— 实际飞行速度 ;

η_{tp} —— 螺旋桨效率。

采用水力测功器测量扭矩 或者应用弹性测扭轴受扭后产生一扭角, 根据扭角值和标定值求得扭矩值 还可以应用发动机体内减速器内部设置测扭机构, 通过测扭活塞力的变化并依次改变活塞位置、放油量和油压, 依据油压确定发动机输出的扭矩。

涡桨发动机要进行下列专门试验 :

① 由于空气螺旋桨的强烈干扰, 要进行发动机振动和变形的测量。

② 持久试车中, 要在飞机附件满负荷情况下, 检查螺旋桨机械系统, 保护系统以及限扭系统的工作。

③ 螺旋桨由自由涡轮带动时, 应检查增加扭矩和急剧卸载时转速限制系统的快速性。

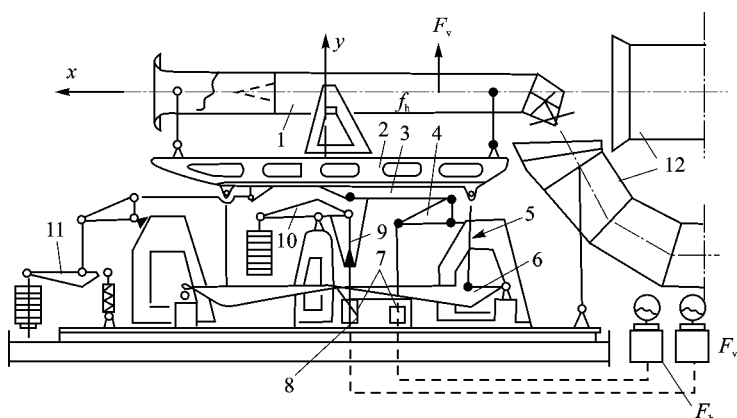
④ 发动机检测扭矩时, 可不检查减速器和承受螺旋桨拉力元件 (止推轴承、轴和减速器壳体) 的工作, 也不试验机械系统和螺旋桨保护系统。

2. 涡轴发动机试验特点

对于涡轴发动机必须测量反作用推力的垂直和水平分量, 当具有两个转动喷管时, 还要测量相对于发动机纵轴的力矩。图 3-75 示出具有一个测力平台的二分力测力装置。垂直作用力 F_v 从测力平台 2 经过铰接支柱 5 和摇臂 6 传到测力计 7 上。水平作用力 F_h 经过拉杆 3、摇臂 4 传到另一个测力计 7 上。两个变换器放在恒温器 8 中。

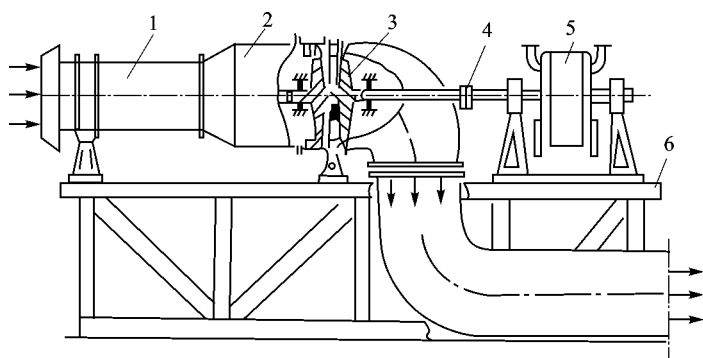
涡轴发动机所发出的功率用液压制动器测量, 如图 3-76 所示。发动机安装在机架 6 上, 其自由涡轮与制动器 5 连接。发动机和液压制动器的同心度应保证有高的精确度。

液压制动试验台能够进行发动机的磨合运转, 测取加负荷特性, 并能进行发动机的全部调整试验。对于起飞, 最大连续和介于慢车与最大连续功率状态之间具有等间隔的两个状态可



1—被试发动机 2—测力平台 3—受力拉杆 4—受力摇臂 5—铰接支柱 6—推力垂直分量测量系统摇臂；
7—测力计 8—恒温器 9—铰接拉杆 10—推力垂直分量校准系统 11—测量推力水平分量的校准系统 12—排气管

图 3-75 具有一个测力平台的二分力测力装置



1—双扭线进气道 2—被试发动机 3—自由涡轮 4—连接轴 5—液压制动器 6—机架

图 3-76 试验涡轴发动机的液压制动器设备

以进行下列试验：涡轮前燃气温度不变时功率—转速关系曲线；转速不变时，功率—涡轮前燃气温度关系曲线。

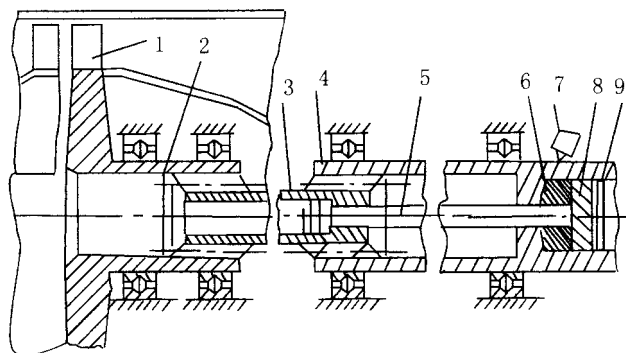
测定涡轴发动机的高度—速度特性时，发动机和液压制动器均放在温压舱内。

涡轴发动机还要进行下列专项试验：

① 最大允许扭矩试验。试验时自由涡轮前燃气温度对起飞状态取最大值；发动机进口滑油温度亦取最大值。测量参数包括：转速、扭矩、涡轮前后燃气温度、发动机进口滑油温度和压力以及自由涡轮轴承温度。此试验是检查发动机及其系统工作的可靠性。

② 检查应急状态下发动机工作的可能性。应急状态后,发动机不应发生什么破坏。同时要检查保证应急状态下工作时所必需的油泵的燃油富裕量。

③ 急剧卸载试验。此试验检查自由涡轮自动限速工作能力,试验时在发动机和液压制动器之间装上使自由涡轮快速脱开的装置,如图 3-77 所示。当弹射弹药 6 爆发时,装在杆 5 上的活塞 8 切断胀圈 9 并立即把弹性轴 3 从与自由涡轮的啮合处脱出。与此同时,自动保护装置发出指令,瞬间地降低燃油供给并防止涡轮飞转。试验时要进行示波,并记录涡轮-压气机转速,自由涡轮转速和喷嘴前燃油压力。



1—自由涡轮 2—胀圈 3—连接弹性轴 4—液压制动器轴 5—杆；

6—弹射弹药 7—电火花塞 8—活塞 9—胀圈

图 3-77 自由涡轮弹性轴脱出装置

习 题

3-1 如何进行发动机工作参数对标准大气条件的换算？写出质量流量 q_{ma} 、转速 n 、推力 F 、功率 P 和耗油率 sfc 的换算公式？说明湿度增加、减少时推力和耗油率如何变化？

3-2 整机试验中如何确定压气机、燃烧室、涡轮特性参数？

3-3 整机试验中,如何测定涡轮前、后的燃气温度？

3-4 试用方框图表示试车台主要系统。

3-5 试归纳试车中主要测量参数。

3-6 进气畸变对发动机工作有哪些影响？试说明进行总压畸变和总温畸变试验的主要设备。

3-7 用简图表示启动三阶段,台架上进行启动试验时要记录哪些参数？炎热高温地带、低温寒冷地区启动有哪些问题？

3-8 通过整机试验可以获得压气机和燃烧室哪些工作特性？

- 3-9 试归纳发动机操纵性主要试验,并说明各项试验主要考查发动机的哪方面特性。
- 3-10 结冰对发动机性能有哪些影响?影响结冰过程的主要因素有哪些?
- 3-11 试说明涡扇发动机涡轮进口温度的确定方法。
- 3-12 用试验方法如何确定涡喷发动机加力燃烧室效率,说明需测量的参数有哪些?
- 3-13 试对比涡桨和涡轴发动机的试验特点?

第 章 可靠性试验

4.1 可靠性概述

4.1.1 发动机可靠性和评定指标

空战技术的需要和发展、燃料价格的上涨、环境保护的要求、市场竞争、高生产率和低费用等的激励作用,对未来发动机提出了性能、可靠性和可操纵性综合发展的要求。发达国家在总结单纯追求发动机高性能,而忽视可靠性与耐久性的历史教训后,提出了在设计发动机时,必须从规定发动机最高性能转向制定更高耐久性要求,其可靠性设计从研制开始就必须贯彻在发动机设计过程中,以及在分析、生产及寿命管理中采取有组织、有步骤地改进措施,以显著地减少发动机在使用期间发生的结构耐久性问题,确保发动机的结构安全,延长使用期限,减少寿命期费用。基于此,形成了发动机结构完整性大纲 (ENSIP)。贯彻实施 ENSIP,即是在可靠性、耐久性和维修性等方面,达到设计要求,提高战备出勤率,确保飞行安全,减少故障。图 4-1 示出发动机结构完整性大纲的范围。

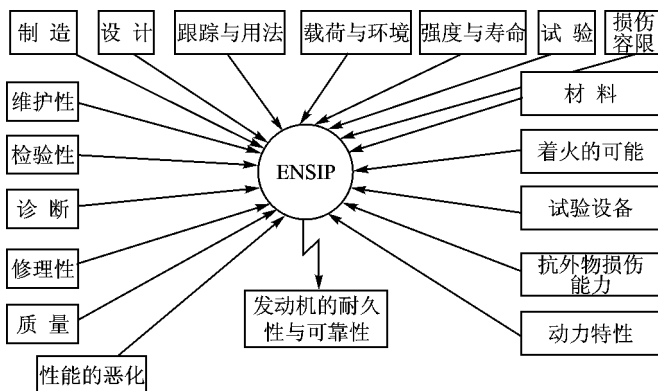


图 4-1 结构完整性大纲 ENSIP 的范围

1. 发动机可靠性

发动机可靠性是发动机在规定时间内、表征特性的所有参数在规定范围内,在规定的使用、技术设备、维修、存储和运输条件下,完成规定功能的能力。

广义地说,可靠性是产品的复杂性质,它与产品的用途、使用条件有关。它是由无故障性、耐久性、维修性和保持性综合组成的。可靠性是一门重要和独立的科学分支。可靠性理论主要是研究结构、工艺和试验等因素对产品可靠性水平的影响。

发动机的可靠性水平由诸多技术要求确定。这些要求的实现由一系列结构设计、制造来保证,并且要进行专门的试验和定期的检验来验证发动机是否符合技术要求。因此,设计、制造和试验是实现所规定的可靠性水平的重要保证。

航空发动机的许多系统,如燃料供给系统、控制操纵系统、调节系统、滑油系统、空气供给系统和排气系统都是复杂产品。它们是由大量流体的、电动的和机械的构件、部件组成的,其可靠性水平不总是符合规定的整个发动机可靠性水平。飞行中,在发动机无故障工作时间内,应保证不间断地供给燃油、空气和滑油,发动机工作参数也应该保持在规定范围内。为了解决这一问题,先进发动机设计中应能在单个构件发生故障时继续保持其功能。

2. 主要评定参数

在贯彻结构完整性设计大纲中,对于军用发动机,其可靠性评定参数应体现战备完好性、任务成功性、维修人力和后勤保障四个方面。对于民用发动机,主要评定可靠性参数包括延误/取消率、航班正点率、提前换发率、返修率和空中停车率等。

美国在《航空涡喷涡扇发动机军用规范》(MIL—E—87231)中规定的可靠性与维修性参数如下:

① 空中停车率 R_{IFS} ,即每 1 000 飞行小时发动机所发生的空中停车的总次数,单位为次/1 000 飞行小时。 R_{IFS} 是表征发动机可靠性的重要参数之一。

② 提前换发率(包括性能恶化超过规定的、综合的以及总的可控制换发率) R_{UER} ,它是发动机在每 1 000 飞行小时中由于发动机故障造成提前更换发动机的次数,单位为次/1 000 飞行小时。它是指非计划之内的换发次数。

③ 关键件综合平均故障间隔飞行小时时间 T_{MFHBF} 。

④ 每飞行小时直接维修工时 L_{DMF} 。

⑤ 空中功率损失率(每小时次数)。

⑥ 外场可换件更换率,每 1 000 小时次数。

我国在《航空涡喷、涡扇发动机通用规范》(GJB241—87)中规定的可靠性与维修性参数如下:

① 平均故障间隔时间 T_{BF} 。

- ② 平均推力 (功率) 下降间隔时间。
- ③ 平均维修间隔时间 T_{BM} 。
- ④ 空中停车率 R_{IFS} 。
- ⑤ 提前换发率 R_{UER} 。
- ⑥ 平均维修时间 T_{MR} 。
- ⑦ 每飞行小时平均维修工时 L_{DMF} 。
- ⑧ 致命性故障间的任务时间 T_{MFHBCF} 。

表 4-1 列出国内、外军用发动机可靠性和维修性参数选择和指标。由表看出：欧洲国家发动机,如 MB8 和 EJ200,在基本可靠性方面主要选择平均故障间隔时间 T_{BF} 、提前换发率 R_{UER} 在任务可靠性和维修性方面分别选择空中停车率 R_{IFS} 和每飞行小时直接维修工时 L_{DMF} 。美国采用的主要指标是 T_{BM} 、 R_{IFS} 、 L_{DMF} 和返修率 R_{SV} 。

表 4-1 国内外军机可靠性与维修性参数和指标

发动机型号	基本可靠性				任务可靠性		维修性	耐久性
	T_{BF}/h	T_{BM}/h	R_{UER}	R_{SV}	R_{IFS}	任 务 失败率	L_{DMF}	寿命/h
M88	> 300		< 5		0. 5			
EJ200	> 100		< 1		<0. 1	<1	0. 5	
F100—PW—100		94		4. 9				
F100—PW—200		147		0. 3				
F404		175		<2	0. 1	<0. 5	1. 2	
F110		175		<2	0. 01	<0. 3	1. 9	
J79—17		74		3. 2		0. 73		
TF34—100		300		1. 6	0. 12	1. 2		
T700—GE—701		303		0. 5	0. 1	0. 2	0. 2	3 050
T58		85		2. 0	0. 2	1. 7	0. 9	2 610
国内某型号	150			0. 1	√ ^①			
国内某型号	> 100		≥0. 4	≥0. 2			≥2	750

①：√表示此参数已选择,而没有数值

民用发动机可靠性评定参数中的延误/取消率是指每 100 次定期航班中,由于发动机原因不能正点开航而造成的延误(延误时间超过 15 min)或航班被取消的次数。目前,采用航班正点率 R_{DR} 表示,即每 100 次航班中,正点开出的航班次数。返修率 R_{SV} 是民用发动机普遍采用

的评定指标,它定义为发动机平均每 1 000 飞行小时返厂修理的次数。美国常用 R_{DR} 、 R_{SV} 和 R_{IFS} 英国常用 R_{IFS} 和 R_{UER} 。表 4-2 列出典型民用涡扇发动机可靠性参数和指标统计。

表 4-2 民用涡扇发动机可靠性参数和指标统计

发动机型号	R_{IFS}	R_{SV}	R_{UER}	R_{DR}	统计时间
CF6—50	0. 010	0. 210		99. 800	1990. 6. 30
CF6—80C2	0. 006	0. 114		99. 873	1991. 2. 28
CFM56—2C	0. 026	0. 114		99. 930	1990. 6. 30
CFM56—3	0. 010	0. 097		99. 960	1991. 2. 28
RB211—524D4	0. 042		0. 070		1990. 11. 1
RB211—535E4	0. 018		0. 029		1989. 6
RB211—524G/H	0. 022		0. 018		1990. 12. 30
PW4000	0. 034	0. 190	0. 087	99. 844	1991. 3. 31
PW2037	0. 030		0. 160	99. 870	1989. 8. 31

3. 发动机寿命

在通用规范中有关发动机寿命的论述包括设计使用寿命、耐久性、经济寿命和有用寿命。

① 设计使用寿命是指规定的总飞行小时数。这是以飞行持续时间表示的使用寿命。同时,在设计使用寿命中还规定了总地面运转小时数、飞行总次数、油门移动次数和类型,如 0—中间/最大—0 油门移动总次数 慢车—中间/最大—慢车油门移动总次数 较大影响寿命消耗的其他油门移动总次数和类型 持续时间。

此外,设计使用寿命中还规定等于或大于中间功率时间 加力燃烧室点火次数和用于加力时间 在飞行包线关键点的时间等。

② 耐久性是指发动机在规定时间周期内抗裂纹生成(包括振动、腐蚀和氢脆引起的裂纹)、腐蚀、恶化、热损失、剥离、磨损以及抗外来物和内来物损伤影响的能力。

③ 经济寿命采用损伤部位的个数和修理成本随循环试验时间而迅速增加来表示。若构件普遍产生不经济修理的损伤,且不修理可能引起影响战备状态的功能问题,这时认为试验件达到了经济寿命。

在设计用法条件下,发动机的耐久性和经济寿命不得低于所要求的设计使用寿命。要通过正确的材料选择以及应力水平的控制。细节设计和防护系统的采用来获得发动机零件的耐久性。

④ 有用寿命是指达到损伤(低循环疲劳、应力断裂和腐蚀)限制前,热端件所要求的寿命,

由于修理或安全方面的考虑,引起零件的更换。

这里所述的热端件是指承受燃烧室出口燃气流的零部件,如火焰筒、涡轮导向叶片和工作叶片等。

相应的未定为热端件的所有零部件均为冷端件。冷端件必须有一个考虑低循环疲劳寿命、蠕变和应力断裂的可用寿命,其值用小时和循环次数表示。

热端件必须要有考虑低循环疲劳、蠕变、应力断裂和腐蚀的可用寿命。

表 4-3 列出设计任务循环次数和不同用途发动机的使用寿命。

表 4-3 设计任务循环

		使用寿命				寿命参数 (1)					
		小 时		任 务							
机 种	部 件	飞 行	地 面 工 作	飞 行	地 面 运 转	0—最大—0	慢车—最大—慢车	巡航—中间—巡航	加力燃烧室 点火次数	加力燃烧室 工作时间/h	等于或大于中间功率时间/h
战斗机	冷端件	4 000	400	3 000	200	3 200	20 000	24 000	17 000	200	800
	热端件	2 000	200	1 500	100	1 600	10 000	12 000	8 500	100	400
轰炸机	冷端件	10 000	1 000	2 500	200	2 700	30 000	30 000	16 000	250	1 800
	热端件	5 000	500	1 250	100	1 350	15 000	15 000	8 000	125	900
教练机	冷端件	18 000	5 400	13 500	1 500	15 000	150 000	150 000	(2)	(2)	3 600
	热端件	9 000	2 700	6 750	750	7 500	75 000	75 000	(2)	(2)	1 800
货 机	冷端件	30 000	3 000	9 000	1 000	10 000	14 000	(2)	—	—	6 300
	热端件	15 000	1 500	4 500	500	5 000	7 000	(2)	—	—	3 000
空气喷气式导弹	冷端件	10	40	1	50	51	600	(2)	—	—	10
	热端件	10	40	1	50	51	600	(2)	—	—	10

4. 1. 2 结构完整性大纲中的试验

发动机可靠性的实现和耐久性的验证是通过各种不同任务和内容的试验来达到的。结构完整性大纲中的五项任务中有三项涉及试验。

- 任务Ⅱ为设计阶段,有发展性试验；
- 任务Ⅲ为部件与核心机试验；
- 任务Ⅳ为发动机地面与飞行试验。

按其试验内容和对象可分为三方面。

1. 冶金和材料试验

该试验的大部分项目在发动机设计之前完成,其主要目的是为设计提供各种材料在其工作环境下的详细性能数据。主要试验项目有:

- ① 拉伸试验、测定材料的屈服、最大强度、延伸率和面收缩率。
- ② 蠕变断裂试验,测定断裂寿命和蠕变速率。
- ③ 热膨胀试验,测定材料的热膨胀系数。
- ④ 弹性模数试验,以温度函数表示材料的动态弹性模数。
- ⑤ 低循环疲劳试验,测定材料循环寿命。
- ⑥ 持续峰值载荷下的低循环疲劳试验,确定材料的蠕变和断裂效应的疲劳寿命。
- ⑦ 断裂力学试验,断裂韧性、裂纹扩展率和临界裂纹长度的确定。
- ⑧ 发动机热冲击模拟试验,模拟涡轮叶片和导向叶片前缘和后缘,进行材料和几何形状的比较。
- ⑨ 高循环疲劳试验,测定应力范围的有关资料。
- ⑩ 氧化和腐蚀试验,测定材料和涂层的抗氧化和抗腐蚀性能。

2. 发动机零部件试验

部件试验开始于设计过程,贯穿于发动机研制始终。它包括设计发展试验和结构完整性验证试验,前者属于支持设计所要求的一些试验,是为设计提供数据、方案选择、寻找和排除故障而必需的;后者用以评定零部件强度、损伤容限、耐久性和动力特性。表4-4列出保证结构完整性的典型部件试验。

表4-4 保证结构完整性的典型部件试验

环 境	试验项目	试验设备	试验目的
高温试验 (包括压力试验)	(1) 涡轮工作叶片和导向叶片的冷却效果和热循环; (2) 火焰筒的冷却和热循环	火风洞 火风洞	传热、温度分布和热循环寿命
振 动 离心加载	(1) 叶片振动特性和应力分布; (2) 叶片疲劳 (适当时可在高温下进行); (3) 气密振动; (4) 管道振动和疲劳; (5) 静止结构的振动和疲劳叶片/盘振动特性 (振动和离心载荷)	电磁激振台 带控制装置和加热器的振动台,电磁激振台,电磁式大型振动台,电磁式大型振动台旋转试验设备	频率 节点振型、弦向和展向应力分布 平均耐久强度和统计分散度 频率和节点振型 频率和耐久性频率、环振型、阻尼振动特性随转速的变化

续表 4-4

环 境	试验项目	试验设备	试验目的
循环加载 (离心力、压力、温度、推力和机动) 和耐久性	(1) 静止和转动部件及分部件的静载荷试验; (2) 静子和转动件及分部件的循环载荷试验; (3) 压力容器 (如轴承座、燃烧室壳体) 的流体静力试验; (4) 压力容器循环压力试验; (5) 螺栓扭矩/夹紧载荷和疲劳; (6) 转子高速旋转试验; (7) 转子循环转速旋转试验; (8) 齿轮箱动态耐久性试验	自适应加载装置 同静载荷试验, 外加循环加载 操纵装置带密封装置的自适应加载装置 同流体静压试验, 循环压力操纵装置, 特种夹具和疲劳试验 台地坑式旋转试验设备 测功器试验台	刚度和应力 循环寿命、修理方法的发展 挠度和应力 循环寿命和修理方法的发展, 扭矩/夹紧力, 螺栓耐久性数据 离心载荷应力 转子寿命验证齿轮箱承载能力 (包括超载)
极限载荷 (要求一次要安全)	(1) 转子超转; (2) 发动机安装系统静载荷试验; (3) 压力容器的流体静压试验 (可高达二倍, 外加温度修正)	地坑式旋转设备同静载荷试验 同流体静压试验	验证转子超转
外物吞咽和冲击试验	鸟和外物吞咽试验	冲击试验台 旋转冲击试验台	静子零件的抗冲击能力, 比较转动零件的设计转动零件的抗冲击能力

3. 发动机试验

发动机整机试验在研制周期的稍后一段时间进行, 包括地面试验和飞行试验。基本目标是确定发动机性能和工作范围, 确定机械结构的完整性, 耐久性和可靠性, 发展维护技术, 提高发动机的成熟性, 提供使用支援, 以及满足规范要求。表 4-5 列出了主要的发动机试验项目。

在涡喷涡扇发动机通用规范中, 除了保证高循环疲劳、转子完整性、外部施加的力和结构试验方面的要求外, 而在低循环疲劳、包容性、振动、发动机压力容器和机匣设计以及蠕变试验方面则要求更加具体、更详细、更广泛。例如, 对盘破裂转速要求在 122% 最大允许稳态下不损伤。

表 4-5 保证结构完整性的典型全机试验

试验项目	设备要求	试验目的
全尺寸风扇	空气流量适宜的遥控海平面静态试验台	风扇部件的性能,包括失速边界,使几何可调程序最佳化 在正常和失速状态下工作叶片和静子叶片的应力
全尺寸压气机	同上	压气机部件性能,包括失速边界使几何可调程序最佳化,在正常和失速状态下工作叶片和静子叶片的应力
风扇/压气机联合试验	气流量适宜的复式驱动海平面静态试验台,能进行遥测	压气系统的总效率和失速特性,传输特性
评价发动机机械强度	海平面静态和高空试验台	结构、转子和结构零件对发动机转速的振动特性
转子的应力和温度分布	同上,能遥测并有引电器装置	证实应力和温度在允许极限内
验证传热特性	海平面静态和高空试验台	证实基础发动机以及流体系统的传热特性符合要求
防 冰	同上	表明发动机满足飞行中防冰要求
外物打伤	有落物窗口的海平面静态试验台	表明发动机能在正常的跑道上工作,或吞咽螺帽、扳手、破布之类外物,而不造成重大事故
水、砂、鸟、冰块和冰雹的吞咽试验	海平面静态或室外遥控试验台	验证或评定燃气路、侵蚀、冷却孔堵塞,包容性,联锁脱开等项目
特别严重情况的试验	海平面静态、室外和高空试验台 高速照相、电视屏、遥测和引电路装置	验证或评定畸变效应,润滑油中断、电气故障、侧风或尾风效应
耐久性	海平面静态或室外试车台	允许进行评定低循环疲劳或应力断裂寿命的加速使用试验

一些影响结构设计的试验,在通用规范中作了进一步明确。例如,滑油中断试验,即在没有滑油情况下,工作 30 s 滑油油箱压力、循环压力/疲劳和检验压力试验 着火—可燃流体管路接头、部件的着火试验 吸冰、冰雹和片状冰块的吸入试验 发电机/交流发电机—超转超温和包容试验 外物损伤,使 3 个第一级叶片在 3 倍应力集中系数下工作。

在定型试车方面,在每台持久试车发动机上进行由 50 个 6 h 阶段的持久试车,使发动机经受高内部燃气温度和循环工作条件难度加大,确保研制出的发动机使用更耐久。

可靠性的试验研究重点在于:

① 进行部件裂纹扩展率研究的试验,确定发动机有裂纹存在但仍能继续工作的时间,从而防止裂纹在使用中扩展到临界尺寸。

② 发动机流道环境的详细快速测量。

③ 深入探讨加速试车的试验方法,未来的加速试车将包括诸如隔圈、盘类有裂纹的旋转

件的运转试验以确定裂纹扩展率,如地坑中做部件的旋转试验。

④ 发展能精确模拟发动机零件在推力循环中的快速温度变化设备,这种设备应在真实条件下运转,以限制驱动功率的要求。

⑤ 建立鉴定机动飞行耐久性影响的设备,即载荷模拟器。

下面将重点论述有关可靠性试验方面的主要试验。

4.2 耐久性考核试车

4.2.1 试车目的和内容

耐久性试车也称持久试车或长期试车,是发动机在飞行前规定试验以及定型试验的重要组成部分。

发动机定型鉴定试验是为生产定型提供依据,它是研制、生产发动机和保证产品质量的重要环节。发动机通过定型鉴定试验来验证该型号发动机是否适于生产与使用,定型试验是在提供定型的发动机和部件上进行的一系列试验、论证与分析的总和,主要考虑性能、结构强度、高空等方面要求,以确保发动机的性能、使用极限、可靠性及适航性。

定型试验主要包括以下6个方面的试验:

- 耐久性试车;
- 发动机附件试验;
- 高空试验;
- 发动机环境和吞咽试验;
- 发动机特性和燃油试验;
- 结构试验。

发动机耐久性试车的内容主要是150 h持久试车及发动机校准试车对规范中规定的性能进行鉴定。通过150 h持久试车来验证发动机性能、使用极限、适航性及可靠性。试车完成后,发动机要分解检查所有零件的磨损和变形,进行微分测量、探伤并记录所有的故障。试车程序应能达到对研制质量考核的目的。试车前后,录取发动机的性能数据,把试车开始前和结束时加以对比,发动机性能衰退(试车后性能恶化)应在规定的范围之内。

150 h持久试车主要是用来验证发动机设计性能以及在规定边界条件及飞行包线范围内的环境条件下结构强度、可靠性及适航性,而不是寿命试车。在150 h持久试车中对于设计规定的边界条件和使用极限,如排气温度极限,最大允许转速,飞行包线中所遇到的最高进气温度及压力,规定的滑油进口温度及压力上、下限,燃油进口温度及压力上下限,允许的抽气极限及功率引出极限等均需进行验证。因此,150 h持久试车对设计要求进行了较严格的全面考

查。至于 150 h 持久试车究竟相当于多少小时寿命尚无确切换算关系。何以定 150 h,据说这是世界公认的鉴定标准。

20 世纪 70 年代后期,随着发动机寿命的增长和飞行技术的发展,发现这种持久试车持续时间较长,而且增加了许多非发动机因素的失败率,并且不能完全反映飞机的真实使用情况,长试后出现的故障模式同到寿以后返厂发动机出现的故障模式不一致,因此用这种 150 h 试车来确定发动机翻修寿命不尽合适。再者,这种耐久性试车方法随发动机寿命增加,试车时数大量增加,试车费用也大大增加,因而提出了采用加速任务试车取代老的试车方法。

目前,我国在发动机改型和某型涡扇发动机研发中仍沿用 1: 1 寿命期持久试车。它是模拟飞行实际,综合出的发动机工作循环,总的有效运转时间和循环次数都达到了预定寿命。全加力和最大状态的高应力高温工况,包括循环时间、循环次数和其他工况都接近使用情况。作为产品质量保障控制检查手段,全寿命持久试车仍被国内外视为是必要和可行的。例如,已设计定型的“昆仑”发动机和正在研发的某型涡扇发动机均采用 300 h 寿命考核试车。一般按 60 阶段,每阶段 5 h,前 270 h 为进气不加热阶段,后 30 h 为进气加热阶段。

下面将概述 150 h 持久试车的具体程序,内容和持久试车结果的评定。有关加速任务试车将在 4.3 节中论述。

1. 持久试车程序

150 h 持久试车主要包括下列三项基本内容:试车前的准备、持久试车程序,试车后分解检查。

(1) 试车前的准备

① 试车前检验。检测发动机净重 在所有发动机电子和电气附件或系统上进行电磁干扰敏感性试验 测量油门杆力矩载荷。

② 校准。检查温度传感系统并确定其校准值。所有燃油喷嘴和发动机控制系统附件在试车台上进行校准 校准发动机,在校准试车时按各项规定确定发动机性能特性。

③ 发动机准备。必须采用检验试车合格的发动机。检验试车前,发动机经过第一次装配,应按要求记录重要的配合尺寸及结构尺寸 预检试车,是发动机磨合过程 分解检查,包括检验、目视检查 and 无损探伤 第二次装配,如更换故障件应重复进行预检试车 终检试车,包括调定高、低压转子转速,录取性能曲线。

(2) 6 h 运转程序

发动机 150 h 持久试车由 25 个阶段组成,每个阶段为 6 h,各个阶段之前停车 2 h。每个阶段的试车按规定的试车程序进行。推力状态改变的时间应算在低推力位置连续时间之内。油门杆的移动时间不得大于 0.5 s,发动机推力由发动机控制器确定。如果发动机无加力装

置,在整个试车过程中应以中间推力代替加力推力。

图 4-2 示出涡喷/涡扇发动机 150 h 持久试车 6 h 阶段的运转程序,共包括 6 个项目的运转。

① 最大推力—慢车推力运转。程序 a (5 min 慢车 + 5 min 最大推力) × 6 次 = 60 min。最大推力期间的末尾,在最大防冰引气量工作 1 min。在第 5、10、15、20、25 五个阶段中,每 5 min 的最大推力状态,用手动控制 3 min。

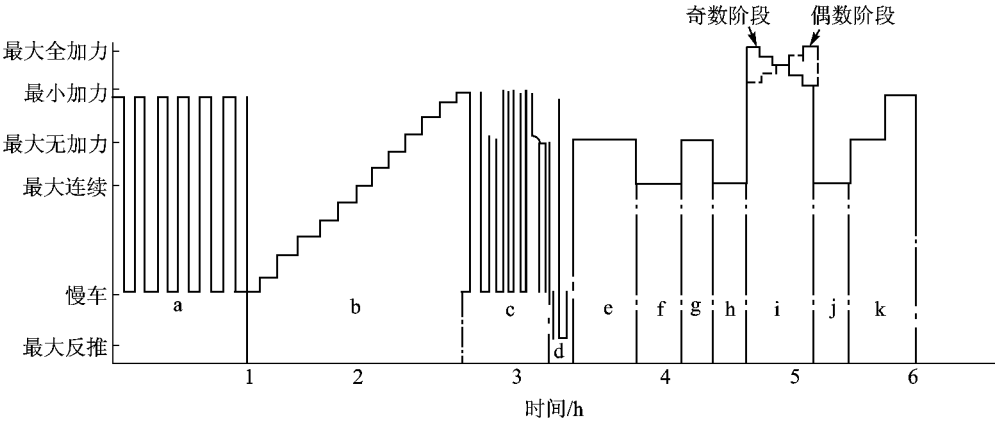


图 4-2 涡喷/涡扇发动机 150 h 持久试车 6 小时运转程序

② 递增转速运转。程序 b, 8 min × 12 点 = 96 min。在最大转速与慢车之间按转速增量大致相等的 12 点运转。如中间出现振动峰值,则应增加峰值振动点的运转时间总数,但在峰值点上的试验时间不应增加到超过递增转速运转总时间的 50%。

③ 推力过渡运转。程序 c, 共 39 min。

- (慢车 4 min + 最大推力 30 s ± 3 s) × 2 = 9 min ;
- 慢车—中间推力位置,当达到最小喘振裕度状态(即转速或燃气温度)时,立即将油门杆拉回慢车位置,3 min × 2 = 6 min ;
- 慢车—最大推力位置,当达到最小喘振裕度状态时,立即将油门杆拉回慢车位置,3 min × 2 + 2 min 慢车 = 8 min ;
- 最大推力—慢车,当达到最小喘振裕度状态时,立即将油门杆推至最大推力,3 min × 2 + 2 min 最大 = 8 min ;
- 中间推力—慢车减速,当达到最小喘振裕度状态时,立即将油门杆推至中间推力,3 min × 2 + 2 min 中间推力 = 8 min。

④ 反推力运转。慢车 1 min + 最大反推力 3 min + 最大推力 1 min + 最大反推力 3 min + 慢车 1 min = 9 min。如果不带反推力装置,则用中间推力代替最大反推力。

⑤ 中间推力—最大连续推力—最大推力。其中：

- 程序 e, 中间推力 30 min, 第 5、10、15、20、25 阶段中, 以手动控制运转 26 min ;
- 程序 f, 最大连续推力 20 min ;
- 程序 g, 中间推力 15 min ;
- 程序 h, 最大连续推力 15 min ;
- 程序 j, 最大连续推力 16 min ;
- 程序 k, 中间推力 15 min + 最大推力 15 min = 30 min。如最大推力时限小于 15 min, 则按其时限运转, 余下时间在中间推力运转。每试车 5 min, 应有 1 min 在最大防冰抽气下工作。

⑥ 调节加力推力运转。程序 i 可调加力推力 $6 \text{ min} \times 5 = 30 \text{ min}$ 。奇数阶段加力递减, 在最大加力与最小加力之差的 80%、60%、40%、20% 及最小加力五个位置运转 ; 偶数阶段的加力递增, 在最小加力、20%、40%、60%、80% 五个位置运转。

(3) 功率分配

150 h 持久试车功率分配为 :

- ① 最小推力 22 h 30 min 中间推力 25 h, 占 31.65% ;
- ② 最大连续推力 21 h 15min, 占 14.18% ;
- ③ 转速递增运转 40 h, 占 26.67% ;
- ④ 慢车 26 h 15 min, 占 17.5% ;
- ⑤ 可调加力推力 12 h 30 min, 占 8.33% ;
- ⑥ 反推力 2 h 30 min, 占 1.67%。

(4) 持久试车的状态参数

① 从程序 e ~ j 模拟稳态飞行工作包线内的任何高度和飞行速度条件下所可能出现的最高总温, 程序 k 模拟所可能出现的最高总温和总压。

② 允许 a ~ d 的正常试车, e ~ j 的热试车和 k 的加温加压试车分别进行。

③ 发动机最高转速在试车开始时调至最低稳态值, 未经使用部门批准试车中不允许再调。

④ 发动机点火系统、红外线抑制及状态监控系统在整个持久试车过程中应处于工作状态。

⑤ 特殊附件 (燃油加热器、指示灯和转换开关等) 应按使用部门批准的试验程序在规定的运转中进行功能试验。

⑥ 进口燃油保持规定的最小压力, 在试车的 5 个连续阶段中燃油进口温度不低于 93°C 。滑油压力调至最高转速时的最低稳态值, 温度不低于 -54°C 。每个阶段完毕应记录滑油消耗量, 校准试车和每个阶段后取油样进行油光谱分析, 应等量补充取出的油样。

(5) 启动

持久试车的发动机至少应启动 200 次,可在持久试车阶段最后进行,启动间隔时间大于 45 min 小于 90 min 10 次假启动和 10 次再启动(停车间隔为 14 min)。

(6) 重新校准

完成持久试车程序后应进行发动机重新校准 温度传感系统重新校准 发动机控制系统重新校准。

2. 发动机的分解检查

- ① 分解清洗。发动机零件清洗前、后进行检验和目视检查。
- ② 测量记录零件主要尺寸。
- ③ 无损检测。

在两次检验后应完成下述资料 故障检查表,缺陷件统计表,附件或系统技术状态鉴定表,记事及试验履历,油光谱分析报告等。

4.2.2 试车结果评定

符合下列要求时才能认为发动机持久试车满意完成。

- ① 两台发动机全部完成持久试车。
- ② 重新校准试验,耗油率增加应小于 2.5% 燃气温度上升在允许范围 全部符合其他规定的性能要求。
- ③ 使用部门认为持久试车的发动机及其配套的附件在持久试车结束时工作正常,重新校准时性能无恶化,分解检查未发现有零件损坏或即将损坏。

应当说明,美国军用规范规定定型试验用 2 台发动机各经受 150 h 持久试车。对飞行前规定试验的发动机持久试车按上述循环只进行 60 h,它包括两个部分:

- 第一部分有 8 个循环,使用环境温度的燃油和空气;
- 第二部分有 2 个循环,燃油滑油和进气条件与定型试车相同。

另外,在持久试车每阶段内发动机不能停车。在阶段结束之前,由于发动机系统或零件损坏而造成停车的情况下要取消试验 如因台架设备损坏而中途停车,经排故后可继续进行,飞机附件的损坏不成为取消试验的原因。

4.3 发动机加速任务试验

4.3.1 加速任务试验的由来

加速任务试车的概念源于加速寿命试验,在可靠性工程中,对长寿命、高可靠性产品采用了加速寿命试验。其目的是用强化应力的方法加速构件失效、缩短试验时间,以便在较短时间内预测出构件在正常应力作用下的寿命特征。同时还可用作构件和材料筛选、确定产品的安全余量等。加速寿命试验的依据是故障(失效)物理学建立起来的故障模型。

近20年来,由于设计水平和维护能力的提高,高可靠性技术体系使航空发动机寿命提高了2~4倍。前述的持久试车要求大量时间并耗费巨大,这样不可避免地限制了寿命的提高速度。因此,为了缩短台架寿命试车时间,加速发动机的磨合,惟一可能的就是在规定寿命期内进行加速任务试车,它可以使与长期使用相关的结构及加工方面的故障有效地暴露出来。加速试车的作用与发动机过渡到外场使用直接相关,因为过渡到外场使用必须保证产品有较高的技术寿命。

加速试车的方法是对有理论依据的合理性试验或有可能进行的一些基本试验的总结。采用何种具体的加速任务试车,这取决于很多因素,涉及结构的复杂性和重要程度,它的价值、寿命损伤过程的研究程度,台架装置的可行性以及在试验和其他情况下所要解决的问题。

外场使用的许多发动机暴露出的大量可靠性和耐久性问题,说明通过定型150小时持久试车并未能保证发动机的可靠性。1973年美国海军首先在TF41研制计划中采用了代表飞机实际使用情况的新的试验循环。这一思想随后被广泛地用于其他发动机研制计划中。已有多多种加速试车的名称,诸如加速低循环疲劳试车、模拟使用试车、加速使用试车、模拟任务耐久试车、加速任务耐久试车和加速任务试车等。目前已采用加速任务试车为标准缩名,其定义为:在地面试车设备上上进行一种模拟外场使用情况的缩短时间的发动机试车,其循环包括组合飞行任务中出现的全部重要的油门变换和高功率工作时间。

20世纪70年代,苏联采用了加速等效试车,它是用加大载荷、热冲击、大功率状态、共振状态及增加疲劳循环次数等,使发动机零部件和整机在相当短的试车时间内暴露出来的结构问题与全寿命试车有相同的结果,即两种试车中零部件损坏的几率是相同的。其概念和研究方法与美国存在一些差异。

加速任务试车中使用了加速系数的概念。它定义为:实际使用时数与加速任务试验时数之比。加速系数随发动机使用情况及设计余度而异,一般说来,轰炸机或运输机发动机要大些,歼击机和战斗机发动机要小些,典型值如表4-6所列。

表 4-6 典型飞机发动机的加速任务试车加速系数

飞 机	发动机	加速任务	加速系数
A—10	TF34—100	模拟使用试验	2
A—7	TF41	加速模拟飞行寿命	2
F—16	F100	加速任务试验Ⅳ	3. 1
F—5E	J85—21	低循环疲劳寿命	2. 0
B—1	F101	加速任务试验Ⅱ	8. 6
F111	TF30	加速任务试验	2. 3
F—4	J79	400 h 加速任务 (相当 1 200 h)	3
F—18	F404—GE—400	800 h 加速任务试验	3. 3

我国从 70 年代末开始进行加速任务试车研究,参照苏联一些做法,在涡桨及涡喷发动机上,综合模拟了断裂、高循环疲劳、低循环疲劳、腐蚀和热疲劳等影响因素进行加速模拟试车,并取得一定进展。

事实证明,加速任务试车已经成为发动机研制过程中考核发动机可靠性和耐久性的有力手段,美国新版发动机结构完整性计划中已用它取代原先的 150 h 持久试车。

4.3.2 加速试车基本理论

加速任务试车是建立在构件失效的物理模型基础上的。产生故障的原因来自于氧化、析出、扩散、磨损和疲劳等因素的作用,当构件中有害的反应持续到一定限度即发生故障。因此,构成加速任务试车的理论基础可概括为下列诸模型:

- ① 损伤累积模型。
- ② 熵的等效准则。
- ③ 静力机械载荷作用下的持久寿命模型。
- ④ 循环载荷作用下的持久寿命模型。
- ⑤ 硬化过程的持久寿命模型。
- ⑥ 磨损的简化模型(腐蚀和磨损模型),包括粘性磨损、弹性接触磨损、塑性接触磨损及腐蚀耗损。
- ⑦ 几种损伤模型的叠加模型。

根据试验和工程分析可概括为综合两类。

1. 反应论模型

反应论模型包括阿伦尼斯模型、多林模型、幂律模型和广义艾林模型。

(1) 阿伦尼斯模型

阿伦尼斯模型来源于大量化学反应数据而总结与发展起来的,表示出反应速率与温度呈指数关系,推广到可靠性研究中时,寿命服从于指数分布规律,即

$$K = \lambda e^{-B/T}$$

加速系数 τ_L 可表示为:

$$\tau_L = \exp\left[-B\left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0}\right)\right] = \exp\left[-B\lambda\left(\frac{1}{T}\right)\right] \quad (4-1)$$

式中, K ——零件退化速度;

λ ——频率因子;

B ——温度退化指数;

T ——加速时温度;

T_0 ——工作温度。

(2) 艾林模型

在温度和应力同时作用下,采用艾林模型,即

$$K = \frac{dX}{dt} = \lambda Te^{-\frac{B}{T}} S^a \quad (4-2)$$

式中, X ——退化量;

S ——应力水平;

a 一般为 3 ~ 4 当退化量达到规定的值 X_{sp} 时,于是可得

$$X_{sp} - X_0 = \lambda Te^{-\frac{B}{T}} S^a L$$

加速系数 τ_L 为

$$\tau_L = \frac{L_0}{L} = \left(\frac{S}{S_0}\right)^a \left(\frac{T}{T_0}\right) \exp\left[-B\lambda\left(\frac{1}{T}\right)\right] \quad (4-3)$$

(3) 幂律模型

对于滚珠轴承疲劳及钢材料断裂等,当具有作用时采用幂律模型,其幂律模型的退化速度为

$$K = \frac{dX}{dt} = \lambda S^a \quad (4-4)$$

当退化量达到规定的 X_{sp} 值时,加速状态下的产品寿命 L 为

$$\begin{aligned} X_{sp} - X_0 &= KL \\ L &= (X_{sp} - X_0) / K \end{aligned} \quad (4-5)$$

在标准状态下的产品寿命 L_0 为

$$L_0 = (X_{sp} - X_0) / K_0 \quad (4-6)$$

寿命加速系数定义为标准状态下与加速状态下寿命之比:

$$\tau_L = \frac{L_0}{L} = \frac{K}{K_0} = \left(\frac{S}{S_0} \right)^a \quad (4-7)$$

即加速系数取决于加速应力水平与正常工作时应力水平之比的某一幂次。

如果加速系数定义为故障比,则得故障率的加速系数为

$$\tau_L = \frac{\alpha}{\alpha_0} \quad (4-8)$$

式中, α, α_0 ——分别为加速时故障率和正常工作时的故障率。

如果零件寿命服从威布尔分布时,则

$$\tau_L = \frac{L_0}{L} = \left(\frac{\eta_0^m}{\eta^m} \right)^{\frac{1}{m}} = \frac{\eta_0}{\eta} \quad (4-9)$$

式中, η_0, η ——分别为威布尔分布的正常工作时特征寿命和加速时特征寿命;
 m ——形状参数。

2. 退化模型或损伤累积模型

该模型描述材料受循环应力的退化过程。在这类模型中线性损伤累积模型得到广泛的采用,其原理为迈纳原理,它假定应力水平的变化并不改变构件退化或失效机理,只要材料内积累的能量达到一定值就会引起构件失效。因此有

$$\sum \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (4-10)$$

式中, n_i ——材料在循环应力 S_i 作用下的工作循环数;

N_i —— S_i 作用下的循环寿命,它可以从材料的 $S-N$ 曲线得到。

4.3.3 加速试车方法

1. 加速试车方法分类

根据加速方法的不同,加速任务试车分类如下(如图4-3所示):

① 减缩试车,即从试车程序中剔除较低的稳定状态,以及将交变状态按持久强度和低循

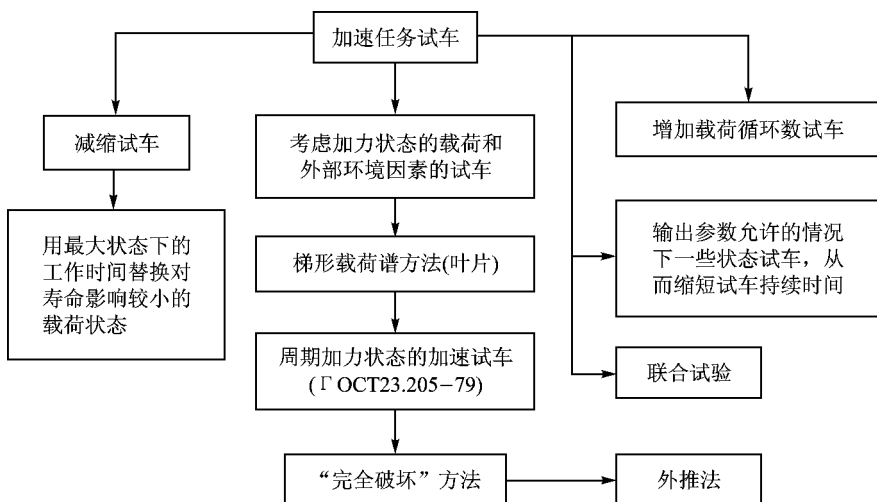


图 4-3 根据不同加速方式的加速任务试车的分类

环疲劳等效到最恶劣的稳定及交变载荷状态。

② 提高在单位时间内的循环数试车。

③ 加强载荷状态试车 (与实际使用相比,在载荷、速度、温度及其他一些性能参数值较高的情况下产品要达到的功效)。在发动机进行加强试车时,温度是最基本的加速要素。在温度的影响下,材料的力学性能会发生变化,断裂应力极限下降,碰磨加剧,老化加速等。

阶梯型载荷 (叶片) 以及带有周期性加强状态的加速任务试车是加强试车方法的一种方式。叶片采用加速任务试车方法能够在持久试车时间缩短 30 ~ 70 倍的情况下,给出用金属和合金制造的产品和样品的耐久极限。这些金属和合金的屈服疲劳强度曲线存在一个平直段。

带有周期性加强状态的加速任务试车用在加力状态下,这种试车还被推广到其他产品,它们的故障模式应是由部件逐渐积累的磨损所引发的。通常表现为控制参数发生单调的变化。这种方式还没有应用到复杂的产品,因为它们不能靠单一参数表征其极限状态。

“完全破坏”的方法是建立在损伤线性累积和后期寿命损耗,不取决于载荷历程的原则上。

减缩持久试车还要考虑某些装置与技术条件中规定的相比刚性较强以及输出控制参数的容许偏差。

在一些组合的加速任务试车中通过几种方法的配合来达到加速效率。

2. 加速试车方法

航空发动机加速任务试车中可以采用不同的加速任务试车的依据,其中包括制定加速试车程序的静力方法、耐久性方法和采用按时间预测的等效原则。

(1) 静力方法

静力方法用于评定交变工作状态下发动机的可靠性。发动机某一状态下的可靠性取决于它的寿命消耗,而与其寿命无关。加速试车中按寿命的静力方法来确定加速任务试车的状态有一定优点,先决条件是要有大量的一般性的故障类型。实际上寿命的静力方法本身就综合了故障发生的物理过程,故障发生位置,并要求有大量的故障发生区间内的信息。这些故障应是比较重大的,在外场使用中很少发生的。因此,静力方法广泛用于加速任务试车程序编制的强度方法中。

静力方法应分析寿命耗尽的影响因素并确定载荷与可靠性的相互关系。减缩持久试车就是保证排除对寿命损耗影响较小的状态,增加对限制目标发动机的寿命零件影响较大的状态工作时间。

(2) 耐久性方法

在耐久性基础上,发动机加速任务试车程序编制的主要特点是:

① 增加大状态工作时间。

② 工作转速区间的工作时间呈阶梯状。

③ 有足够的过渡状态,如从起飞到着陆状态、加速状态、在起飞和慢车状态逐步减小气流的过程、反推力状态和在慢车状态油门杆的移动。

考虑到长时间工作时其损伤与持久强度有关,因此在加速及持久试车中应把最薄弱部件(通常为第一级涡轮工作叶片)作为等效的强度储备。

通常,加速任务试车在最恶劣的条件下进行,如起飞状态,持久试车按下列公式给定:

$$\tau_y = \tau_1 \left[1 + \left(\frac{K_1}{K_{2i}} \right)^{m_1} + \left(\frac{K_1}{K_{3i}} \right)^{m_1} + \cdots + \left(\frac{K_1}{K_{si}} \right)^{m_1} \right] = \tau_1 \sum_{i=1}^{S_1} \left(\frac{K_1}{K_i} \right)^{m_1} \quad (4-11)$$

式中, τ_y ——加速任务试车时间;

τ_1 ——试车程序中起飞持续时间;

K_1 ——起飞工况下叶片强度储备;

K_i ——第 i 种工况下的叶片强度储备, $i = 1, 2, \cdots, S$;

m_1 ——表示温度 T_1 时材料持久强度“应力-时间”的关系式中的指数;

$\sigma^{m_1} \tau = \text{常数}$;

m_1 ——起飞状态的 m_1 值, $m_1 = m_1, m_2, \cdots$ 。

工作转速段内的阶梯工作时间是为了考查发动机承受交变载荷的能力。最大应力通常发生在共振状态下。由于一般情况下各阶梯间转速相差不应大于 10% (叶片及其他零件的绝对转速差值在 5% ~ 10%)。每一个台阶的工作时间应保证达到持久极限,即满足 $(1 \sim 2) \times 10^8$ 个循环。

加速任务试车还应考虑：

① 为暴露低循环疲劳和热疲劳强度诱发的故障，在加速任务试车时要考虑加入在外场使用中会遇到的某些不稳定状态。

② 制定加速任务试车程序时，还要考虑具体的发动机外场飞行条件，如飞行速度、飞行高度、航程及大气条件等。

③ 加速任务试车只是暴露发动机某些部件的强度不足，没有考虑到材料老化及磨损等因素对寿命的影响，因为发动机部件及装置并不总是在最恶劣条件下发生故障的，而是经常与材料老化和磨损有关。加速试车经验表明，对于确定某些部件寿命的可能存在的缺陷，如轴承、齿轮、附件及其他一些装置，加速任务试车还有一定的限制和不足。

④ 按时间编制的试车方法，是建立在对损伤累积过程的规律或是对该累积过程的初始阶段的故障做出正确评定的基础之上的。

(3) 预测方法

在寿命损伤的初始阶段，对表征可靠性的参数的变化速率应进行分析，通过时间上外插的办法可以预测监测区间内参数的变化，直至得到极值。

采用预测方法有以下前提：

① 假定上述试车中已知分析项目对参数变化的依赖程度和它在工作时间内的分布。

② 在整个参数变化过程中，这种关系一直保持到能得到它们的极限值。

③ 从过程形成开始至达到极限值为止的整个过程中，表征参数在工作时间内变化情况的函数是单调的，且一阶可导。

④ 对参数变化的统计分析要求具有大量的试验数据和资料。

如果持久试车的时间占发动机寿命的百分比不低于 40% ~ 70%，则持久试车在时间上的外插可以保证可靠性评估有足够的精度，并且能提高试车周期。在时间上外插方法可用于对寿命参数变化的定性评估，这种参数变化特性可以很好地应用于模拟条件下，相似目标参数变化特性的评估以及有足够依据的发动机工作过程的数学模型的评估。

加速任务试车的研究和实践表明：

① 预测方法不能完全保证所有主要零部件加速和持久试车的等效性，不可避免地降低加速任务试车方法可靠性验证的可信度。

② 加速任务试车的拟定在不考虑外场使用过程中空气环境差异时，可以对一种典型的持久试车方案进行定性分析。

③ 选择加速任务试车目标和状态最佳值的基础是建立发动机部件寿命损伤模型。

④ 由于加速任务试车没有考虑试车与发动机的设计、加工、批生产、投入使用和维修的联系，从而不可避免地降低了寿命试车的效率。

⑤ 已有的加速任务试车方法还不能完全有效地评定发动机最终的可靠性问题，因此，不

断改进加速任务试车仍是十分迫切的问题。

4.3.4 加速任务试车程序的确定

加速任务试车能暴露与发动机结构耐久性有关的大部分故障,如应力断裂、蠕变、低循环疲劳、高循环疲劳和某些与侵蚀及磨损有关的故障,但是并不能包括所有的故障损伤形式,特别是影响某些零部件(轴承)寿命的因素,如发动机总运转时间和机动飞行载荷(包括惯性力和陀螺力矩)等因素。在地面台架试车中这些条件是难以完全模拟的。发动机附件和控制部件的寿命主要与发动机总运转时间有关,一般是由台架试验来进行设计验证的。整机加速任务试车着重于考核发动机的热端部件,对于冷端除在整机试验中考核外,还可以通过部件考核试验来验证。此外,关于侵蚀、外物击伤、腐蚀和季节性影响等要用专门模拟环境试验来考核。

研究和制定试车任务循环时,首先必须弄清考核对象及其主要的故障模式,加速试车中的相应试验手段。其次,必须了解实际的使用任务。

1. 影响因素

影响发动机耐久性的因素很复杂,各个零件工作不同、损坏形式也不同,其主要零部件的损伤形式概括为:

- ① 燃烧室主要损坏形式为裂纹、翘曲、变形和烧穿 损坏原因有工作温度高、轴向温度不均匀、启动和加速时温度变化大。
- ② 涡轮盘和压气机盘损坏形式为低循环疲劳损坏 主要原因是温度应力和离心力。
- ③ 涡轮工作叶片损坏形式为热疲劳裂纹、蠕变伸长断裂 损坏原因有工作温度高、振动和热冲击(即点火启动引起温度急剧变化)。
- ④ 风扇和压气机工作叶片损坏形式为疲劳裂纹 损坏原因有颤振、共振和外物损伤。
- ⑤ 轴承和齿轮损坏形式为剥落 主要原因是接触应力。
- ⑥ 导管和吊架损坏形式为疲劳损坏 造成原因主要是振动。

例如,涡轮盘在加热和冷却过程中,轮缘和轮毅温差很大,产生的热应力是构成低循环的主要成分,如图 4-4 所示。影响主要零部件寿命的因素及试车中的试验方式如表 4-7 所列。

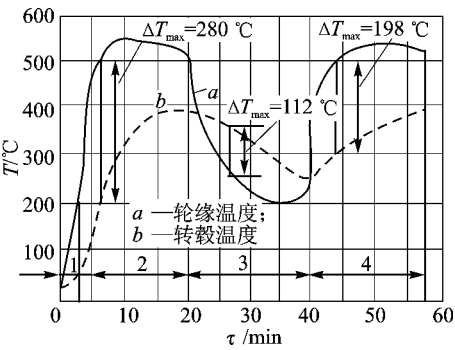


图 4-4 过渡状态下涡轮盘温度的改变

表 4-7 影响零部件寿命因素及加速任务试车中相应的试验方式

影响寿命因素 零件名称	持久强度	磨损与接触应力	疲劳强度	重复静载荷	热冲击
	在加速任务试车中的试验方式				
	最大工况	最大工况与临界转速	共振转速与临界转速	启动、加速、反推力 接通加力燃烧	
涡轮工作叶片	+		+	+	+
涡轮导向叶片	+		+	+	+
涡轮工作叶片榫头	+	+	+	+	
涡轮盘	+		+	+	+
压气机工作叶片			+	+	
整流叶片	+		+	+	
压气机工作叶片榫头		+	+	+	
压气机盘、轴	+		+	+	
压气机机匣	+		+	+	
涡轮机匣、燃烧机匣	+		+	+	+
轴承、齿轮、花键		+	+	+	
支 承	+		+	+	
管道附件		+	+		
螺纹联结件	+		+	+	+
反推力			+	+	+
壳 体	+		+	+	

2. 加速任务试车程序的制定

制定加速任务试车程序的主要原则如下所述。

(1) 各种工况下都出现的影响因素

对于各种工况下都出现的影响寿命因素,加速任务试车中应根据实际工作各种工况之配比来确定其在循环中的时间。这些因素包括持久强度、接触剥落、在轴向力作用下轴承工作能力和磨损等。例如,取决于持久强度的寿命,试车循环中的时间可根据强度储备相等的原则来计算。如果某零件在最大起飞、最大连续和最大巡航三种状态下相应的最大应力为 $\sigma_{\max 1} > \sigma_{\max 2} > \sigma_{\max 3}$, 工作时间分别为 $\tau_1 < \tau_2 < \tau_3$, 工作温度为 $T_1 > T_2 > T_3$, 其材料所对应的持久强度

为 σ_{en1} 、 σ_{en2} 、 σ_{en3} ，对于每种状态下的强度储备为

$$K_1 = \frac{\sigma_{en1}}{\sigma_{max1}} \quad K_2 = \frac{\sigma_{en2}}{\sigma_{max2}} \quad K_3 = \frac{\sigma_{en3}}{\sigma_{max3}} \tag{4-12}$$

如果试车中用最大起飞来模拟其他两种状态，当仍保持强度储备 K_2 和 K_3 时，则在 T_1 条件下换算持久强度为

$$\sigma'_{en1} = K_2 \sigma_{max1} \tag{4-13}$$

$$\sigma'_{en2} = K_3 \sigma_{max1} \tag{4-14}$$

根据 δ'_{en} 、 δ''_{en} ，从温度为 T_1 的持久强度曲线（如图 4-5 所示）分别查出它们所对应的时间 τ'_1 及 τ''_1 ，那么循环中总考核时间应为

$$\tau = \tau_1 + \tau'_1 + \tau''_1 \tag{4-15}$$

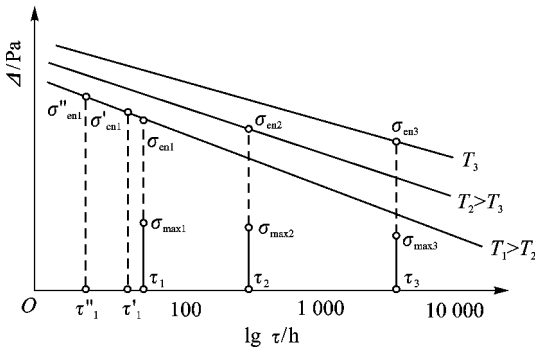


图 4-5 等效时间的确定

(2) 某些工况下出现的影响因素

对于只限于某些工况下出现的寿命影响因素，这些载荷重复了一定次数后零件就损坏，例如热疲劳、振动疲劳和重复性静载荷等，加速任务试车循环中，应使其包含这些因素的工况，在次数上和时间上与使用任务相同。

① 高循环疲劳零件，如压气机叶片、金属导管和壳体等，其寿命取决于疲劳极限或疲劳强度，如钢料的疲劳极限循环数为 10^7 。发动机如在 6 000 r/min 的转速下考核只运转 28 h，但是对于有色金属疲劳强度循环数为 $10^7 \sim 10^8$ ，需要更长运转时间才能满足考核要求。通过规范中规定为 3×10^7 次循环。

② 结构对于激励的基频或谐频产生共振响应时，振动应力达到最大，发动机工作时只允许瞬态过渡过程迅速通过，而不允许在这些点上停留。因此试车循环中要包括实际使用中转速过渡的总次数和相应的转速变化率。对于关键的共振状态，应在试车中延长停留时间以便考核其可靠性。

③ 低循环疲劳，加速任务试车中载荷循环次数和特点应与使用中情况相同。主要的类型

为从0—最大—0的Ⅰ型循环,用来考核受热冲击的零件(如火焰筒、涡轮叶片、盘和尾喷管等)和受重复静载荷的零件(如支座、机匣和叶片榫头等),在起飞状态下保持不少于2 min以便充分加热盘件,各阶段之间有足够的时间来冷却盘。

对于加速与减速,用来考核承受温度应力的涡轮盘强度,封严篦齿的耐磨性(因冷、热引起间隙变化而造成磨损)。

对于周期性接通与断开工作,用来考核加力燃烧室、反推力装置、可调尾喷口的热冲击、重复静载荷以及磨损敏感的零部件。

对于较长寿命发动机的试车,将复杂的飞行使用循环折算成试车用标准应力循环以便缩短试车时间,但还需取得发动机的实际飞行应力剖面。将此剖面分解成单个的应力循环,用修正的古德曼图,将次循环换算成0—最大—0的主循环,利用S-N曲线和迈纳原理,将复杂飞行的若干种循环,通过疲劳损伤线性叠加,即可折算出一次飞行用标准应力循环表示的疲劳损伤,其数学表达式为

$$n_{st} = \sum \left(\frac{\sigma_b / 1.1}{\sigma_{st}} \cdot \frac{\sigma_{imax} - \sigma_{imin}}{\sigma_b / 1.1 - \sigma_{imin}} \right)^p \tag{4-16}$$

式中, n_{st} ——起飞状态下的标准应力循环次数;

σ_{st} ——标准应力循环的最大应力;

σ_b ——材料的极限强度;

σ_{imax} 、 σ_{imin} ——第*i*个循环的最大、最小应力;

p ——材料常数,一般取 $p = 5.28$ 。

3) 载荷变化影响不大

对于发动机工况改变下载荷变化而影响不大的零部件,如轴承齿轮等,它们的寿命取决于接触应力和磨损,即使在起飞状态下工作,所需试验时间也缩短不多。这些零部件只有用增加载荷的办法来缩短试验时间,但是这要求积累充分的试验资料并建立有效的故障模型。例如轴承,可用增加卸荷腔压力来增大其轴向力。表4-8列出径向止推轴承<5 000 h等效寿命的轴向载荷系数K的值与等效试验时间的关系。

表4-8 增大轴向力对轴承等效试验时间的关系

增大的轴向力与原轴向力的比值 K	1. 03	1. 06	1. 10	1. 20	1. 30	1. 40	1. 50	1. 60	1. 80	2. 00
等效试车时间/h	1 125	1 000	900	680	550	400	340	255	130	125
实际使用时间 等效试车时间	4. 44	5	5. 55	7. 35	9. 10	12. 5	14. 7	19. 6	27. 8	40

对于齿轮可用减少齿轮接触面积增大接触应力的办法进行加速等效试验。还可以在燃油

及滑油中添加附加剂增强磨损作用来达到加速寿命试验目的。但这些方法适合应用于部件考核中,若在整机加速任务试验中应用则有局限。

(4) 不能用一种载荷模拟多种作用因素

加速任务试验中,若不能用一种载荷来模拟多种作用因素,则在大多数情况下,制定循环时只模拟影响强度及寿命的主要因素。例如工作叶片很少出现气动弯曲损伤,如出现气动颤振,应从发动机工作范围内排除,因此多数情况下只模拟疲劳损坏这一主要因素。

4.3.5 典型加速任务试车举例

综上所述,加速任务试车程序中,应考虑在一次完整飞行循环中所经受的最恶劣瞬变条件,包括全部大功率状态、加速和减速状态,而删去对持久强度、低循环疲劳强度和热冲击等影响不大却占时很长的巡航状态。

必须考虑发动机使用的各个方面,如空中飞行任务、地面调整试车和地面台架试车等;飞行测量数据和试验站记录数据等 现有使用任务调查情况。根据搜集的任务剖面组成综合任务剖面,然后运用优化法删除次要成分,制定出试车循环,如图 4-6 所示。

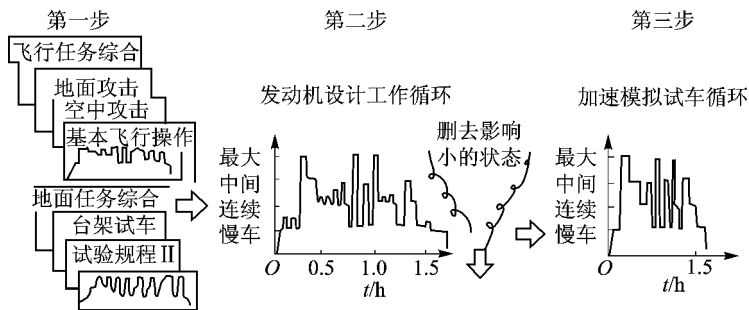


图 4-6 加速任务试车循环的制订步骤

1. F101 发动机的三个不同发展阶段的加速任务试车循环

- ① 装于 B-1 轰炸机的 F101 发动机加速任务试车—AMT I。该试车分 800 个循环,每个循环 35 min,总计 465 h,相当于带有裕度的 4 000 h 寿命,如图 4-7 (a) 所示。
- ② 为估计 F101 发动机在 F-14 上使用的耐久性而设计了加速任务试车—AMT III,它克服了 AMT I 试车中热循环不足的缺点,将热循环数增至试车 22 次/h,如图 4-7 (b) 所示。
- ③ 为了模拟 F-16 战斗机综合任务,设计了加速任务试车 AMT IV,它由 6 个不同循环组成 空战、空对地、性能检验飞行、地面试验“A”、地面试验“B”和高循环疲劳试验,如图 4-8

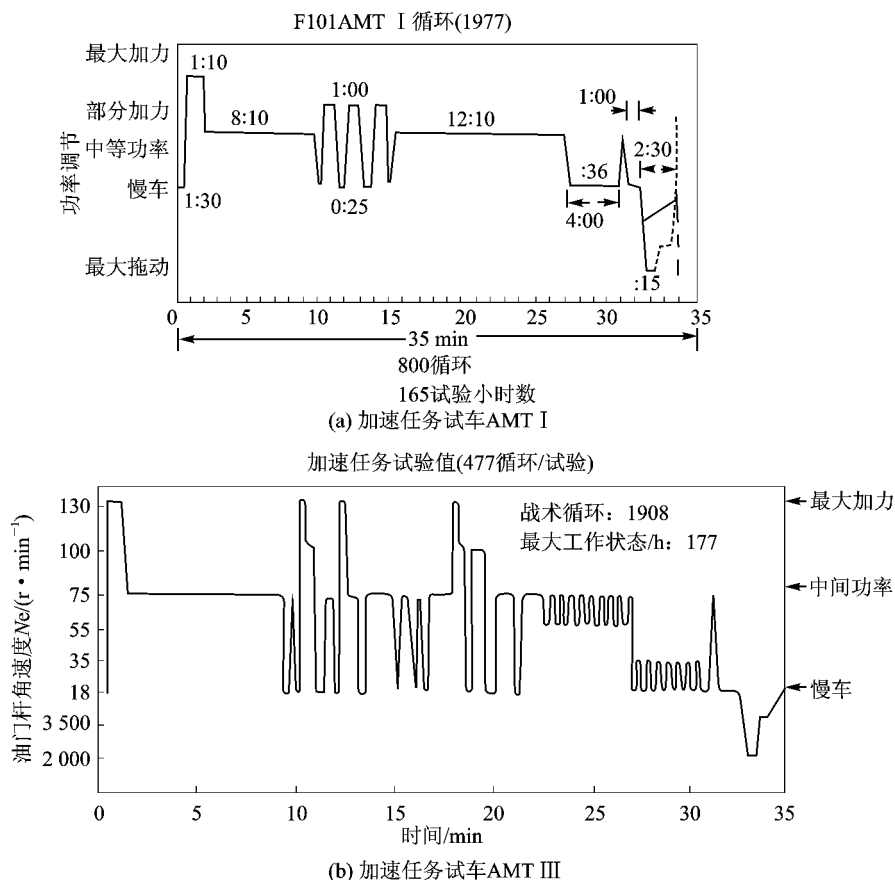


图 4-7 加速任务试车的循环

所示。循环中删除了部分功率的运转时间,对于部分功率下发动机频率敏感的零件未得到充分的试验,因此要对这些零件做附加高频疲劳试车。

2. “C”循环

CFM—56 发动机的核心机与 F101 相同,它采用的等效加速试车标准循环为“C”循环,包括慢车、突然增加至最大、巡航、着陆、反推力和慢车,如图 4-9 所示。

3. 苛刻度分析

F101 和 CFM—56 均采用一种苛刻度计算程序来进行实际综合任务和加速试车循环的苛刻性对比。苛刻度的定义为在实际综合任务与基准任务运转时间相等的情况下,两者损伤率之比,其数学模型为

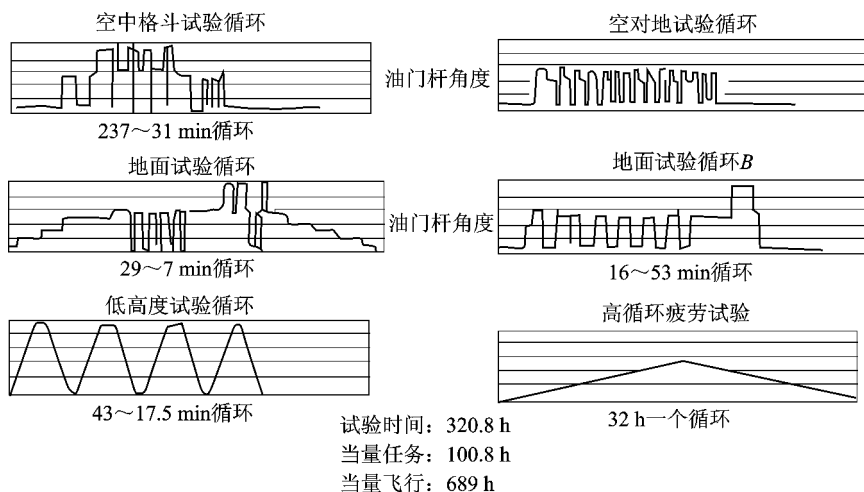


图 4-8 加速任务试车 AMT IV

$$(\lambda_t)_r = (\lambda_c)_r + (\lambda_s)_r \quad (4-17)$$

$$(\lambda_t)_n = (\lambda_c)_n + (\lambda_s)_n \quad (4-18)$$

式中, λ —— 损伤率, 故障次数/时间, 在零部件分析的基础上获得;

下脚注 t —— 总量;

下脚注 s —— 稳态的某一功率状态;

下脚注 c —— 循环的功率瞬变;

下脚注 r —— 基准情况;

下脚注 n —— 新情况。

用总基准损伤率 $(\lambda_t)_r$ 除上两式可得苛

刻度 S:

$$(S_t)_r = 1 = (S_c)_r + (S_s)_r \quad (4-19)$$

$$(S_t)_n = (S_c)_n + (S_s)_n \quad (4-20)$$

因此, 苛刻度表示单位时间内的相对损伤, 并且用稳态苛刻度鉴定稳态载荷因素和用循环苛刻度鉴定循环载荷因素。

图 4-10 示出飞机的综合任务与 F101 加速任务试车三种循环 (I, III, IV) 的苛刻度分析, 图中 SAC 指美国战略空军司令部。

F101 发动机上燃烧室是关键的部分, 在燃烧室改进中为了满足这一部件寿命验证要求, 对不同飞机综合任务所需要的加速任务试车循环数是不同的。苛刻度分析所得结果如表 4-9 所列。

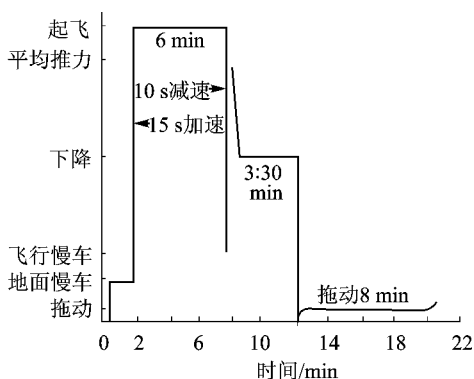


图 4-9 CFM-56 发动机的“C”循环

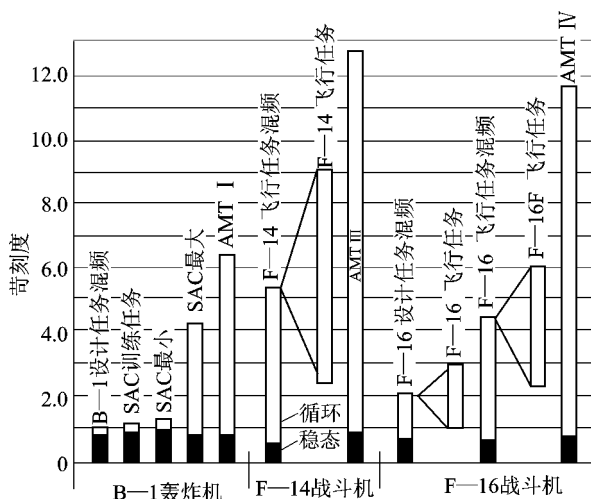


图 4-10 F101 使用于轰炸机战斗机的苛刻度

表 4-9 几种加速任务试车循环所对应的寿命

应 用	要求寿命/h	总试验时间/h	要求的循环及数目
B—1	4 000	465	800 加速任务试车—I
CFM—56	2 000	1 660 ^①	5000“C”加速任务试车“C”循环
F—14	2 000	834	1430 ^② 加速任务试车—Ⅲ
F—16	2 000	642	1084 ^③ 加速任务试车—Ⅳ

注：① 其中启动机带转 660 h；

② 图 4-7 (b) 循环的 3 倍；

③ 图 4-8 循环的 2 倍。

4. 寿命试车和加速任务试车的比较

目前,航空技术发达国家都编制和采用加速任务试车 AMT 大纲代替全寿命试车大纲。苏联给出某民航发动机加速任务试车 474 h 相当于 3 000 h,如表 4-10 所列。将全寿命试车的大功率状态集中,用增加起飞和共振状态下的工作时间来代替巡航状态的较小负荷时间。整个寿命试车大纲由 240 个阶段组成,每阶段 10 h 试 180 个阶段,每阶段 20 h 试 60 个阶段,小于最大连续状态的各巡航状态工作时间占总寿命试车时间的 70%。在加速任务试车程序中,每阶段为 1 h 50 min,共试 240 个阶段。起飞状态工作时间比寿命试车中几乎增加一倍,并规定在共振转速下的工作时间约占总时间的 41%。加减速次速、引气量、启动(包括冷启动)次数均与全寿命试车中的相同,均为 1 500 次。这两个试车大纲的试车结果表明,发动机中所出

现的缺陷、故障和磨损情况基本相同。

表 4-10 民航发动机 3 000 h 寿命试车与 474 h 加速任务试车的比较

时间 项 目		3 000 h 全寿命长试		474 h AMT	
		长试时间分配/h	时间百分比/(%)	AMT 时间分配/h	时间百分比/(%)
功率 状态 名称	起 飞	60	2. 0	114	24. 1
	各种共振转速	—	—	195	41. 1
	最大连续	630	21. 0	—	—
	0. 85 最大连续	1 050	35. 0	—	—
	0. 70 最大连续	510	17. 0	—	—
	0. 60 最大连续	300	10. 0	—	—
	0. 40 最大连续	250	8. 3	—	—
	小于最大连续状态的总时间	2 110	70. 3	—	—
	慢 车	75	2. 5	40	8. 4
	变换功率	125	4. 2	125	26. 4
加速和急剧引气次数/次		1 500		1 500	
启动次数/次		1 500		1 500	
试车阶段		每阶段为 10 h 的阶段数 180 ； 每阶段为 20 h 的阶段数 60		每阶段为 1 h 50 min,阶段数为 240	

图 4-11 示出 P·W 公司的 F100 发动机的加速任务试车循环。一个循环的使用时间为 40 min,用 40 min 来模拟典型航线的 120 min 飞行使用循环,其加速试车循环较典型航线使用循环缩短了 67%。模拟典型航线飞行循环经受的最恶劣的瞬变循环条件是加速任务试车的较好方法。

我国对加速任务试车也进行了广泛研究,在几个机种上进行实践。例如对某涡轮发动机采用了 300 h 模拟 1 000 h 的加速任务试车,并且还研究了寿命取决于持久强度的零、部件的考核方法,按照迈纳原理,利用零、部件的持久强度曲线查出它的持久极限寿命。将零件所承受的不同温度和应力,换算成当量寿命 N 的数学表达式为：

$$N = \frac{1}{\sum_{i=1}^n \left(\frac{C_i}{F_i} \right)}$$

(4-21)

式中,n——加载状态数目,即不同工作状态数；

F_i ——在 $K \cdot \sigma_{imax}$ 应力和 t_i 温度下,利用持久强度曲线确定的零、部件极限寿命值,其中 σ_{imax} 为最大工作应力,K=2. 65 为安全系数(强度储备)；

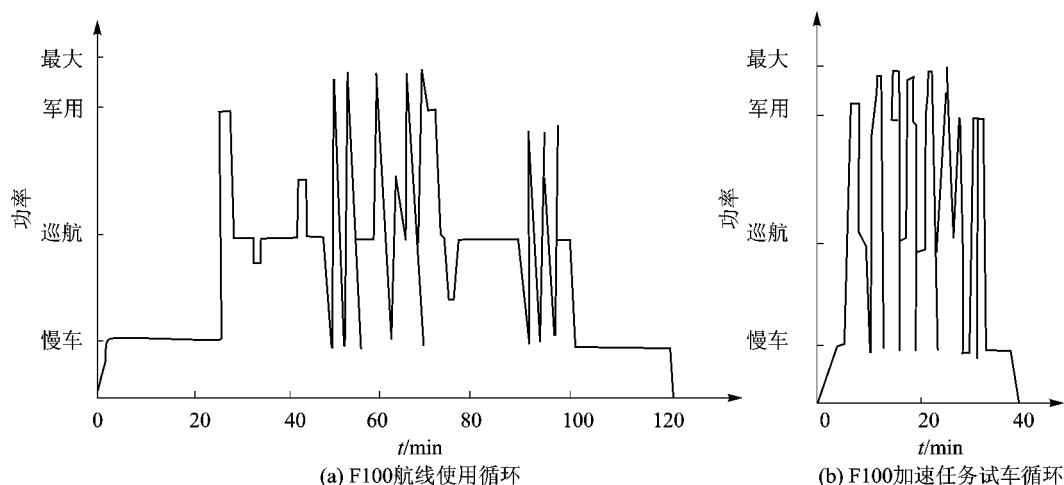


图 4-11 F100 发动机的飞行循环和加速试车循环

C_i ——单个工作状态占总工作时间的百分比。

表 4-11 列出某涡轮发动机涡轮工作叶片的 C_i 值。根据表中数据,便可计算出发动机的总寿命 N :

$$N = \frac{1}{\frac{0.02}{200} + \frac{0.21}{2\,300} + \frac{0.35}{26\,500} + \frac{0.17}{10^5} + \frac{0.12}{10^5} + \frac{0.09}{10^5} + \frac{0.03}{10^5}} = 5\,146\text{ h}$$

该发动机寿命为 5 000 h,这说明应用此法来检验零、部件的工作能力是具有一定准确性的。

表 4-11 涡轮工作叶片的寿命系数

工作状态	叶片温度 t/	工作应力 $\sigma / (\text{N} \cdot \text{mm}^{-2})$	安全系数应力 $K \cdot \sigma / (\text{N} \cdot \text{mm}^{-2})$	工作时间百分比 $C_i / (\%)$	持久极限寿命 /h
最 大	850	125.4	333.2	0.02	200
额 定	800	118.6	313.6	0.21	2 300
0.85 额定	760	110.7	294	0.35	26 500
0.70 额定	730	101.9	269.5	0.17	$>10^5$
0.60 额定	710	96.0	254.8	0.12	$\geq 10^5$
0.40 额定	650	81.3	215.6	0.09	$\geq 10^5$
慢车	450	40.2	106.8	0.03	$\geq 10^5$

加速任务试车还要在发动机研究中不断改进完善,特别是实测发动机飞行载荷谱和精确确定零部件温度和应力,是提高加速任务试车可靠性的重要途径。

4.4 发动机结构完整性主要考核试验

业已在 4.1 中概述了发动机结构完整性的三方面试验。下面将重点论述发动机的低循环疲劳试验、转子结构完整性试验、环境和吞咽试验和结构气动力试验。

4.4.1 低循环疲劳试验

低循环疲劳是发动机故障的主要形式。据统计,它约占发动机故障总数的 20%。低循环疲劳循环次数在 $10^4 \sim 10^5$ 范围内,它具有以下特点:循环应力较高,每次循环产生塑性变形;裂纹多从应力集中区开始,由于裂纹扩展而引起断裂,不能采用 S-N (应力-转速) 曲线来评定寿命,由于热冲击引起的热疲劳也属于低循环疲劳。

发动机通用规范中规定了冷端和热端部件的循环寿命(如表 4-3 所列)。冷端寿命应以使用部门对系统所规定的工作循环为依据,热端循环数为冷端的一半,为了验证设计寿命,要进行发动机整机和部件的低循环疲劳试验。

1. 发动机低循环疲劳试验

结构完整性大纲中规定采用每次飞行经历一次的 0—最大—0 (I 型) 循环,如图 4-12 所示。但是这种循环与飞行任务载荷无关。发动机通用规范中作了更改,建立在实际的疲劳估计基础上,并包括慢车—最大—慢车 (III 型) 循环,如图 4-12 (b) 所示。III 型循环也称热循环。

发动机低循环疲劳试验还可以通过使压气机和风扇承受最大机械应变范围的办法来评价这些部件的结构特性。通过发动机低循环疲劳试车能够得出实用的部件修理准则,并对重新设计的部件的结构可靠性做出补充评价。

采用加速任务试车,能更加全面地模拟实际使用中的低循环疲劳、蠕变和应力断裂情况,比起单纯的低循环疲劳和寿命循环试车,更加提高了对发动机耐久性的考核能力。

图 4-13 示出 F101 发动机的试车循环,进行低循环疲劳试验的目的是通过应变循环使冷端寿命与 B-1 飞机的 13 500 工作小时相当。

寿命循环试验的内容包括热端部件上的断裂、高温蠕变以及低循环在内的试验,相当于 B-1 飞机 4 000 工作小时。通过低循环和寿命循环试验曾发现了 F101 发动机一级涡轮叶冠的设计缺陷。

2. 部件低循环疲劳试验

进行低循环疲劳试验的部件有压气机和涡轮的轮盘、叶片、转子的轴、燃烧室和机匣等。部件的低循环疲劳试验应保证 100% 裕度,即验证寿命应为规定寿命的两倍。试验过程中,第

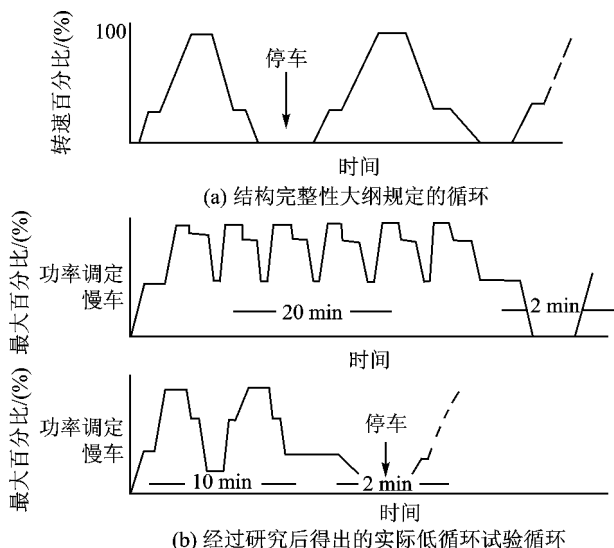


图 4-12 发动机低循环疲劳试验循环的构成

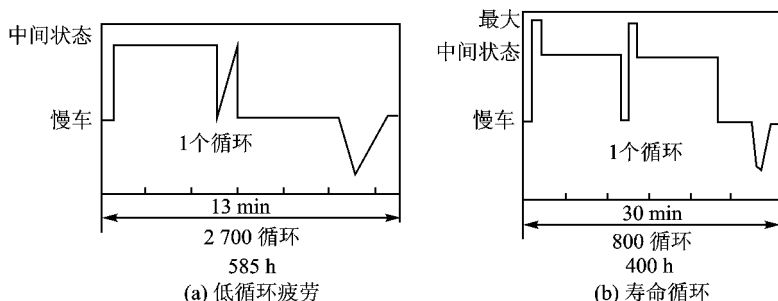


图 4-13 F101 发动机的试车循环

一个等效寿命期内不允许修理,第二个寿命期允许进行定期修理。

若能检测出裂纹时的循环数为低循环疲劳初始寿命 N_i , 亦称无裂纹寿命; 从出现起始裂纹到零件断裂的这段时间称为剩余寿命 N_p , 亦称裂纹扩展寿命, 则构件总循环寿命 N_t 为

$$N_t = N_i + N_p \quad (4-22)$$

对于轮盘, 定义轮盘表面上有千分之一概率起始裂纹达到 0.800 mm 所经历的循环数即为 N_i 。 N_p 由断裂力学方法处理, 即为裂纹扩展到临界值 (零件失效) 的循环数。

对于轮盘试验载荷谱, 应根据实际飞行剖面来确定。图 4-14 示出毂孔边的温度和应力剖面。然而在循环旋转试验器上无法模拟温度随时间的变化, 所以要将飞行应力剖面换算成一定温度下的应力剖面。图 4-14 (c) 示出换算到温度 T_0 的轮毂孔边应力。

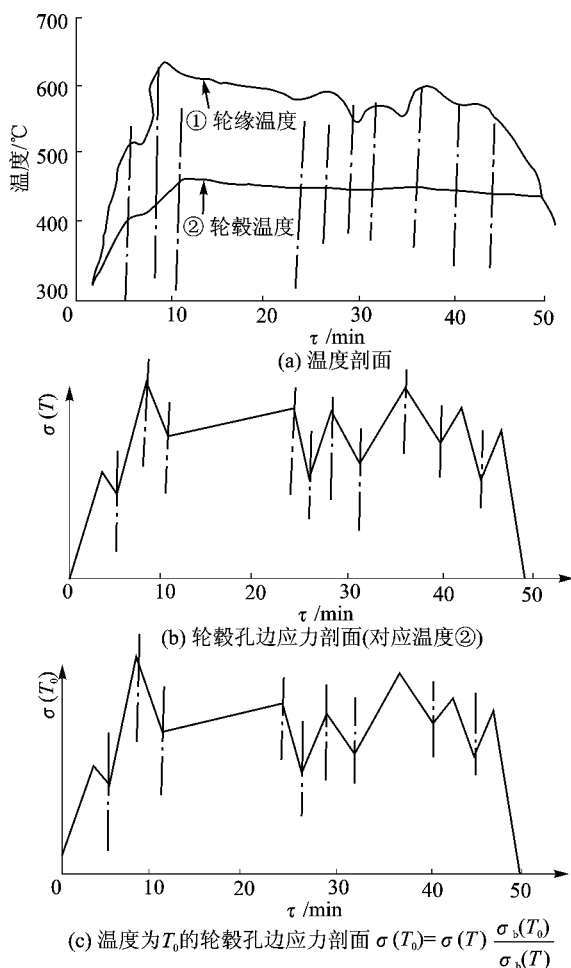


图 4-14 一次飞行的轮盘应力剖面

在确定试验循环时,可按照顺序将剖面分解为主循环,或称为标准应力循环和若干个次循环。再运用古德曼图将次循环转变为脉动循环,如图 4-15 所示。以第 i 个循环为例:

$$\sigma_{im} = \frac{1}{2} (\sigma_{imax} + \sigma_{imin}) \quad (4-23)$$

$$\sigma_{ia} = \frac{1}{2} (\sigma_{imax} - \sigma_{imin}) \quad (4-24)$$

过已知点 $A(\sigma_b/1.1, 0)$ 和 $I(\sigma_{im}, \sigma_{in})$ 作斜线 AI , 再从原点作 45° 线与 AI 延长线交点为 $E(\sigma_i/2, \sigma_i/2)$ 。因此得

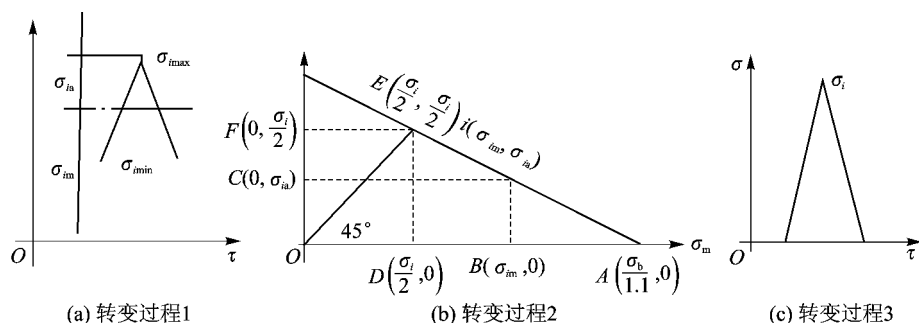


图 4-15 次循环转换成脉动循环

$$\sigma_i = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{1 - 1.1\sigma_{\min}/\sigma_b} \quad (4-25)$$

对于一次飞行中疲劳损伤所相当的标准应力循环数,按迈纳原理可进行折算。例如,对于钛、镍合金轮盘为:

$$n_{sti} = \sum_{i=1}^j \left(\frac{\sigma_b/1.1}{\sigma_{st}} \cdot \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{\sigma_b/1.1 - \sigma_{\min}} \right)^p \quad (4-26)$$

$$n_{st} = \sum_{i=1}^j \frac{n_i}{N_i} = \sum_{i=1}^j \sum n_{sti} = N_{st} \sum_{i=1}^j \frac{1}{N_i} \quad (4-27)$$

式中, $p=2 \sim 7$;

σ_{st} 、 N_{st} ——分别为标准应力循环的应力和寿命;

σ_i 、 N_i ——分别为第 i 个脉动循环应力和寿命;

n_{sti} ——由 σ_i 、 N_i 折合到标准应力循环的寿命;

σ_b ——材料的拉伸强度极限。

对于轮盘低循环疲劳试验,可采用单个轮盘或整个转子进行试验,设备为循环旋转试验器,它分为上立式或下立式地坑试验器,卧式箱式试验器(如图 4-17 和图 4-23 所示)静态的有多路循环径向加载装置或飞利轮。试验腔要密封和抽真空以降低功率。

对于转子轴、叶片、机匣和燃烧室等主要零部件的低循环疲劳试验,其载荷形式、试验方法、试验设备与轮盘各不相同,但其原理都是一样的。

4.4.2 转子结构完整性试验

根据通用规范要求,为保证转子结构完整性应进行下列试验。

1. 超转试验

涡轮和压气机转子,应在发动机最高允许气体测量温度和 115% 最高允许稳态转速下,至

少稳定工作 5 min。试验后零件和组件尺寸应在允许的极限内,并没有出现即将破坏的迹象。

2. 超温试验

在完成上述超转试验后,用同一台发动机在超过最高允许稳态气体测量温度 42℃ 以上,在不低于最高允许稳态转速下工作 5 min。试验后零件和组件尺寸应在允许的极限内,并且没有出现即将破坏的迹象。

3. 轮盘破坏试验

发动机所有关键的轮盘构件应在旋转器上进行试验,其试验转速至少应达到最高稳态转速的 122%,而内孔或盘心材料应达到最高设计温度。试验后应不破坏。

4. 轮盘的超转、超温和破裂试验例

(1) 试验内容

在模拟发动机工作条件下,对各类轮盘进行超转、超温与破裂试验,目的是暴露材质缺陷,判明轮盘结构设计的合理性,确定其强度储备。

要求定型的各类轮盘均应经受超转、超温和破裂试验,这是属于转子结构完整性的一项专门试验。

超转、超温试验,按上述要求进行。破裂试验时,其试验转速为最大工作转速的 122%,但对无包容结构之风扇盘,试验转速为工作转速的 141%。轮盘内孔温度应为最大设计温度,持续时间不少于 20 s。试验后,轮盘应无损坏迹象。

研究表明,导致轮盘瞬态破裂的主要因素是由于过大的径向应力及过大的切向应力。对于风扇轮盘还应考虑其承受外来物撞击的能力。

无论对弹性轮盘,还是弹塑性轮盘,均应满足总安全系数 n_z 的要求。 n_z 表示轮盘的破裂转速 n_{ph} 与最大转速 n_{max} 之比:

$$n_z = \frac{n_{ph}}{n_{max}} = \sqrt{\frac{\int_{R_z}^{R_{LY}} \sigma_T h dR}{\sigma_{rb} h_{LY} R_{LY} + \rho I \omega^2}} \quad (4-28)$$

式中, σ_T ——盘材在工作温度与给定寿命下的持久极限, N/m^2 ;

σ_{rb} ——当转速等于 n_{max} 时轮缘周边的径向应力, N/m^2 ;

R_z ——轮盘中心半径, m;

R_{LY} ——轮盘轮缘半径, m;

h_{LY} ——轮盘轮缘厚度, m;

ρ ——轮盘材料密度, kg/m^3 ;

ω ——角速度,rad/s,且 $\omega = \pi n_{\max}/30$;
I——半个轮盘横截面面积对旋转轴线的惯性矩,m⁴,并且

$$I = \int_{R_z}^{R_y} R^2 h dR$$

统计的 n_z 值为 对风扇盘, $n_z \geq 1.4$ 对压气机盘, $n_z \geq 1.25$ 对涡轮盘, $n_z \geq 1.25$ 。

另一种更为合理的确定轮盘强度储备的方法是限制盘上不同部位的应力值和盘材的条件屈服强度 $\sigma_{0.1}$ (一般可近似取 $\sigma_{0.1} = 0.9\sigma_{0.2}$ 或查表) 与极限拉伸强度 σ_b 的比值,从而确定其屈服和破坏强度储备。表 4-12 列出斯贝 MK202 军用发动机压气机盘的强度储备数据,它即是依据轮盘不同部位的结构和受力状况提出了不同的强度储备要求。

表 4-12 斯贝 MK202 发动机轮盘的强度储备

应力类别		压 气 机 盘			
		屈服强度储备		破坏强度储备	
		应 力	转 速	应 力	转 速
最大离心力产生的径向应力		≤ 0.80	≤ 1.2	≤ 0.65	≥ 1.24
平均周向应力		≤ 0.80		≤ 0.65	
盘孔周向应力 (冷、热态)		≤ 0.95		—	
轮辐应力 (冷、热态)		≤ 0.85		—	
叶片锁接固定的圆盘	轮缘的破裂应力	≤ 0.45		—	
	锁孔上的峰值应力	—		≥ 1.30	
燕尾形榫头轮盘	过榫头颈部的名义拉伸应力	≤ 0.40		—	
	无分布系数的径向峰值应力	≤ 1.00		—	
	榫头侧面挤压应力	≤ 0.40		—	

(2) 试验方法

试件应选择材质性能较差、加工尺寸偏差最大的轮盘,以其试验结果代表该批轮盘的强度特性。

① 常温试验按图 4-16 所示的程序进行,试件在各转速下的停留时间除规定 115% $n_{\max}$ 和 122% $n_{\max}$ 按要求停留之外,其余按具体要求而定。在高转速下,每次升速均应测量试件变形量,因此转速应退至零。

试验时,应先在低转速下跑合试验转子与设备,检查各部位的紧固、密封、润滑和温度指示等系统。在达到 90% $n_{\max}$ 或分析轮心部位即将产生塑性变形时,便应测量试件在运转状态的总变形量或停车后的残余变形量。当试件破坏时,应用触发机构发出信号,以记录破裂转速,

使试验器动力紧急停车,并在需要时,启动光源与高速摄影机,记录破坏过程。

② 加温试验是模拟超温条件下进行的热运转。通常是在试验器上调节电加热器的位置和功率,并结合调节转速的办法使盘缘维持在工作温度,轮心不加温,温度梯度则由轮盘自身导热形成。

当由于试验器条件限制,不能对轮盘加热至要求温度时,可提高试验转速至 n' ,即

$$n' = n'' \sqrt{\frac{\sigma_b'}{\sigma_b''}} \quad (4-29)$$

式中, n'' ——原定试验的最大转速;
 σ_b'' ——原定试验温度下盘材拉伸强度极限;
 σ_b' ——新的试验温度下盘拉伸强度极限。

例如,设轮盘额定工作转速 $n = 9\,500\text{ r/min}$,按超转要求, $n'' = 9\,500 \times 115\% = 10\,925\text{ r/min}$,原试验温度 500°C 时, $\sigma_b'' = 917.2 \times 10^6\text{ N/m}^2$ 新试验温度为 400°C 时, $\sigma_b' = 1\,049.7 \times 10^6\text{ N/m}^2$,于是
 $n' = 10\,925 \sqrt{1\,049.7 \times 10^6 / 917.2 \times 10^6} = 11\,690\text{ r/min}$ 。

在加温试验中,为了获得接近真实的温度分布,应反复调节加热元件位置与冷却水流量,尽量使轮缘、轮心二点的温度少接近工作温度。

③ 破裂试验是在轮盘最大工作转速的 122% ,盘孔温度为最高设计温度下,在试验器上进行的。

当对同一轮盘进行超转与破裂两项考核时,应将轮盘在确定的试验条件下逐步升速直至破裂转速。记录其在各个转速下的残余变形量。为判明确切的总体强度储备 n_z 与设计薄弱环节,有时要升高转速直至轮盘破坏。在进行破裂试验时,可配备高速摄影机及相应的电控、照明等装置,以摄取轮盘首先破坏的部位,并用以研究碎块能量与运动情况。

(3) 试验装置

图 4-17 示出配有高速摄影机的地坑式轮盘试验器。这种大型试验器的功率大小、转速和加温范围、试验腔容积均能满足试验要求,通用性强,并采用先进的测量系统,如光测、遥测、巡回检测、自动记录、高速摄影和工业电视观测等。试验腔设有自动报警或自动停车装置;试验厂房应有消防和防爆设施,要求试验间噪声水平不大于 100 dB ,操作间的不大于 170 dB 。

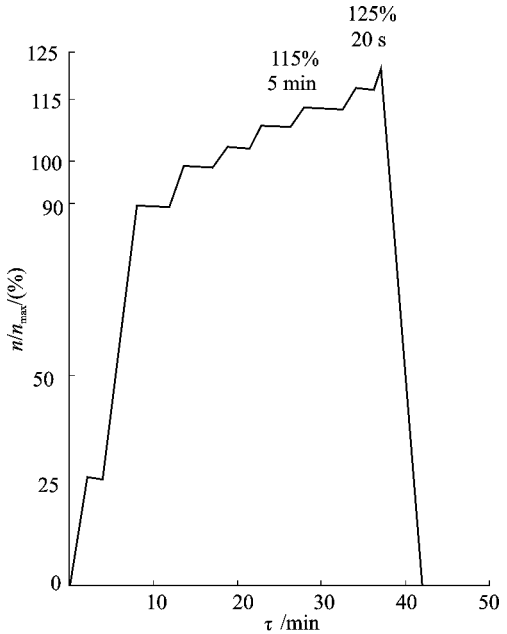


图 4-16 轮盘超转与破裂试验程序

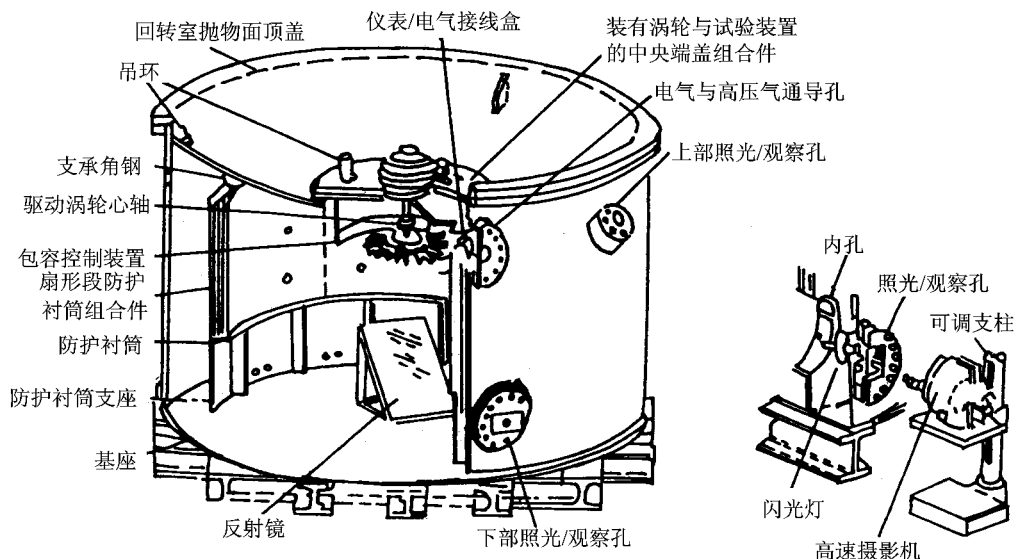


图 4-17 地坑式轮盘旋转试验器

试验器主要包括供给试验件运转所需的动力装置、增速器、试验箱体、加温装置、操纵系统和辅助系统。动力装置可为交、直流电动机、涡轮发动机以及由燃气直接驱动试验件。动力装置应提供充裕的功率，具有较高的加减速性，运转平稳，振动小，能无级调速，能保证 $\pm 0.5\%$ 的试验转速精度，便于监测和应急停车可靠。

轮盘需用功率按下式计算：

$$P_{\Sigma} = P_m + P_g + P_j \quad (4-30)$$

式中， P_{Σ} —— 总功率；

P_m —— 摩擦耗用功率；

P_g —— 鼓风消耗功率；

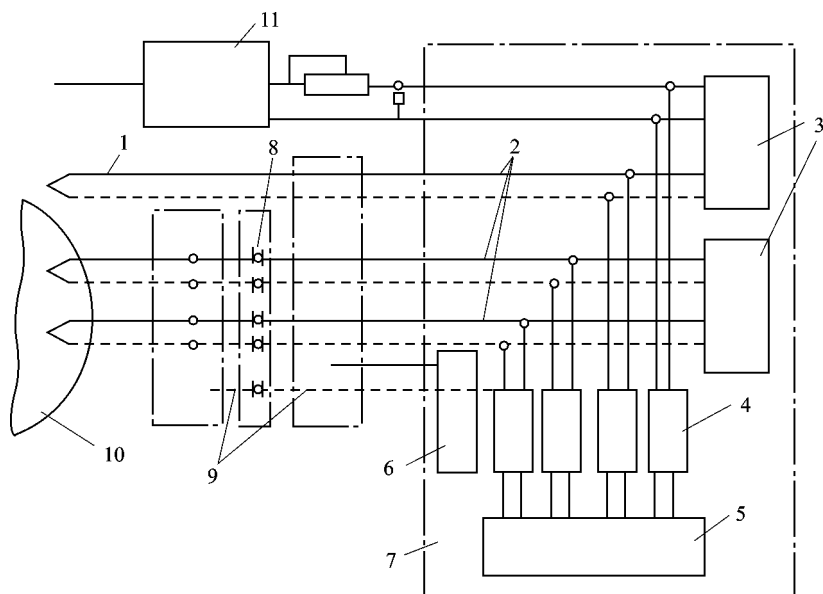
P_j —— 加速消耗功率。

试验箱体用于容纳试验件，它多为夹层结构，内有防止碎块击穿用的充填物或通冷却水。在加温试验时，放入隔热屏。对箱体要求具有足够的强度和刚性，安全可靠，易于维修观察。加温装置主要为辐射加热、电阻丝和红外加热。电热元件布置合理时，辐射加热可以获得所要求的轮盘温度。

操纵系统是整个装置的中枢机构，包括电控系统、观测仪表、操纵阀门和按钮等。

① 涡轮盘测温线路如图 4-18 所示。引电器除引出盘上热电偶的信号外，还有一路作为冷端（热电偶与引电器转子连接处）温度测量热电偶的负极。测量的温度还包括台架温度和操纵间环境温度。

② 轮盘变形的测量可采用间隙测量仪、非接触式涡流测振仪和光学测量装置进行。其中



1—热电偶 2—补偿导线 3—电位差计 4—阻抗变换 5—紫外线记录仪；
6—毫伏计 7—操纵间 8—引电器 9—引电器内引线 10—被测轮盘 11—整流器

图 4-18 发动机涡轮盘温度测量线路

应用光学测量装置可以实现轮盘处于旋转和加热状态时的远距离变形测量。变形测量的典型光学装置如图 4-19 所示。锆光灯发出的光经过集光器、集光透镜和棱镜等，又穿过石英玻璃窗照射轮盘上的测量刻线。再由测量望远镜、显微镜测量轮盘旋转时因径向变形而产生的刻线变位，此刻线变位就代表轮盘上各处伸长量的大小。显微镜的放大倍数可在 50 ~ 100 倍左右，其测量变形的精度可达 $5\ \mu\text{m}$ 左右。

③ 主要测量参数为 转速、温度、应变、振动和其他参数 其精度相应为 $\pm 0.5\%$ 最大转速、 $\pm 3\%$ 测量值、 $\pm 7\%$ 最大测量值、 $\pm 5\%$ 最大测量值和 $\pm 3\%$ 最大测量值。

4.4.3 主轴疲劳试验及典型试验器

1. 概 述

主轴是发动机的重要零件，它主要起传递功率和联结各转动部件的功用。对双转子发动机，主轴包括高压涡轮轴、低压涡轮轴、高压压气机轴和低压压气机轴。在飞行中主轴上承受着较大的扭矩、弯矩、轴向力、陀螺力矩、离心力及振动等载荷，在发动机高温区工作的轴还承受热负荷，这些载荷以高循环的方式施加在轴上。

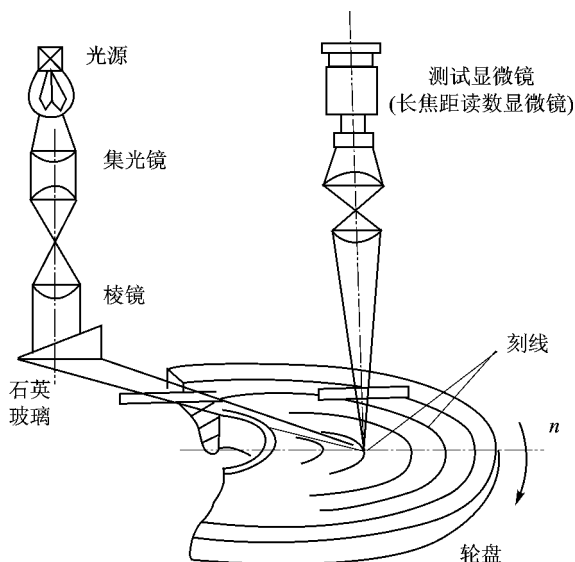


图 4-19 轮盘变形测量的光学装置

由于结构上的需要,主轴上往往具有台阶、孔、槽和花键等几何形状,在这些部位应力集中,容易产生很高的局部应力,以致可能产生疲劳裂纹。主轴断裂一般都造成重大飞行事故。

一般台架试车,都难以再现飞行使用中出现的扭矩,更不可能出现机动飞行引起的陀螺力矩和弯矩,因而主轴疲劳寿命试验均在试验器上进行。由全尺寸轴的疲劳寿命试验确定主轴的总飞行小时寿命的流程如图 4-20 所示。主要包括:

- ① 由飞行载荷谱转换为考核截面的应力谱,从而确定标准应力循环及对应的标准循环载荷。
- ② 将标准循环载荷乘以恰当的系数得到试验载荷谱,然后按此载荷在疲劳试验器上进行寿命试验。
- ③ 处理所得数据,得到主轴的预定安全标准循环寿命。
- ④ 由飞行剖面统计和计算损伤数求飞行换算比 将预定安全标准循环寿命除以飞行换算比得出预定安全小时寿命。
- ⑤ 取 $1/2 \sim 1/3$ 的预定安全小时寿命作为初始使用寿命,经实际飞行后返回做剩余寿命试验,确定第二次使用寿命。重复几次后逐渐逼近经使用验证过的预定安全小时寿命。

2. 主轴使用载荷谱

在一次飞行中,与主轴载荷有关的飞行参数主要有飞行高度 H , 发动机转速 n , 飞行表速 v_b , 大气温度 T_H^* , 涡轮后总温 T_4^* , 飞行滚转角速度 ω_y 、 ω_z , 过载系数 n_y 、 n_z 等。这些参数随时间

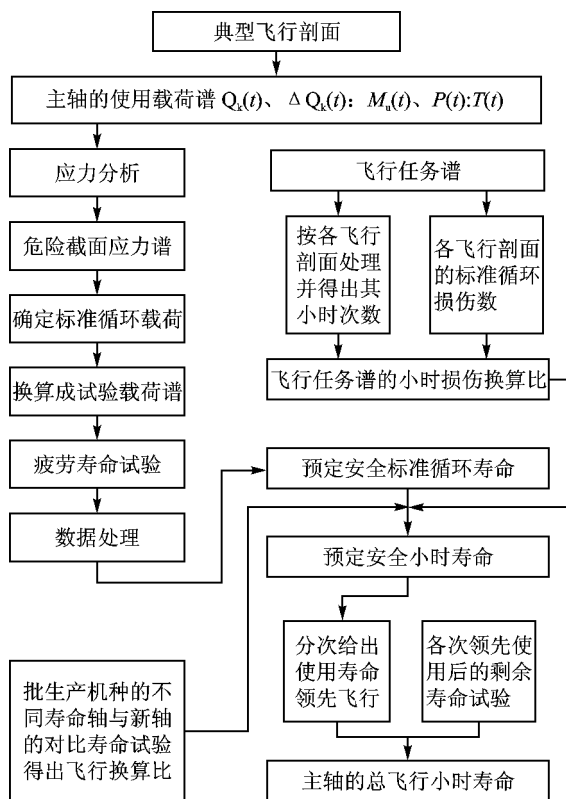


图 4-20 主轴疲劳试验框图

的变化历程称为主轴的飞行剖面。在主轴的整个寿命中各次飞行载荷谱的总和称主轴的使用载荷谱。一般为拉、弯和扭三种载荷及温度随时间变化的曲线，它具有很大的随机性，因此，需要经过恰当的处理才能成为试验载荷谱。

标准应力循环是指在发动机寿命期内有规则地出现的，其应力幅度最大、出现次数最多的一些飞行剖面的主循环。

预定安全循环寿命是指最短寿命的轴也能安全经受的标准应力循环数。

飞行换算比是指与一次典型飞行的疲劳损伤度相同的标准循环数。例如，一次起飞—俯冲攻击循环和三次停车—最大—停车的标准循环产生的损伤相同。

主轴的使用载荷谱依飞行任务的不同而不同，一般包括下列载荷：

① 扭矩 Q_k ，随发动机使用状态（飞行高度、飞行速度）和工作转速的不同而变化，即随发动机启动—工作—停车循环变化。扭矩循环次数一般小于 10^5 次循环，属于低循环。

② 振动扭矩 Q'_k ，是由于发动机中不连续因素，如导向叶片、不稳定燃烧等激发产生的，并且叠加于工作扭矩载荷之上，其幅值一般不大于最大工作扭矩的 $\pm 5\%$ 。在发动机总寿命期

内,振动扭矩大于 10^7 次循环,属于高循环。

③ 轴向力 F , 主要是由主轴上连接盘的前后压差引起的,属于低循环载荷。对单级涡轮轴

$$F = p_3^* A_1 - p_4^* A_2 \tag{4-31}$$

式中, p_3^* 、 p_4^* —— 分别为涡轮盘前、后总压;

A_1 、 A_2 —— 分别为涡轮盘前、后承压面面积。

④ 高频弯曲载荷,是由于飞机作机动飞行或进入螺旋状态以及严重的阵风引起垂直于轴的陀螺力矩 M_g ,

$$M_g = J\Omega\omega \sin \theta \tag{4-32}$$

式中, J —— 盘的转动惯量;

ω —— 轴转动角速度;

Ω —— 进动角速度;

θ —— Ω 与 ω 之间的夹角。

各种飞行状态的进动角速度是不同的,如俯冲拉起最大角速度时, Ω 为 0.4 rad/s ;平飞坠入正螺旋时, Ω 为 1.44 rad/s ;严重阵风时, Ω 为 0.28 rad/s ;俯冲最大角度时, Ω 为 2 rad/s。

此外,发动机转子进气级的气动攻角力矩、机匣变形引起的多支点不同心、发动机短舱的摆动等也都在轴上引起弯矩,由于轴高速旋转,所以在轴上沿周向任一点引起高循环弯曲应力。

⑤ 轴对称的径向载荷,主要包括轴内外表面的气体压差 盘连接处,由于盘的径向变化和温度效应引起的沿圆周均布的径向力和弯矩以及作用于花键套齿上的径向分力等。轴对称载荷也属于低循环变化载荷。

⑥ 温度的影响,发动机飞行任务谱与飞机的用途和执行的任务有关。表 4-13 列出典型机种的低循环疲劳要求。据统计,国产某发动机,用在歼击机上时,每 100 飞行小时的平均起落次数为 224 次 ;用在教练机上时,每 100 飞行小时为 335 次。

主轴使用载荷谱是由各次飞行使用载荷谱构成的。在一次飞行中,其载荷谱中包括扭矩、振扭、轴向力、弯矩和温度,并且这些载荷随时间变化。

表 4-13 不同机种的低循环疲劳要求

飞机种类	工作寿命/h	低循环疲劳要求				
		海平面起飞	接地与滑行	反推力	亚声速格斗	超声速格斗
歼击机	冷件 4 000	3 500	2 000	—	2 000	400
	热件 2 000	1 750	1 000	—	1 000	200

轰炸机	地面警戒	冷件 10 000	2 000	3 000	—	—	1 000
		热件 5 000	1 000	1 500	—	—	500
	空中警戒	冷件 10 000	4 000	—	2 000	—	—
		热件 10 000	1 000	—	5 000	—	—

3. 使用载荷谱简化成试验载荷谱

使用载荷谱应简化成损伤最严重的试验载荷谱量级,并保持原有综合载荷对零件所产生的损伤影响不变及保持相应的实际使用载荷谱的损伤度不变、保持使用载荷高循环与低循环间之频率比不变。使用载荷谱应该尽可能模拟实际情况。

① 标准循环载荷谱是根据危险截面的各种飞行任务的应力剖面分析确定的。一般应根据主轴应力分析和寿命估算确定一个或几个可能的危险截面,对其应力谱进行分析,确定标准应力循环载荷。对于使用中的发动机,如果已经出现过疲劳破坏,破坏截面应作为危险截面之一。标准循环的确定在很大程度上是经验性的。对于扭矩、轴向力和振动扭矩循环, Q_k 和 F 取发动机最大扭矩状态下的扭矩和轴向力值,且按 0—最大—0 的等幅循环变化,其保载时间决定于每个低循环内振动扭矩的循环次数。一般取循环次数 N 为

$$N = 6\,000 \text{ 次}$$

$$Q'_k = \pm 0.05 Q_k \quad (4-33)$$

对于主轴,振动扭矩循环的总次数不少于 10^7 次,即满足无限寿命要求。高循环载荷的循环次数 $m \geq 10^7/N$ 次循环。这种标准循环适用于危险截面应力中弯矩应力所占比例很小的情况,目前大多数发动机主轴都是应用这种循环进行疲劳试验,图 4-21 示出这种扭矩、轴向力和振动扭矩循环。

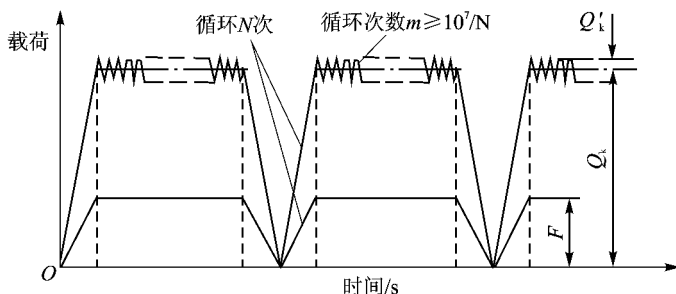


图 4-21 扭矩、轴向力和振动扭矩循环

对于扭矩、轴向力、振动扭矩和弯矩循环如图 4-22 所示。此种循环是在第一种循环中增加高循环弯矩载荷构成的。 Q_k 、 F 和 Q'_k 的取值波形和循环次数与上述的标准循环相同。弯矩 M_u 在发动机最大稳定状态工作转速下,垂直于轴的角速度等于 1.4 rad/s 的弯矩,加上垂直

于轴的过载为 $\sqrt{104g}$ 的弯矩,并按其绝对值相加。弯矩的总循环次数应不小于 10^7 次 在每个低循环载荷的保载时间内,弯矩的循环次数与振动扭矩相同,即 $m \geq 10^7 / N_0$ 。

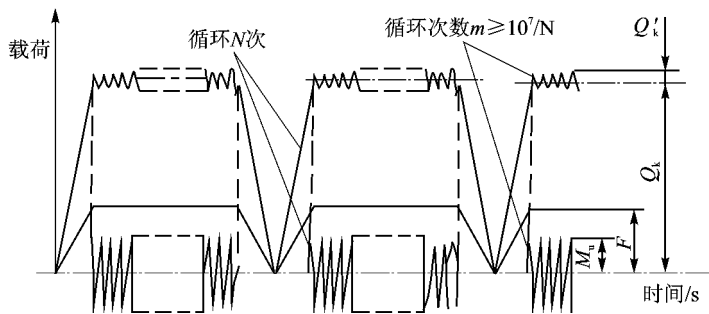


图 4 - 22 扭矩、轴向力、振动扭矩和弯矩循环

② 试验载荷谱的确定,对低循环载荷,试验载荷谱的主扭矩 Q_{kt} 和轴向力 F_a 可写为

$$\left. \begin{aligned} Q_{kt} &= K_1 K_2 K_3 Q_k \\ F_a &= K_1 K_2 K_3 F \end{aligned} \right\} \quad (4-34)$$

式中, K_1 ——载荷散度系数, 它表示最好疲劳强度轴和最差疲劳强度轴在相同寿命的应力之比, 当低循环数不大于 10^4 次时, $K_1 = 1.1$; 当循环次数大于 10^7 次时, $K_1 = 1.4$ 。于是, 对低循环载荷

$$\left. \begin{aligned} Q_{kt} &= 1.1 K_2 K_3 Q_k \\ F_a &= 1.1 K_2 K_3 F \end{aligned} \right\} \quad (4-35)$$

式中, K_2 ——极限拉伸强度修正系数, 即 $K_2 = \sigma_{bs} / \sigma_b$ = 被试轴材料的极限拉伸强度 / 材料手册给出的最小极限拉伸强度;

K_3 ——温度修正系数, 当轴在低于实际工作温度下做实验时, 就需用 K_3 , 放大试验载荷以考虑温度引起的材料性能变化, 即

$$K_3 = \sigma_{bt} / \sigma_{b0} = \frac{\text{试验温度下材料的极限拉伸强度}}{\text{工作温度下材料的极限拉伸强度}}$$

当温度沿轴长度变化时, 应取最高温度的 σ_{b0} 计算 K_3 。在轴的工作温度下试验时, $K_3 = 1$ 。对高循环载荷, 试验载荷值为

$$\left. \begin{aligned} Q'_{kt} &= \pm K_1 K_2 K_3 Q_k \\ M_{ut} &= K_1 K_2 K_3 M_u \end{aligned} \right\} \quad (4-36)$$

据式 (4-33) 及 $K_1 = 1.4$ 可得

$$\left. \begin{aligned} Q'_{kt} &= 0.07 K_2 K_3 Q_k \\ M_{ut} &= 1.4 K_2 K_3 M_u \end{aligned} \right\} \quad (4-37)$$

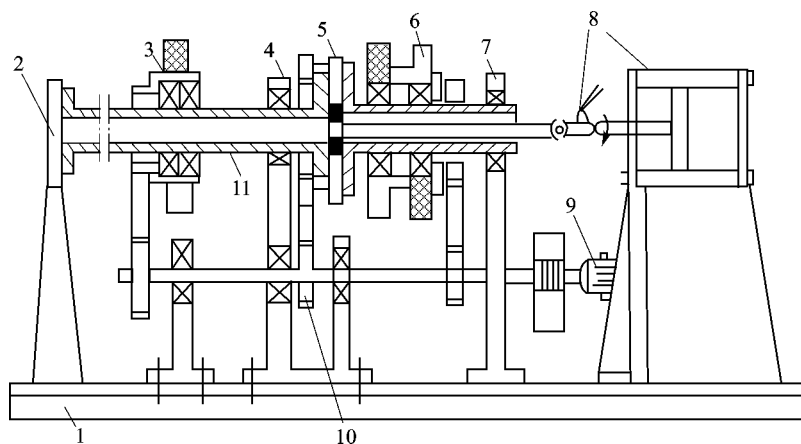
按这种试验载荷进行疲劳试验, 达到预定的循环数而轴上没有出现裂纹, 该循环数就定为这种轴的寿命。

4. 主轴疲劳寿命试验器

主轴疲劳寿命试验器应能模拟主要影响因素、边界条件和工作温度。应装设以计算机为中心的测控系统, 具有通用性好、振动小、噪声低、安全及维护简单的特点。

图 4-23 是一卧式扭矩、振矩、弯矩以及轴向拉伸的综合加载双转子轴试验器。该试验器用同步齿形带传动配重来实现旋转弯矩和旋转支承反力的施加。

我国主轴疲劳试验器可模拟扭矩最高达 $132.4 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{m}$ 振动扭矩卧式可在 $0 \sim 3434 \text{ N} \cdot \text{m}$ 立式为 $\pm (3 \sim 14) \% Q_k$; 变矩一般为 $0 \sim 19620 \text{ N} \cdot \text{m}$ (包括陀螺力矩) 横向力可达 14715 N 轴向拉力最大达 71181 N 扭臂振动最大值为 $\pm 10^\circ$ 。



1—基座 2—前支承 3—中间支承反力配重盘 4—中间支承 5—加扭机构 6—旋转弯矩配重盘 7—室轴承 8—轴向力加载机构 9—驱动电机 10—传动件 11—低压涡轮轴试件。

图 4-23 卧式综合加载双转子轴试验器

4.4.4 机匣静强度试验

机匣是支承转子和固定静子的重要部件。发动机的推力也通过机匣传到飞机上,因此机匣是重要的承力件。

就涡扇发动机而言,主要有进气机匣、风扇机匣、低压压气机机匣、中介机匣、高压压气机机匣、燃烧室机匣、涡轮机匣、内涵排气机匣、外涵壳体、加力燃烧室壳体和尾喷口。

1. 机匣强度试验主要内容

在工作状态下,机匣承受发动机的气体负荷和质量惯性力。这些负荷以轴向力、横向力或侧向力、内压力或外压力、扭矩和弯矩的形式作用在机匣上。高温机匣还承受由温度和温差引起的热负荷。此外,在飞机的每次起落和飞行过程中,机匣承受由发动机的启动—停车、工作状态变化和飞机机动飞行引起的循环载荷及振动载荷。因此,机匣强度试验主要包括 ① 屈服强度试验 ② 极限强度试验 ③ 应力分布试验 ④ 刚度试验 ⑤ 稳定性试验 ⑥ 蠕变试验 ⑦ 疲劳试验 ⑧ 蠕变-疲劳联合试验 ⑨ 包容试验 ⑩ 振动试验。其中①~⑥为机匣静强度试验。

屈服强度试验是验证在所有的正常条件下机匣的永久变形是否小于设计规定值。其试验载荷 F_t 为

$$F_t = f_p \cdot K_{tp} \cdot \text{屈服状态工作载荷} \quad (4-38)$$

式中, f_p ——屈服安全系数,一般取 1.0 ;

K_{tp} ——屈服强度试验温度系数,试验 1 件, $K_{tp}=1.2$,试验 3 件, $K_{tp}=1.1$ 。

极限强度试验是验证所有的飞行条件下,机匣是否具有抵抗整体破坏所规定的安全系数。其 F_t 为

$$F_t = f_u \cdot K_{tu} \cdot \text{极限状态工作载荷} \quad (4-39)$$

式中, f_u ——极限安全系数,对正常飞行状态, $f_u=1.5$,对强迫着陆状态, $f_u=1.0$ 。

$$K_{tu} = \frac{\text{试验温度下材料的极限拉伸强度}}{\text{工作温度下材料的极限拉伸强度}}$$

应力分布是研究机匣在各种载荷作用下的应力大小和分布,验证计算结果的可靠程度。

刚度试验是验证机匣刚度是否满足设计要求,求出机匣在工作载荷下的变形,确定载荷在复杂结构中的分配。稳定性试验是确定失稳时的临界载荷,验证机匣是否具有设计时所要求的抵抗失稳的安全系数,其 F_t 为

$$F_t = f_i K_{ti} \cdot F_{sw} \quad (4-40)$$

式中, f_i ——稳定性安全系数,一般取 1.5,对外涵壳体,加力燃烧室, $f_i=2.0$;

K_{ti} ——稳定性试验温度系数,它为试验温度下材料的弹性模量/工作温度下材料的弹性模量之比;

F_{sw} ——失稳状态工作载荷。

蠕变试验是在所要求的载荷、温度和保载时间内,验证机匣的蠕变变形是否小于设计规定值以及确定机匣的蠕变寿命。短时蠕变工作载荷取发动机水平飞行时以最大设计飞行速度或接近最大设计飞行速度时的工作载荷;长时蠕变工作载荷取发动机水平飞行时巡航状态下的工作载荷。

2. 载荷和边界条件的模拟

机匣承受的气体压力一般为沿轴向变化的分布载荷。气流通过静子叶片所产生的周向分力和轴向分力以扭矩和轴向力的形式作用在机匣上。在机匣的安装边处,作用有相邻机匣传来的气体力产生的轴向力和扭矩以及轴向力、横向力和弯矩形式作用的质量惯性力。气体力所产生的转子轴向力,以集中力的形式作用在止推轴承的支点上。飞机机动飞行时,转子的质量惯性力以横向力和轴向力的形式作用在转子支点上。此外,在发动机的安装节处,机匣承受安装的集中支反力。

图 4-24 示出某发动机的主燃烧室机匣的各个作用力。在其前安装边 A-A 截面,作用有轴向力 F_{aA} 、横向力 F_{hA} 、弯矩 M_A 和扭矩 Q_A 。在 F-F 截面,作用有轴向力 F_{aF} 。在机匣后安装边 C-C 截面,作用有轴向力 F_{aC} 、横向力 F_{hC} 、弯矩 M_C 和扭矩 Q_C 。在轴承座上作用有轴向力 F_{aD} 、横向力 F_E 和扭矩 Q_D 。此外,在机匣的各压力区作用有气体压力 p_0 、 p_1 、 p_2 和 p_3 。这些载荷构成一个平衡力系。

试验中,载荷和边界条件的模拟方法为:

① 为保证机匣的边界条件不变,机匣的前后安装边都必须用与原相邻机匣刚性相同的转接段(即工艺机匣)连接。转接段要有足够的长度,以使其不先于试件破坏,如图 4-25 所示。

图 4-25 压力载荷和边界条件的模拟

② 采用液压作动筒通过转接段施加作用在机匣安装边处的轴向力、横向力或侧向力、扭矩和弯矩,以保证其在安装边处的分布形式与原相邻机匣相同。

③ 采用工艺轴承和加载轴直接施加作用在机匣轴承座上的轴向力、横向力或侧向集中力。

④ 冷态时,采用油压施加机匣承受的气体压力 热态时,采用气压施加。由于机匣承受的气体压力一般

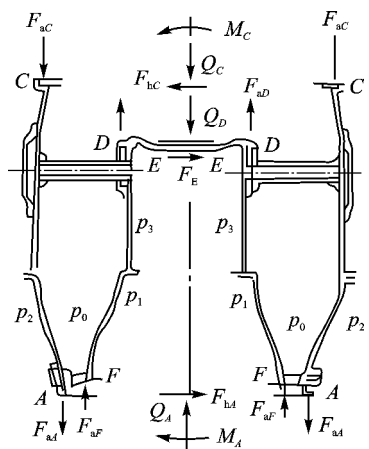
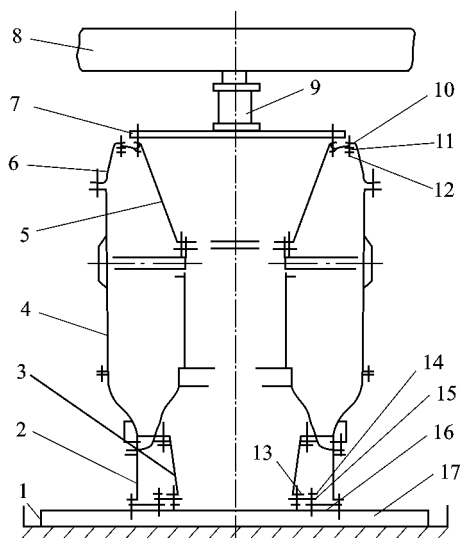


图 4-24 主燃烧室机匣受力简图



- 1—收油池 2—外壳前端转接段 3—内壳前端转接段；
- 4—试验件 5—内壳后端转接段 6—外壳后端转接段；
- 7—圆板 8—横梁 9—作动筒 10—封严橡胶垫；
- 11、12、13、14—圆环 15—封严橡胶垫 16—大圆环；
- 17—带辐射状 T 形槽花盘

沿轴向变化,难以模拟,因此,试验时,一般取高压端的压力,如图 4-24 所示,其外壳的外壁作用有气体压力 p_2 ,内壳的内壁作用有气体压力 p_1 和 p_3 。试验时,施加于机匣内、外壳之间的压差应根据试验的不同来选取,其原则就是使得试验结果偏于安全。例如,若试验目的主要在于验证外壳的强度,则压差应取 $p_0 - p_2$ 若目的在于验证内壳的稳定性,则压差可分别取 $p_0 - p_1$ 和 $p_0 - p_3$,或取其中较大者。

⑤ 机匣的热端部件在工作时处于高温状态,其温度场难以模拟。因此,试验时通常取均匀温度,用热空气或电阻丝加热器来加温,而不用热油作加温加压的介质。

3. 试验加载方法

在机匣结构强度试验器上,可以同时施加轴向力、横向力、内压力、弯矩和扭矩等载荷。但是,由于结构上的限制,确定加载时,应满足施加主要载荷的要求。对难以施加的次要载荷,如对试验结果影响不大,也可略去。通过计算求得各加载点的载荷后,就可根据载荷的大小选取作动筒、测力计和压力传感器。图 4-26 示出各种力的加载方法,表 4-14 列出这种加载方法的简要说明。

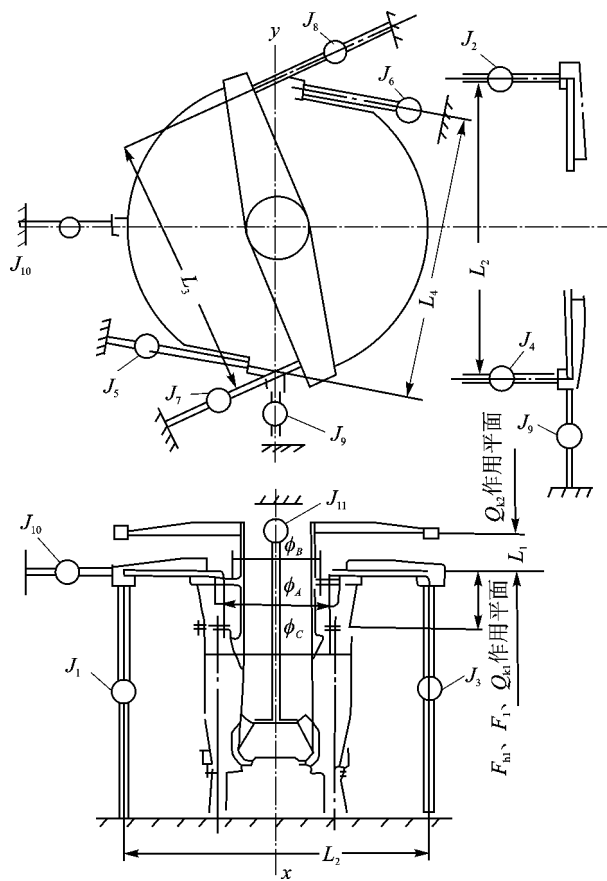


图 4-26 加载方法

表 4-14 加载方法说明

载 荷	加载方法
F_{a1} 作用在机匣外壳后安装边的轴向力	利用压力 p 产生的轴向力加载,根据轴向力的大小,确定封严直径 ϕ_A

F_1 作用在机匣外壳后安装边的侧向力	用作动筒 J_9 施加
F_{h1} 作用在机匣外壳后安装边的横向力	用作动筒 J_{10} 施加
M_{y1} 作用在机匣外壳后安装边绕 y 轴方向的弯矩	用作动筒 $J_1、J_3$ 施加, 计算作动筒载荷大小时, 应考虑 F_{h1} 产生的附加弯矩
M_{z1} 作用在机匣外壳后安装边绕 z 轴方向的弯矩	用作动筒 $J_2、J_4$ 施加, 计算作动筒载荷时应考虑产生的附加弯矩
Q_{k1} 作用在机匣外壳后安装边上的扭矩	用作动筒 $J_5、J_6$ 施加
Q_{k2} 作用在机匣外壳后安装边上的扭矩	用作动筒 $J_7、J_8$ 施加
F_{a2} 作用在机匣外壳后安装边上的轴向力	利用压力 p 产生的轴向力加载, 根据轴向力的大小确定封严直径 ϕ_B
F_a 作用在轴承座上的轴向力	用 J_{11} 施加
p 作用在机匣内、外壳之间的压差	用高压热空气施加

4.4.5 叶片静频和动频的测量

1. 静频的测量

实践表明,防止叶片共振故障的有效措施是对叶片进行调频和控制叶片频率的分散度。这即是测量和控制叶片在非旋转状态下的自振频率—静频和所对应的振型。静频的测量是进一步研究、分析叶片产生振动的性质、量级、振型及应力分布的基础。

测量静频的最通用法是共振法。当叶片在激振力的作用下且当该力的频率等于叶片的自振频率,其位置和相位适当时,叶片则由强迫振动进入共振状态。通过测量激振力的频率可以知道叶片的自振频率。

图 4-27 示出静频测量系统。它主要包括固持系统、激振系统和测量系统三部分。将夹具固定在基座上,构成固持系统。要求固持系统操作简单并尽量减少对叶片静频测量准确度的影响。

激振系统由激振器、功率放大器和音频信号发生器组成。测量系统由传感器、频率计和示波器组成。

测量静频时,若外激振力频率 f_w 等于静频 f_j 时,叶片具有最大的振幅和最大的振动应力,此时称共振。若 $f_w = f_j / N$ (N 为整数),叶片则产生该阶振型的共振,此时称谐共振。

两个相互垂直的等频率简谐振动的合成振动图形为一椭圆方程所表示的图形,即

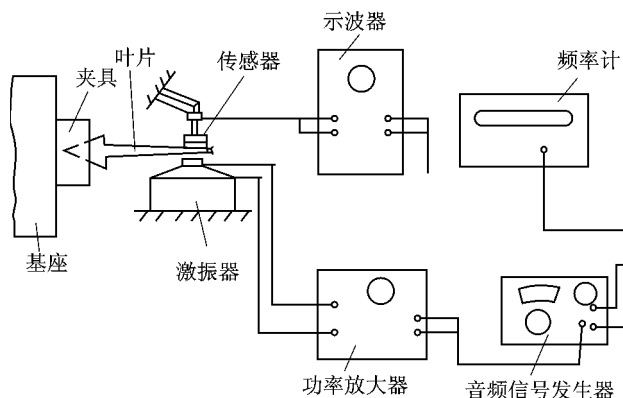


图 4-27 叶片静频测量系统图

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} - \frac{2xy}{ab} \cos \beta = \sin^2 \beta \quad (4-41)$$

式中

$$\left. \begin{aligned} x &= a \sin (\omega t + \beta) \\ y &= b \sin \omega t \end{aligned} \right\} \quad (4-42)$$

若两个相互垂直、频率不相等的简谐振动合成时，其振动方程主要取决于两个分振动的相位差和振幅比。因此，根据合成图形，即李沙茹图形来确定自振频率并可基于分振动比确定自振频率，同时基于分振动相位差确定叶片的振型。在找出了振动的节点后，就可以确定贴应变片的位置，以便在所有可能共振的条件下确定最大应力。具体方法是对每一级选取几组叶片，使静频分布在所研究的全部叶片静频的整个区域内。

2. 动频的测量

工作叶片在发动机实际工作状态下的自振频率谓之动频。通常所指的叶片动频 f_D 是指在离心力场的作用下叶片的自振频率。它与叶片静频的关系为

$$f_D^2 = f_J^2 + Bn^2 \quad (4-43)$$

式中， B ——考虑离心力对频率影响的动频系数；

n ——工作转速。

工作温度升高将使叶片材料的弹性模量下降，从而使叶片的静频降低。因此，动频试验可以考虑温度场的模拟。

常用的叶片动频测定装置如图 4-28 所示。测量时，先将叶片试件调节在某一恒定的转速下工作，如 $n = n_1$ 。这时，与该转速相对应的叶片的动频就确定了（如图 4-29 所示）。当调节加的激振频率 f_w 与这一确定的动频 f_D 相等时，叶片便进入共振状态。通过拾振测量系统，

可以准确地记录并判断叶片进入共振状态的瞬间,从而确定出发频数值,得到图中的 A 点。然后再分别调节几个转速并进行检验,即可求得动频曲线。

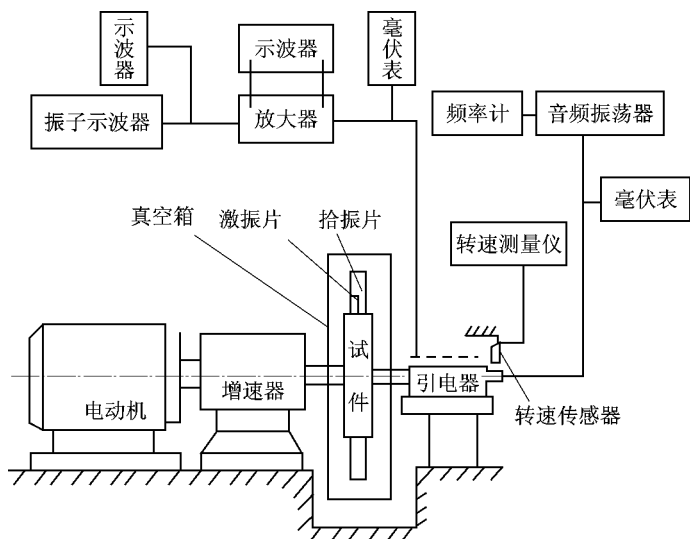


图 4-28 动频试验装置简图

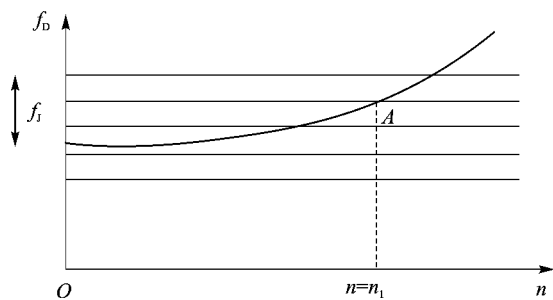


图 4-29 调频法测动频原理图

4.4.6 发动机环境和吞咽试验

环境试验是考核发动机对各种自然环境的适应能力。按通用规范,环境试验包括以下所述的三部分。

- ① 考查外界环境对发动机工作可靠性的影响,包括高低温启动与加速试验 环境结冰试

验 腐蚀敏感性试验 吞鸟试验 吞砂试验 吞入大气中液态水试验等。

- ② 检查发动机对环境污染是否超过允许值,包括噪声测量和排气污染。
- ③ 考核实战条件下的工作能力,包括吞入武器排烟和防核能力。在制定环境试验条件时要依据对自然环境的普查、事故累计分析、实战环境记载以及环境保护要求。

下面将概述重要试验项目。

1. 环境可靠性联合试验设备

环境可靠性联合试验是针对发动机控制器投入实际使用前要通过的数万小时的飞行模拟试验,其目的为:

- ① 无须使用现役飞机即可提高可靠性 ;用地面设备代替战斗机的飞行 ;减少外场设备更换和修复工作。
- ② 改进样机的可靠性,减少用户在可靠性方面的经济损失。
- ③ 检验产品的改进效果,提高可靠性增长率。

这种联合试验设备为双室式。一个室装有设备计算机、与被试控制器连接的计算机、显示器、终端装置、设备操纵器、状态显示装置、诊断装置 ;另一室为环境舱,设有环境生成设备、辅助设备。

环境试验舱能同时产生几种环境条件,诸如振动、冲击、冷却介质温度、环境空气温度、高空和湿度环境,其试验能力如表 4-15 所列。典型环境试验流程如图 4-30 所示。环境温度范围为 - 54 ~ 121 湿度为 5% ~ 85%。振动有正弦波和随机波。

表 4-15 环境联合试验设备的试验能力

范 围		最大速率
高度 /km	0 ~ 18. 3	1 828. 7 m/min
湿度 / (% RH)	5 ~ 85	20% RH/min
冷却介质温度 /	- 54 ~ 118. 5	12. 9 /min
环境温度 /	- 54 ~ 121. 3	2. 4 /min
振动 /冲击	正弦波和随机波 叠加 5 ~ 2 000 Hz	随机 950 RMS 正弦 15 000 RMS

2. 吞鸟试验

随着飞行速度的提高,飞机鸟撞事件不断增多。据美国空军统计,自 1956—1973 年的统计发动机鸟撞 112 次。严重的鸟撞事故会引起飞机失事,例如 1975 年一架 DC—10—10 民航机在纽约起飞失事,就是与一群重约 1. 82 kg 的鸟相撞,使 CF6 发动机全部的风扇叶片损坏,并与环氧树脂屏板摩擦导致失火爆炸。加拿大空军因鸟撞事件损失了 10 架 CF—104 飞机。

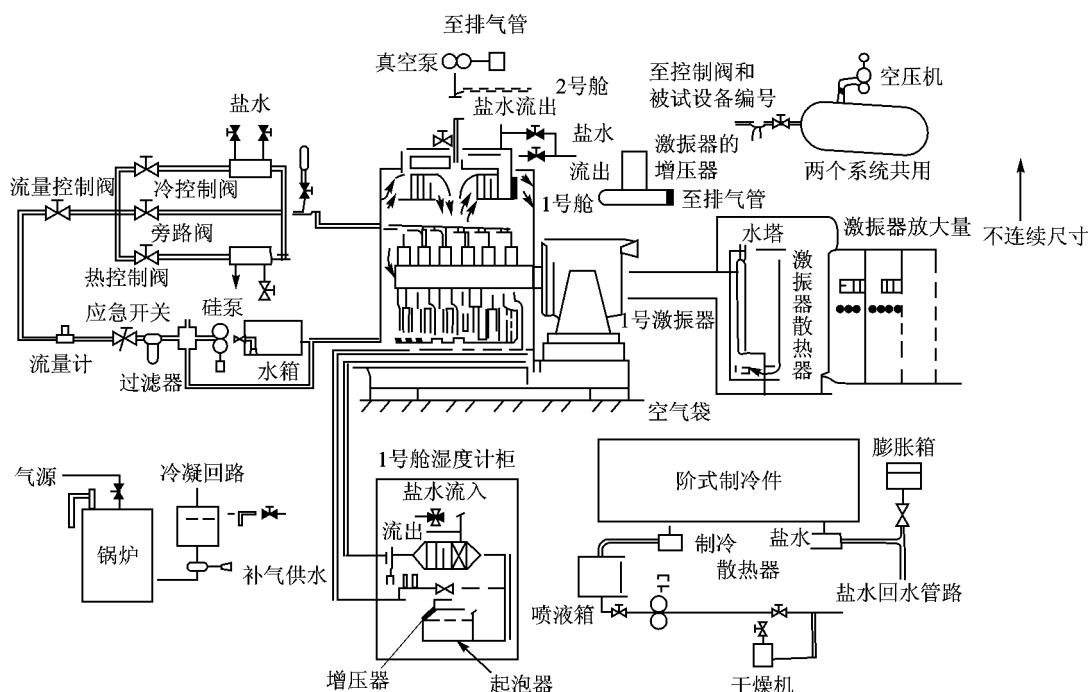


图 4-30 环境可靠性联合试验流程图

撞入发动机的鸟类范围很广,按质量分类,一般分为大鸟(2 kg 以上),中鸟(1 kg 左右)、小鸟(50 ~ 100 g)三类。中、小鸟群撞入不应破坏发动机结构完整性,也不停车,但会引起短暂的(1 ~ 2 s)推力下降或压气机不稳定;大鸟撞入发动机应能安全停车且不发生危及飞机的发动机故障。发动机通用规范中,有关吞鸟试验的规定如表 4-16 所列,试验方法有以下几种:

① 静态单独叶片碰击试验。试验用一块静态叶片,成本最低。用火药枪或气枪将鸟射入。在风扇旋转叶片的叶梢处,鸟撞速度要超过声速。试验结果要经过离心力修正。

② 旋转单独叶片撞击试验。因全叶片费用太大,故采用单独旋转叶片试验以模拟真实情况下离心力的影响。为了模拟切割理论,通常以自由落体的方式打入模拟鸟,降落速度约为 4 m/s。

表 4-16 发动机吞鸟试验规范

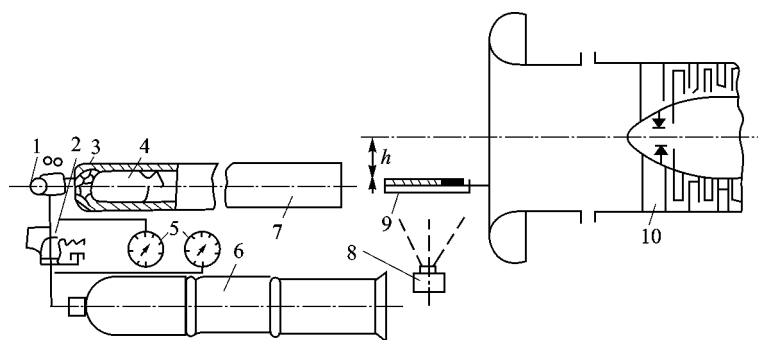
	鸟质量/g	鸟只数	鸟速度	发动机转速	试验合格标准
1	50 ~ 100	进气道 1 只/300 cm ² , 一次最多 16 只	起飞飞行速度 巡航飞行速度 下降飞行速度	最大规定转速 最大连续功率 相应发动机转速	不发生使发动机停车故障 某些零件可以损坏
	1 000	1 只/1 500 cm ² , 一次 1 只			
2	2 000	1 只/3 000 cm ² , 一次 1 只	最严重飞行速度	最大规定转速	不发生危及飞行的发动机故障

注：鸟吞咽可以任意程序散布在进气区域内，吞鸟时间间隔是不规则的，并应无规则地散布在进口面积上，以模拟一群鸟情况。吞咽试验应对进气道高速照相，如果任一只上述大小的鸟不能通过进气口，这部分要求便不适用。

③ 旋转全叶撞击试验，经过单叶静止和旋转试验考验后，便可以进行发动机吸鸟性能的旋转全叶撞击试验，用气枪把鸟射入，要考查是否有导致叶片断裂的裂纹；若有裂纹是否引起发动机性能恶化，并用高速摄影机摄下撞击过程。

④ 完成上述预先试验后，考核了叶片的抗鸟撞强度、工作性能的变化特性和安全问题，便可以进行发动机吸鸟试验，目的在于验证：是否会产生喘振等现象，能否复原；鸟撞和二次破坏的危害性；风扇叶片局部变形而引起的性能变化。

发动机投鸟装置如图 4-31 所示。预试验可用由树脂调节其密度的明胶模拟鸟，发动机吸鸟必须是真实的禽类。在投射中、小鸟类之后，发动机结构的安全性通过最大连续推力状态的运转和压气机叶片的应变测量来确定；对投射大鸟，根据撞击后结构损坏的结果通过应力值来评定。



1—电门 2—减压阀 3—塞垫 4—鸟 5—压力表 6—压缩空气瓶；

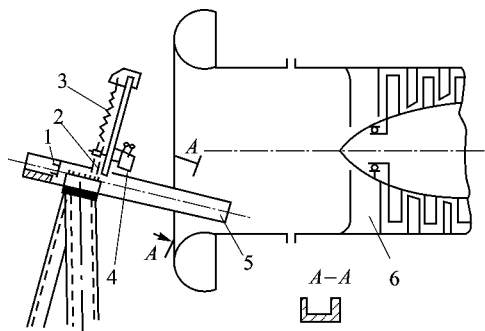
7—炮筒 8—快速摄影机 9—刻度尺 10—被试发动机

图 4-31 发动机投鸟装置原理图

通用电气公司选择三种叶片进行试验,这三种叶片是 J79 第一级压气机不锈钢叶片、F101 钛合金第一级风扇叶片(叶尖带凸扇)、B/A1 复合材料 APS I 第一级风扇叶片(预研的超声速发动机)。现时已提出了外来物撞击设计准则,共包括 11 项任务:设计系统结构、瞬态响应分析模型、撞击载荷模型、材料响应和破坏准则、参数分析、结构元件试验、误差带分析、外物撞击设计准则、单个叶片撞击试验、整级响应预测和全尺寸撞击试验。

3. 外物损伤试验

在压气机第一级叶片几个截面的前缘部位上,在发动机最高转速时出现稳态应力和高振动应力部位进行外物损伤试验。应力集中系数 $K_t = 3$ 。遭受外物损伤的叶片,发动机应进行 6 h 的持久试车运转,运转结束后,不应有由于外物损伤造成的叶片损坏或断裂。图 4-32 示出投射砾石、混凝土碎块和冰块的设备。



1—投射的尘粒 2—闸门 3—弹簧 4—带接线柱的电磁铁 5—斜槽 6—被试发动机

图 4-32 发动机投砂石装置

4. 冰块、砂粒和大气中液态水吞咽试验

发动机应能吞咽冰雹而不发生熄火,推力恢复时间不应超过型号规范规定值,持续推力损失不应超过推力的 10%,或没有引起发动机故障的主要结构问题。此项试验的试验状态、冰块比重、尺寸和数量均在规范中规定。

发动机及其附件应能在空气含砂浓度为 0.053 g/m^3 的地面环境,于最大连续推力状态下工作 10 h 以上,其推力损失小于 5%,耗油率增加不大于 5%,且不影响推力瞬变能力。

发动机以最大推力状态工作时和以慢车状态工作时,分别把占空气总质量流量 2%、3.5% 和 5% 的水(液态和气态)吸入发动机进口。吞水试验在三种含水量的每种条件下工作 5 min,停车冷却后进行性能检验,然后分解检查,结果应不出现性能恶化和零件损伤。图 4-33 示出进行这些试验的设备。

吞咽试验还包括吞火药气体,它是模拟发动机发射武器中,火药气体进入发动机,在防喘装置的保护下应不失速,不喘振,不熄火。

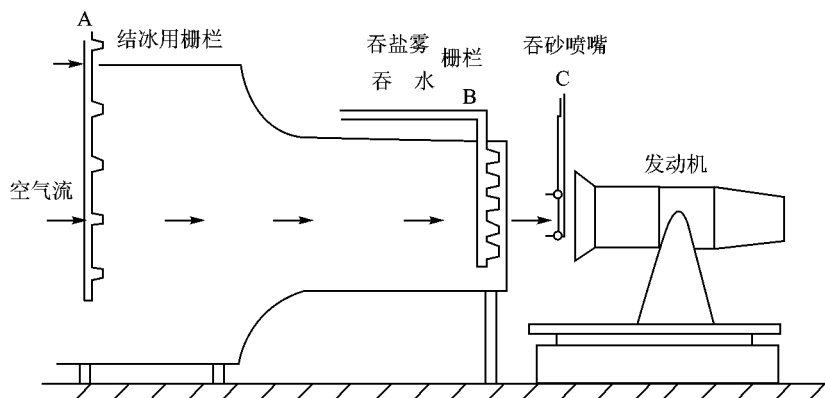


图 4-33 吞冰、雨水、盐雾和砂尘试验用的设备

4.5 发动机振动测量

发动机振动直接影响其正常工作和寿命。发动机振动会造成空勤人员不舒服、疲劳、仪表指示不准确和容易损坏、管路破裂以及发动机和飞机结构发生疲劳断裂等。振动测量的重要原因是因为振动可以表示发动机有故障、故障发生的部位, 过大的振动能导致发动机损坏。

发动机整机振动测量有静态和动态两种。静态测量是在研制过程中为了获取发动机的静态振动特性和结构模型参数(如刚度和阻抗), 采用外加激励进行测试。动态测量是在发动机运转情况下进行的, 其目的是通过测量和分析, 判断发动机的振源和故障, 然后予以排除。

4.5.1 发动机振源及振动特点

航空发动机的振动是复杂的, 随机的。激起发动机整机振动的源有许多, 诸如:

① 各种旋转件, 主要是压气机-涡轮转子、减速器。启动发动机和各种泵的转子等的不平衡力随转子一起旋转, 并通过轴承外传, 激起发动机的振动。其中, 尤以主转子的不平衡力引起的激励力能量大。

② 由于制造误差及受力造成的变形, 使齿轮每一齿进入啮合总会受到一个冲击力, 它可通过轴承外传。

③ 气流流场不均, 每一个叶片受到气流流场的气体脉动力, 也会产生振动。此外, 轴承的径向间隙、制造误差或故障等也会激起发动机以相应频率振动, 但这常常被淹没在其他更强的信号之中。

④ 气流的强烈扰动, 如高速、高温的排气与外界大气的掺混过程, 进气及燃烧等产生的扰

动,会造成强烈的噪声,这种噪声激振对发动机上的薄壁构件影响较大,有时可能造成疲劳损坏。

支承系统的刚度、质量及阻尼对发动机的振动特性影响很大。机载发动机和安装在台架上的发动机的振动特性有较大差别,因为飞机上的发动机支承系统与台架支承系统有相当大的差别。此外,试车台的形式有吊挂式和卧式等,它们的振动响应也是不同的。实际测量表明,转子频率或它的半倍频等的振动分量常是决定发动机振动大小的主分量。目前,国内外发动机振动监控也多是监控这种振动的,采用图 4-34 所示的振动模型分析其振动特性,并且在振动监控中常把安有轴承的承力机匣作为测量振动的特征点,即通过这点将转子的不平衡传到机匣上来。由此,振动传感器应尽量安装在靠近轴承的承力机匣上。

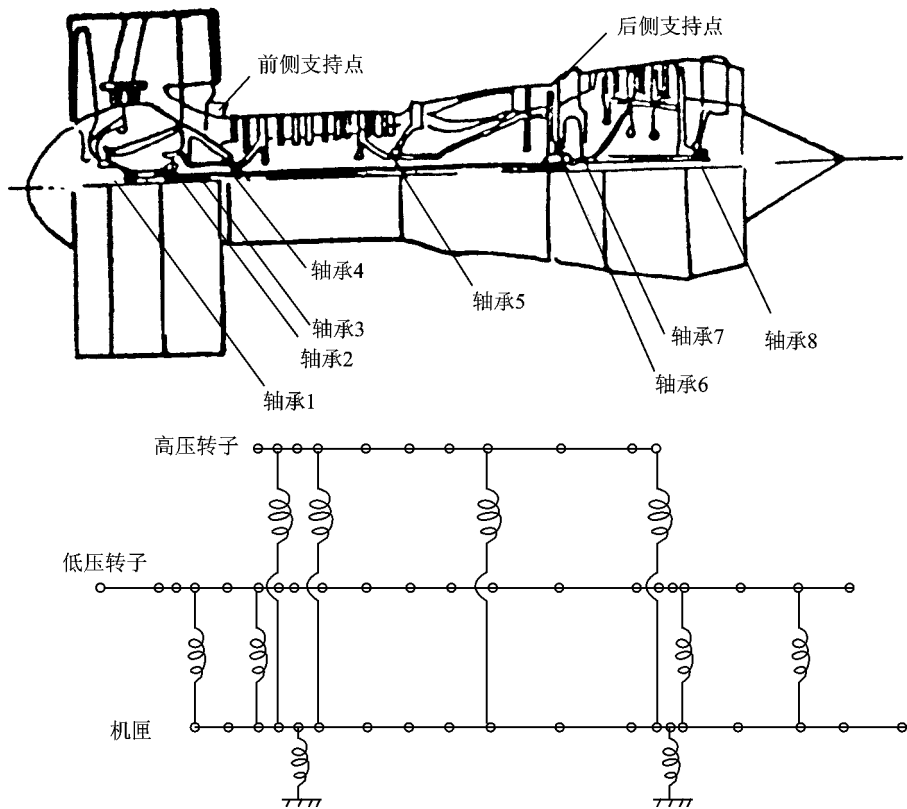


图 4-34 涡扇发动机的典型支承

按激振源所属部件,可分为转子源、螺桨源、叶片源、齿轮源和轴承源等。在研究发动机振动时均以发动机转速作为激振频率的参考依据,而发动机振动的谐波是指发动机转速成整数倍的激振源,如一阶转子源谐波,四阶螺桨源谐波等,这表示出给定频率的振动分量是由哪一个激振源激起的。

1. 转子源的振动

前已论及转子是航空发动机中最基本和最重要的振源。转子的振动是由于转子的静不平衡量和动不平衡产生的。转子可能激起的振动为

$$x(t) = \sum_{i=1/m}^n A_i \cos(\omega_i t - \phi_i) \quad (4-44)$$

式中,副谐波 $i=1/m$, m 和 n 均为正整数,高阶谐波 $n>1$ 。副谐波很少达到显著值。例如,转子非协调进动可引起 $1/2$ 阶副谐波。联轴器和风扇叶片可能引起次谐波。

图 4-35 示出转子源激起的振动幅值。转子的临界转速为 $\omega_k = \sqrt{K/m}$, 转子源振动的幅值取决于不平衡量、工作转速与临界转速之比,以及振动阻尼的程度。当阻尼很低时,临界转速下的振幅放大许多倍。应用阻尼器可以明显地限制振幅使它减少到 $1/2 \sim 1/3$ 。

图 4-35 中标出的二阶谐波小峰表示转子振动的频率为转速的两倍,这一状态也称为副临界状态。当转速为临界转速的两倍时,可能出现副谐波振动,即振动频率的转速的 $1/2$,这时转子激起的发动机的振动为转子的一阶和 $1/2$ 阶谐波的合成。自激振动和失稳是产生 $1/2$ 阶副谐波的主要原因。对于柔轴转子,自激失稳时,转子的振频均等于转子系统的固有频率且振频基本随转速变化。自激振动失稳多为次同步进动,即非协调正向进动,转子进动速度 $\Omega <$ 转子转速 ω ,且方向一致。另一原因是由于材料内阻引起的自激失稳。频速比 $\Omega/\omega \approx 0.4 \sim 1.0$,多为 0.5 左右。滑动轴承与封严装置引起的失稳 $\Omega/\omega \approx 0.45 \sim 0.48$ 。转子内腔积液引起失稳 $\Omega/\omega \approx 0.5 \sim 1.0$,多数为 $0.7 \sim 0.9$ 。

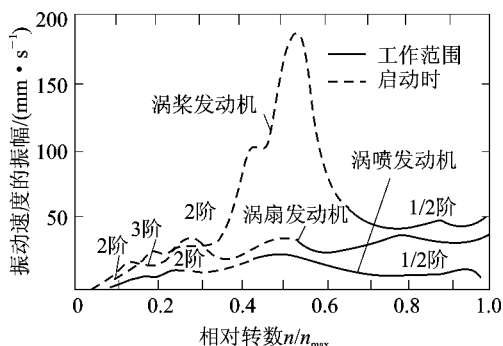


图 4-35 转子振动转速跟踪图

此外,气流旋转分离也能引起发动机机匣的低频振动。压气机旋转失速时会产生几个流过叶片的气流分离区,这些分离区的旋转方向与转子相同,但转速较低,引起机匣振动的频率 $f = (0.3 \sim 0.5) n_s$ (n_s 为发动机的转速频率)。在工作转速范围内转子振动速度的允许幅值平均为 $30 \sim 50 \text{ mm/s}$ 。

此外,气流旋转分离也能引起发动机机匣的低频振动。压气机旋转失速时会产生几个流过叶片的气流分离区,这些分离区的旋转方向与转子相同,但转速较低,引起机匣振动的频率 $f = (0.3 \sim 0.5) n_s$ (n_s 为发动机的转速频率)。在工作转速范围内转子振动速度的允许幅值平均为 $30 \sim 50 \text{ mm/s}$ 。

2. 螺旋桨源的振动

螺旋桨会发生机械源(桨叶不平衡)和空气动力源(不平衡气动力和力矩)振动,并激起发动机以螺旋桨转动频率(螺旋桨一阶谐波)的振动。螺旋桨旋转时,由于障碍物(如试车台的设备、支承、机翼和机身等)造成气流不均匀,还会引起频率为螺旋桨叶倍数的谐波振动。根据发动机实际测振可知,螺旋桨气动力不平衡是引起频率为螺旋桨一阶谐波振动分量的主要原因。旋转桨

叶角可以调整气动力不平衡。螺旋桨一阶谐波振动速度的幅值平均最大为 20 ~ 25 mm/s。

3. 高频振动

高频振动分量既是引起发动机结构损坏的重要因素,也是对发动机进行监控,发现发动机故障的重要信息来源。高频振动成分占有相当大部分的振动能量,其加速度过载量大大超过试车规范中规定的值。例如 WP—6 发动机在 0 ~ 200 Hz 间用 MB—22 型速度传感器测得的过载值 $k \leq 3g$,而采用压电式加速度计在全频段上测量的加速度值达 $60g \sim 80g$ 。

(1) 叶片产生的高频振动

风扇、压气机和涡轮叶片在气动力作用下所产生的振动是高频振动的主要形式,它不仅影响叶片本身的强度,而且是薄壁机匣疲劳破坏的因素。叶片振动可能是由气流通道内的气动阻力、旋转分离和颤振等三种主要原因引起的。由于通道阻力引起高频振动频率 $f = iZ_m n_s$, $i = 1, 2, 3$ 等 Z_m 为第 m 级叶片数。图 4-36 示出涡扇发动机振动频谱图。1, 2 为低压转子一次、二次等谐波; I、II 为高压转子一次、二次等谐波 $Z_1, Z_2 \cdots$ 为 I 级和 II 级风扇的叶片数。由图 4-36 可见,高频振动具有转子振动同一量级的速度幅值,而加速度可达 $5\,000\text{ m/s}^2$ 。叶片振动中 I 级风扇叶片振动最大。

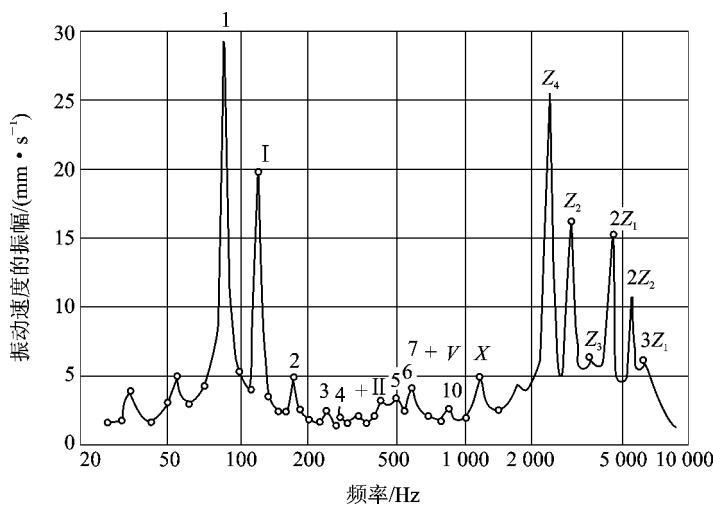


图 4-36 涡扇发动机振动频谱图

(2) 轴承和齿轮产生的高频振动

轴承的内圈、外环和滚子上的缺陷及裂纹,在轴承旋转时产生冲击,其频率称为“通过频率”,可按下列公式计算:

$$\text{外环损坏频率 } f_o = \frac{Z_g}{2} n_s \left(1 - \frac{d}{D_{av}} \cos \beta \right) \quad (4-45)$$

$$\text{内圈损坏频率 } f_i = \frac{Z_g}{2} n_s \left(1 + \frac{d}{D_{av}} \cos \beta \right) \quad (4-46)$$

$$\text{滚珠损坏频率 } f = \frac{D_{av}}{d} n_s \left[1 - \left(\frac{d}{D_{av}} \cos \beta \right)^2 \right] \quad (4-47)$$

式中, Z_g ——滚子数;

d ——滚子直径;

D_{av} ——轴承平均直径;

β ——接触角。

轴承的频谱几乎覆盖整个音频范围,其频谱为连续的,并带有若干个共振区域(如图4-37所示)。振动速度的幅值与转速变化的1.5次方成比例增加,但共振区的位置不变,它取决于发动机的结构特性。

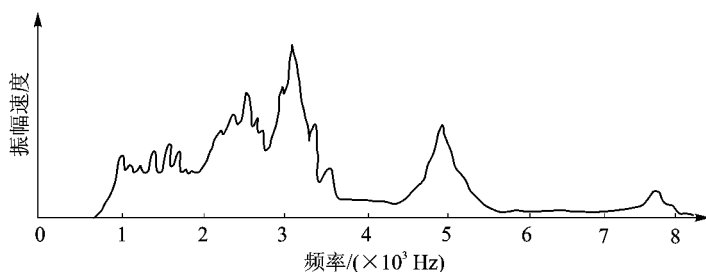


图4-37 轴承引起的高频振动谱

齿轮在运转中由于安装不同轴,齿型偏差和齿磨损等产生振动。齿轮啮合振动的频率 $f_m = Z n_s$, 其中, Z 为齿数。齿传动的振动强度随着传递载荷以及转速的增加而增加,其量值通常总是很小。它主要用作发动机监测的信号。只有在故障严重时,或激起结构共振的情况下才能引起发动机明显的振动。

对于高速的薄壁锥齿轮,由于啮合时受三向力的作用,会激起齿轮体的弯曲振动。当具有某节径的行波振动频率与激振频率重叠引起共振时,会导致齿轮疲劳破裂。

4.5.2 发动机振动测量和分析

1. 振动感受参数和测振系统

振动感受参数有振幅、振动速度和振动加速度。它们可以应用涡流传感器、磁电式速度传

传感器和压电式晶体加速度传感器来测量。

① 20 世纪 50 年代末至 80 年代中期,国内外航空发动机整机振动测量系统大部分采用磁电式速度测量系统,如 WP6、WP7 系列发动机和 Spey、RB211 涡扇发动机等。此系统由磁电式速度传感器、电压放大指示器、信号记录仪和小型数字分析仪组成。在发动机各主要支点承力机匣(压气机机匣和涡轮机匣)上安装此传感器,其振动信号通过电压放大器带通滤波(70 Hz ~ 200 Hz)放大并微分一次,以测量各截面水平和垂直方向的振动加速度峰值。

② 压电式加速度测量是目前普遍采用的方法。压电式加速度计频率响应范围宽(0.1 Hz ~ 20 000 Hz)、动态范围大(- 5g ~ 105g 的振动加速度)、性能稳定、输出线性好、使用温度范围宽并且抗外磁干扰能力强,它广泛地应用于航空发动机整机测量。它所产生的信号能够积分给出速度和位移信息。自 20 世纪 90 年代以来大多数采用压电式振动测量系统,如图 4-39 所示。加速度计拾取的振动信号输入到振动仪(如电荷放大器),其输出电压正比于振动量,可以拾取所需频带内的振动加速度峰值或有效值信号。其中直流信号输入 x-y 记录仪,显示振动量随发动机工作状态的变化,以监视发动机运行过程中的振动趋势 其广谱交流信号输入磁带记录仪,以提供频谱分析需要的样本信号。

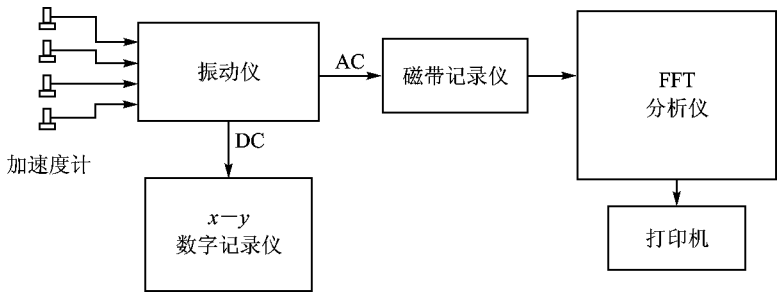


图 4-38 压电式加速度振动监测与分析系统示意图

③ 转速跟踪测量是在试车台上配置微机控制的数字式转速跟踪测振系统,如图 4-39 所示。E68202 跟踪滤波放大器按控制命令对输入的振动加速度信号进行适调放大积分程控滤波和有效值检波。输出未经滤波的宽带信号,也可输出经带通滤波的加速度、速度及位移总量 同时,跟踪滤波器按控制命令对输入的转速信号和来经滤波的宽带信号进行窄带滤波。该窄带滤波的中心频率随转速频率和设定的频率比值而改变。其频率比值 R 用公式表示为

$$R = f_c / f_n$$

式中, f_c —— 滤波器中心频率;

f_n —— 转速表频率。

滤波器只允许振动信号中那些与转速信号频率成固定比率的频率成分通过,分离出跟踪滤波的其振幅和频率等特性参数仍成正比例的振动分量,并以直流数字信号形式存入计算机。

转速跟踪测量法监测航空发动机的整机振动,其频响宽,精度高,抗干扰能力强,可实时监

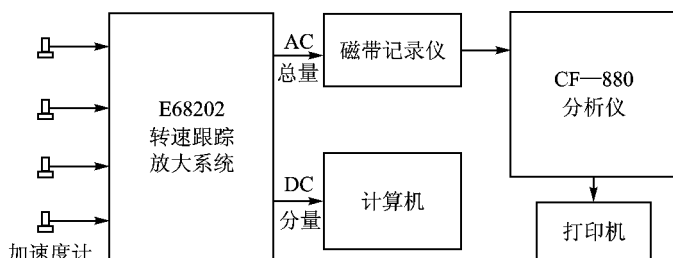


图 4-39 转速跟踪振动测量与分析系统简图

测高、低压转子随发动机转速变化的振动特性，大大减少了非转子源振动因素的影响，能迅速识别发动机所有的转子振源和低频振源的作用。

2. 振动指示参数

发动机试验中常用过载系数 K 值来表示整个发动机的振动量级，它是发动机工作时整机重心的最大振动加速度与重力加速度之比。主要由转子源激励时，其加速度幅值 $a = A\omega^2$ ， $S = 2A$ 为振动的全幅值， mm ； $f = \omega/2\pi = n_s$ 为发动机振动频率，或每秒转速，则

$$K = \frac{a}{g} = \frac{(2\pi f)^2 A}{g} = \frac{Sn_s^2}{500} \quad (4-48)$$

发动机通用规范中已经规定振动测量时要进行振动速度和振动加速度分析，加速度直接反映振动物体所受的惯性力和外传振动力，可以用来判断发动机中一些零件的故障。

研究表明，在低频范围用振幅（位移）作指示参数比较敏感，在高频范围内用加速度作指示参数比较敏感，而振动速度则在相当宽的频段上保持不变。振动速度标志着振动物体所具有的能量， $E \sim V^2$ ，同时还标志着最大振动应力的量值。

3. 测点选择

发动机通用规范中规定整机测振时在发动机压气机、涡轮机匣、附件齿轮机匣以及有时在某些内部结构上安装加速度传感器。在发动机机匣与附件齿轮机匣适当之处应装有托架和安装节以确定三个互相垂直平面内的振动。必要时对特殊的发动机可规定外部或内部的附加位置（如主轴承位置）。靠近发动机主安装节处，振幅较小并接近于发动机重心振幅值，能较真实反映整机的振动。压气机机匣部位测得的振动主要标志压气机转子的不平衡量。由于它的刚性较高，所以过载系数 K 值较涡轮机匣测得的要小。在机匣同一截面上，在垂直方向测得的振动过载系数与振幅要比水平方向的小。装于不同试车台上的同一台发动机因台架刚性影响，其 K 值也不相同。在台架上和飞机上测得的 K 值也不相同。图 4-40 示出振动传感器分布和安装。其测得的 K 值和振动频谱都只能作为同一型号发动机在相同条件下与标准样机的比较指标。

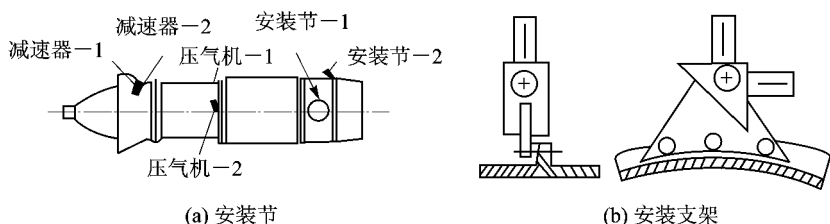


图 4-40 振动传感器分布 (a) 和安装支架 (b)

图 4-41 示出发动机测振系统图,共装有 5 个传感器:①和④为磁电式速度传感器,振动信号通过 JZ-2 型测振仪再输送给磁带记录仪,测量频带为 20 ~ 700 Hz。②和③为加速度传感器,振动信号通过电荷放大器及频率分析仪输送给磁带记录仪,测量频带为 10 ~ 5 000 Hz。磁带机重放过程,信号经过频率分析仪送至电平记录仪或 x-y 仪显示出来。

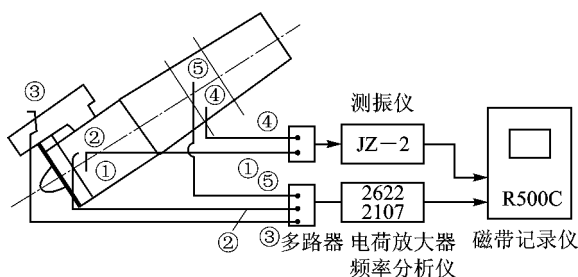


图 4-41 发动机测振系统图

4. 整机振动分析

(1) 低通滤波时域信号

整机振动以 70 ~ 200 Hz 频带的振动过载系数 K 值表示。当 K 值超过规定值时,应进行示波检查。图 4-42 为发动机转子振动信号:(a) 为单转子一阶谐波,(b) 为单转子一阶和 1/2 阶谐波的合成,(c) 和 (d) 为双转子一阶谐波的合成。双转子的合成振动与两个转子的频比和振幅比有关,形成“拍”振动时,主振波取决于不平衡量显著的转子振动。

(2) 频谱图

发动机频谱图是在一定转速下振幅随频率的变化关系,它可以示出各种谐波振动。图 4-42 中各峰值即为该转速下发动机的分频振动和倍频振动,其量值取决于激励强度和结构频率响应特性。发动机通用规范中规定要在 5 ~ 10 000 Hz 区间进行振动频谱分析,画出均方根值的速度谱和峰值加速度谱。这些谱图要在发动机工作包线内最高振动点上和发动机各个状

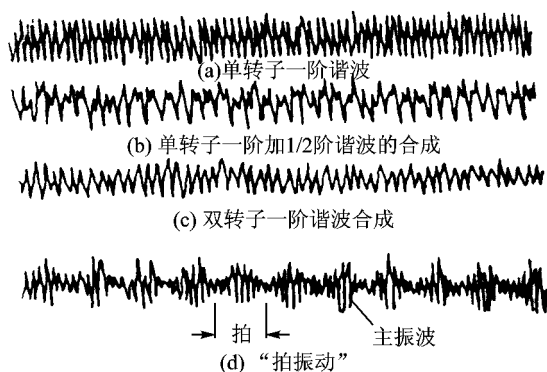


图 4-42 转子振动信号

态上从各个加速度计得出。

(3) 振动联级图

发动机振动联级图是将转速跟踪和频谱分析结成一起的三维转速频谱图,如图 4-43 所示。该图示出主要振动分量与转速的线性关系,以及不随转速改变的自激失稳分量。图中失稳转速为 200 Hz,失稳频率比 $\Omega/\omega = 90/200 = 0.45$,很可能是滑动轴承油膜力引起失稳。

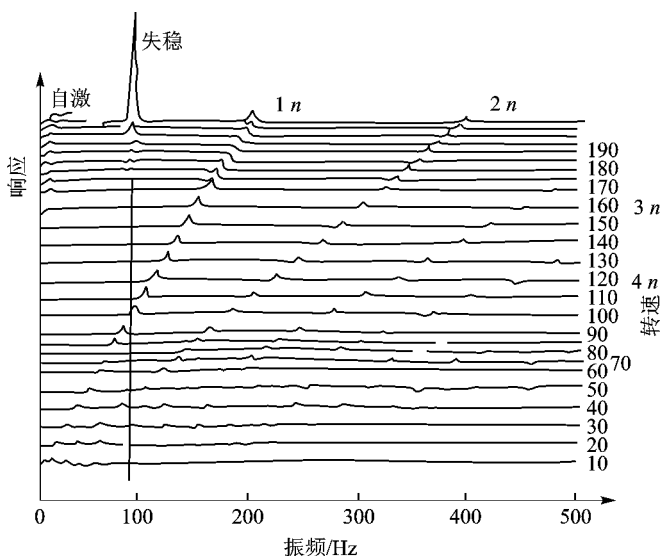


图 4-43 转子系统的联级图

4.5.3 整机振动监控标准

对于航空发动机振动监控,速度是较为合理的控制量。其一,速度能反映系统振动能量的大小;其二,速度和振动环境引起的疲劳破坏及疲劳寿命有关,它反映了应力值,即反应了疲劳环境;其三,速度量在发动机转速范围内比位移量和加速度的变化小,并且航空发动机的转子与静子、支承系统质量比较接近,可使它们的极限值相近。因此,速度作为航空发动机振动监控标准是国内外振动监控的发展趋势。

1. 故障判据

故障判据可能是振动的位移、速度或加速度等的最大值。

① 最大相对位移 $S_{\max}$ 可能发生在机件碰着静子而卡住导致折断、变形时,一些大的旋转件,如涡扇发动机的风扇部位监控振动的标准判据用位移 S 。例如,对新研制的 CFM56 发动机规定了低压转子限制位移值,以保证风扇运转正常,其转频也较低。

② 最大加速度 $a_{\max}$, 表征振动质量的惯性力。惯性力过大可能引起转子轴颈油膜被挤坏,导致轴承逐步破坏,连接处接头开裂、开关、导线的电位计、继电器等工作不正常。这即是以加速度 g 作为标准来判断发动机的振动,如 WP6 和 WP7 发动机,继承苏联原发动机的台架振动标准。

③ 速度 v 是最好的故障判据。更广泛地应用振动速度信号可以改进发动机的状况分析和简化搜索系统。把位移或加速度限制量分别换算成速度,发现它们是非常接近的,基本是从 $40 \times 10^{-3} \text{ m/s} \sim 60 \times 10^{-3} \text{ m/s}$, 这些大量经验数据即成为速度为限制值的充分依据。

2. 振动速度作为振动极限值的依据

(1) 理论依据

振动速度反映系统振动能量大小。振动能量 E 正比于振动速度的平方:

$$E \sim \frac{1}{T} \int_0^T v^2(t) dt$$

对谐波振动,

$$E \sim \frac{1}{T} \int_0^T v^2 \sin^2 \omega t dt$$

即为

$$E \sim \frac{1}{2} v^2 = \frac{\omega^2 S^2}{2} = \frac{g^2 a^2}{2\omega^2}$$

式中, ω ——角频率;

S ——位移;

v ——速度;

a ——加速度。

在振动能量不变时, ω 增大, 位移减小, 速度不变, 加速度上升。

(2) 振动应力 σ 是速度 v 的函数

速度 v 可作为振动应力 σ 的描述, 即为振动疲劳强度的依据。根据量纲分析, 当激振力 P 为幅值时, 振动物体上任一点的位移 X 也将达到最大值, 即为振幅 A :

$$A/L = f\left(\frac{P}{EL^2}, \omega L \sqrt{\frac{\rho}{E}}, \mu, \frac{I}{L^4}, \zeta\right) \quad (4-49)$$

式中, L ——尺寸;

E ——弹性模量;

μ ——泊桑比;

ω ——频率;

ρ ——密度;

I ——截面惯性矩;

ζ ——阻尼比。

$\omega L \sqrt{\rho/E}$ 与物体振动强度有关, $\sqrt{\rho/E}$ 对于同一型号发动机对应部件之间的差别很小,

而对于不同型号航空发动机的部件相关影响也不大, 主要影响是 ωL 。

因其他无量纲数基本相差不多, 即对于两个振动系统,

$$A_1/L_1 = A_2/L_2 \quad \text{或} \quad A_1/A_2 = L_1/L_2$$

又由于应力 $\sigma \sim A/L$, 且对于两个振动系统的 σ 基本相同, 因此可得

$$\frac{\omega_1}{\omega_2} = \frac{L_2}{L_1} = \frac{A_2}{A_1}$$

即 $\omega_1 A_1 = \omega_2 A_2$, 对于正弦振动可得

$$v_1 = v_2$$

由此得出 应力 σ 是速度 v 的函数。 v 在一定条件下可作为振动应力 σ 大小的度量。

(3) 其他依据

① 各种航空发动机的转子与静子质量比值很接近, 使它们具有近似的速度极限值。不同种类发动机振动系统的响应主要取决于静子与转子的质量比值。该比值一般在 1~3 倍范围内, 并且一般轴承间隙较小, 机匣较轻。振动标准在同一范围内。

② 在一台发动机转速范围内, 随着转速 ω 的变化, 位移 S 和加速度变化较大, 而速度 v 变

化相对较小,利于选择测量系统的测量范围,易得到较准确的测量值。

③ 统计的各种发动机振动监控标准已向速度统一,机载监控速度极限值基本在 $(40 \sim 60) \times 10^{-3} \text{ m/s}$ 范围内。

对于单转子发动机,把传感器安在涡轮外环上,振动加速度不超过 $7g$,相当于速度 $60 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ 。在监控中,速度值达到 $60 \times 10^{-3} \text{ m/s}$ 的故障发动机基本都发生了导管等断裂故障。

对于双转子发动机,除两转子频率外, $1/2$ 阶副谐波也是具有较大振动能量的振动分量之一。对于这种有几个主要振动频率的发动机,如用位移和加速度作标准,就必须分别监视各分量,且对不同分量定出不同标准。这样明显增加了对测振系统的要求,并使振动监控规范复杂化,使定标工作复杂化。而以速度为标准,在速度极限值附近,根据不同机种具体情况可适当制定一标准方法。表 4-17 列出统计的航空发动机振动值标准。

表 4-17 航空发动机振动值标准 (台架标准)

机 种	发动机 类 型	所装飞机	最大转速 ($r \cdot \min^{-1}$)	感受参数	振动限制值
					$S/(\text{mm}), v/(\times 10^{-3} \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}), a/(\times 9.8 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2})$
WP-6	单转子	歼 6	11 150	$v \rightarrow$ (通过 S 值 算出 a 值)	压气机 3.5 (g)
WP-7	双转子	歼 7	$n_1 = 11\,150$ $n_2 = 11\,420$		压气机机匣 4 (g) · 涡轮外环 6 (g)
J79	单转子	F4	7 460	$v \rightarrow$ (S)	台架 2.91 mm (0.1145 in) 机载 3.87 mm (0.1522 in) ; 53.5
WP-15	双转子	米格-23	$n_1 = 85\,50$ $n_2 = 11\,700$	v	涡轮外环 50
JT3D	双转子	波音-707	$n_1 = 6\,350$ $n_2 = 9\,750$	$v \rightarrow$ (显示 S 值)	进气机匣 1.94 mm (0.0762 in) 扩散机匣 1.94 mm (0.0762 in) ; 1.8 涡轮外环 2.58 mm (0.1016 in)
斯 贝	双转子	三叉戟	$n_1 = 8\,950$ $n_2 = 12\,500$		台架 1.29 mm (0.0508 in) 机载 2.58 mm (0.1016 in) ; 47.6 ~ 66.4
JT9D	涡 扇	波音-747		$g \rightarrow$ (v)	38.1 mm/s (1.5 in/s) $\rightarrow$ 59 18.48 mm/s (1.2 in/s) $\rightarrow$ 50
JT13D	涡 扇		$n_1 = 16\,540$ $n_2 = 31\,450$		38.1 ~ 25.4 mm/s (1.5 ~ 1.0 in/s) 59 $\rightarrow$ 40
CFM56	涡 扇	DC-9 波音-747	$n_1 = 5\,157$ $n_2 = 14\,460$	$g \rightarrow$ (v)	峰值 50.8 mm/s (2.0 in/s) ; 50.8 (注 : 同时限制位移值)
HK-8	涡 扇	伊尔-62	$n_1 = 5\,640$ $n_2 = 7\,400$	v	机载 爬高 60 地面及平飞 40
AJ1-31φ	涡 扇 双转子	SU-27	$n_1 = 10\,200$ $n_2 = 13\,300$	v	前机匣 55, 3.3 ; 中介机匣 40, 2.4 ; 涡轮机匣 40, 2.4

机 种	发动机 类 型	所装飞机	最大转速 / ($\text{rad} \cdot \text{min}^{-1}$)	感受参数	振动限制值
АИ20К	涡 桨	安—12 伊尔—18	12 300		5 (g) 5.5 (g)
АИ24	涡 桨	安—24	15 100		5—6 (g)
	双转子	TY124	$n_1 = 8\,550$ $n_2 = 11\,700$		4 (g)
Д—25В	涡 轴	米 6, 米 10		v	涡轮外环 50
美直升机振动监控标准推荐值：					38.1 mm/s (1.5 in/s) → 59 25.4 mm/s (1.0 in/s) → 40
美通用汽车公司喷气发动机 (主转子)					38.1 mm/s (1.5 in/s) → 59
苏联推荐值：					30 ~ 60
美 5007D				g - v	

速度作为航空发动机振动监控标准是国内外振动监控的发展趋势。

4.6 发动机润滑和传动系统试验

润滑和传动试验是关于轴承、齿轮箱和附件传动性能的。零件的润滑应包括滑油系统和泵。滑油系统完成许多功能,如冷却零件、加热燃油、形成动空气封严、润滑、带走磨削碎屑等。

传动试验与两类零件有关,即传递运动的零件(如齿轮)和隔离零件的零件(如滚珠轴承)。将转动构件与静止支承结构分开要采用的零件试验要求动静荷和静载荷。

设计和研制过程中要进行下列试验。

4.6.1 润滑系统试验

1. 滑油箱试验

装有加油口盖和其他接头的发动机滑油箱,以在发动机上相同的方式安装后进行下列试验。

(1) 旋转吸油试验

应检查滑油箱在飞机俯仰、横滚两个方向回转时的吸油情况。旋转速度每分钟不大于 1 次,各位置允许的不可用滑油容量,应在试验前予以规定。

(2) 循环疲劳试验

滑油箱应承受油箱增压与发动机振动产生的应力以及因油箱内、外压力变化产生的周期性交变应力,而不发生永久变形。滑油箱应承受 100 kPa 的正负压差,或两倍于发动机工作包线内油箱的最大工作压差下,以每分钟不多于 4 次的频率,至少进行 10 000 次循环。前 5 000 次循环滑油箱保持在正常滑油工作温度;后 5 000 次循环则保持在最高滑油工作温度。在整个循环试验过程中,滑油箱、加油口盖或接头均不应出现漏油或永久变形。

(3) 耐压试验

完成循环疲劳试验的油箱应经受耐压试验,并应在规定压力下和最高滑油温度下至少保持 10 min,不应出现漏油或变形。

(4) 活门试验

滑油箱上的增压活门或减压活门均应进行功能试验,并在滑油箱上进行。

2. 滑油系统的放热和冷却试验

在发动机上验证润滑系统性能、冷却装置特性与系统冷却要求,以获得最高环境极限温度所需的滑油流量、放热数据及通风空气流量。对燃油-滑油散热器,应在发动机燃油进口接头处温度为 15℃、热天最高温度以及最小燃油流量下进行这项专项试车。

3. 滑油系统低温试验

验证润滑系统在低温下,系统启动是否正常,检查滑油箱加油口盖及所有注油装置的功能,以验证其是否正常工作。试验时,发动机在 - 54℃ 或运动粘度为 13 000 mm²/s 相应的温度下至少保持 10 h,之后启动发动机至慢车,在 0.5 s 内加速至中间推力并返回慢车及停车,试验证明发动机启动中不超过规定的滑油压力极限值,加速到中间推力不漏油。

试验亦可在包括滑油箱,散热器,滑油供、回油泵,油滤的试验器上进行。

4. 着火试验

该试验验证润滑系统外部管路、接头及附件的防火性。试验设备由燃烧器、视孔台架、排烟罩、振动机械和油循环系统组成。

试验条件为:火焰温度 $1\,090 \pm 80$ ℃ 热气体密度 116 kW/m² 面积不小于 0.018 m² 火焰作用时间 15 min,吹过试验件的风速约 2 m/s;试验件经受火焰作用的同时承受振动,振幅 ± 1.59 mm,频率 33 Hz。试验期间,在距试验件 1.5 m 处目视检查或通过光电传感器检查试验件是否破裂或渗漏。

此外还包括热区轴承腔滑油结焦着火试验。

5. 滑油中断试验

滑油中断试验是发动机技术鉴定试验中的重要一项。试验时仅向滑油泵进口供气,发动机在中间推力状态工作 30 s。在滑油中断期间和随后恢复正常润滑的 30 min 内,发动机应无损坏地工作。分解并检查发动机以证实无损坏。

4.6.2 传动系统试验

1. 传动系统承载试验

在载荷作用下,承受高工作齿载荷的齿轮应在专用试验器上评定其承载能力。用于再现大型齿轮箱的特性的试验器包括两个相同的齿轮箱,如图 4-44 所示。其中,一个输入轴与另一个输出轴相连,构成闭环系统。通过扭矩加载装置对齿轮加载。该系统从外部驱动,用较低输入功率模拟高功率系统。

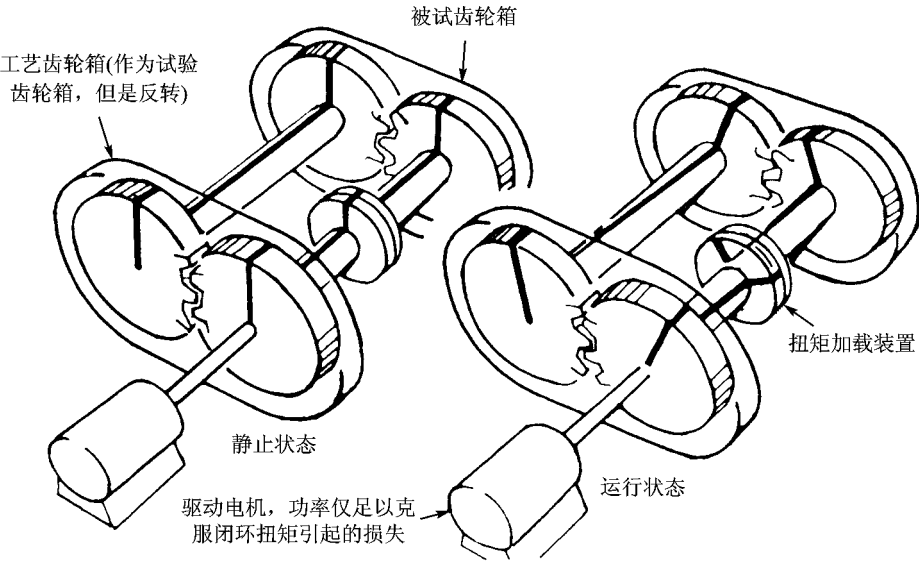


图 4-44 大型减速齿轮箱试验设备

2. 附件传动机匣持久试验和功率分出试验

传动发动机附件和飞机附件(或功率分出)的发动机传动齿轮系及外部齿轮传动机匣,应经受 300 h 的实验室持久试验。在持久试验前,附件传动机匣应经受一次静扭矩试验。试验时,输入轴应保持静止,除启动机安装座传动装置外,所有的安装座传动装置同时加载到型号规范中规定的最大静扭矩值的 150%,时间为 5 s。在 5 s 内,启动机安装座传动装置应加载到型号规范中对该安装座传动装置规定的最大启动扭矩的 250%,加载方向应不使附件传动齿轮系的任一安装座传动装置卸载。

静扭矩试验后,装上所有飞机附件和发动机附件的传动机匣,以变载荷从慢车到最高转速的整个转速范围,进行振动扫描和谐振探测。持久试验应在装上所有飞机附件和发动机附件的传动机匣上进行。

为模拟系统的特性,发动机润滑系统的组件或附件,例如滑油滤和滑油箱等应装在试验台上。在整个试验中应监测密封泄漏量。附件传动机匣持久试验应按下列程序进行:

- ① 最高转速运转 20 h,并加载到最大允许扭矩值。
- ② 慢车转速运转 15 h,飞机附件传动装置应进行 5 次 5 s 的过载试验。
- ③ 加减速运转 15 h,共进行 180 次 5 min 的加减速循环,所有传动装置均加载到规定扭矩。
- ④ 转速递增运转 10 个阶段各 5 h,在最高允许转速试验时,应完成 3 次 5 min 超转到 115% 最高转速的试验。
- ⑤ 连续转速运转。此阶段以相应于 70% 发动机最高规定转速连续运转 50 h,传动装置加载到型号规范中规定的最大连续扭矩值。
- ⑥ 最高转速运转。此阶段以相应于发动机主传动轴最大允许扭矩值的转速连续运转 150 h 时,其间在每 10 h 中有一次 5 min 的过载状态,施加的负荷则为型号规范中规定的过载扭矩值。

试验的每阶段应进行铁谱分析。试验完成后应收集回油滤和磁性屑末检测器的残留物,分离开磁性和非磁性材料,并对这些材料称重、分析及报告结果。附件传动机匣应全部分解、清洗并检查零件,不应有材料缺陷、过度磨损或即将发生破坏的迹象。

3. 齿轮试验

航空发动机传动齿轮的强度试验包括验证性试验和先期性试验。前者主要是对设计的齿轮进行强度的考核;后者是对新研制的齿轮进行各种影响因素的定性和定量研究,以确定最佳齿形参数和轮体结构、材料等。主要包括下列试验:

- ① 齿轮疲劳强度试验,可分为齿面接触疲劳强度试验、齿根弯曲疲劳强度试验。在试验器上运转或脉动加载,不应出现齿裂、点蚀乃至剥落。

- ② 齿面胶合承载能力试验,研究载荷、速度和润滑油等对承载能力的影响。
- ③ 齿轮动力学试验,试验确定齿轮的共振转速和振动应力,验证实际使用下工作可靠性。
- ④ 齿轮光弹试验,进行齿轮应力分析。

4.6.3 轴承组件试验

1. 影响轴承寿命的主要因素

- ① 高 DN 值 (轴承内径乘以转速) 产生很大离心力,明显降低疲劳寿命。高 DN 值还使滚珠自旋速度增大,滚珠与跑道滑动加剧,使接触温度升高 磨损亦明显增加。
- ② 温度增加明显降低疲劳寿命。
 - ③ 打滑、偏扭及蹭伤影响轴承寿命。
 - ④ 不同心度增加接触应力,使轴承寿命降低。

2. 轴承试验

轴承试验主要用于考虑轴承长期工作的可靠性。改进设计、材料、制造和安装、状态监控均是提高轴承寿命的主要措施。轴承是发动机主要承力件,其可靠性试验有:

- ① 新型结构轴承和材料试验。
- ② 轴承疲劳试验。
- ③ 轴承疲劳寿命试验。
- ④ 轴承承载和过载强度试验。
- ⑤ 轴承超温耐久性试验。
- ⑥ 轴承噪声试验。

试验设备可以使轴承以代表性的转速运转,并施加外部作用力。加载应模拟整个飞行和地面包线内的所有功率下载荷,考查轴承工作无滑动和损伤,这些类似前述的转子结构完整性试验。

滑油可以加温到型号规范规定的温度范围,并向试验设备供油。同时由加热空气来模拟加压轴承腔。

三转子发动机对中介轴承提出特殊要求。为评定这些轴承的性能,试验设备可以对轴承的内、外圈提供有代表性的转速。为监控试验条件,在所有试验器上都包括热电偶、应变计和流量计等仪表。这种试验最重要的是再现试验条件。

4.7 发动机耐久性考验的新型装置 ——机动载荷模拟器

4.7.1 机动载荷模拟器设计要求

机动性很大的飞机的机动载荷,要比目前飞机经受的机动载荷大 50%。这不仅要求提高发动机的推重比,而且要求其结构完整性远远超过目前发动机的水平。静态试验只能提供充足的数据来评价发动机的静态特性,而飞机机动载荷对发动机的影响到目前却知道得很少,只是靠飞行试验获取有限的分析数据。因此,研制模拟机动飞行的载荷模拟器和建立分析方法是十分必要的,它能在地面上准确验证发动机在实际飞行状态下结构的完整性。

1. 机动载荷对发动机结构完整性的影响

飞机机动飞行过程中,由于转子的惯性和陀螺效应,发动机内部产生很大的载荷。这些机动载荷加到理想化的发动机上时,将产生一定量的叶尖和封严的变形,这些变形使轴承运转过程中内部径向间隙发生变化,从而也就引起机动飞行过程中转子和静子之间间隙变化。

图 4-45 示出飞机机动载荷。其中飞行是指从零到最大功率状态。载荷系数、角速度和角加速度应取在发动机重心或重心附近。退出俯冲时出现向下载荷,拦阻着陆时出现向前载荷。侧向载荷系数作用在任一侧。 $\dot{\theta}$ 和 $\ddot{\theta}$ 是俯仰角速度和角加速度; $\dot{\psi}$ 是偏航角速度。 $\ddot{\theta}$ 可达 $\pm 6 \text{ rad/s}^2$,偏航角加速度 $\ddot{\psi} = 0$ 。

着陆载荷如图 4-46 所示。在着陆状态,功率从零到最大非加力推力,按军用规范 MIL-E-5007C 规定 $\ddot{\theta} = \pm 14 \text{ rad/s}^2$, $\ddot{\psi} = \pm 6 \text{ rad/s}^2$ 。图 4-47 示出典型发动机 1g 载荷作用下机匣剪力图,图 4-48 示出 1g 载荷下发动机机匣的力矩分布。

较小的叶尖和级间间隙可以大大改善发动机的工作效率,如果由于机动飞行引起摩擦,使间隙过大,则会引起严重的性能损失。

对于机匣,机动飞行可能在机匣上增加显著的循环载荷。机匣要求的刚度是由需要的间隙条件、转子动力特性、突风载荷和机动载荷、喘振压力的不均匀性和发动机安装点的位置决定的。装有刚性转子的发动机机匣弯曲后,在机匣和转子中心线之间引起的不同心度,使转子叶尖间隙、导向叶片叶尖间隙和封严间隙发生变化。发动机进气道处的突风载荷在风扇机匣上产生的力矩也能引起骨架弯曲。

进行陀螺试验以模拟发动机飞行时(尤其是螺旋),由于旋转零件在俯仰和/或偏航运动

时,转子的陀螺进动将产生机匣剪力和弯矩。在运转的发动机试验能更真实地验证机匣、转子静子叶片和封严等结构的相互影响,因为它能反映真实的温度、压力和变形。

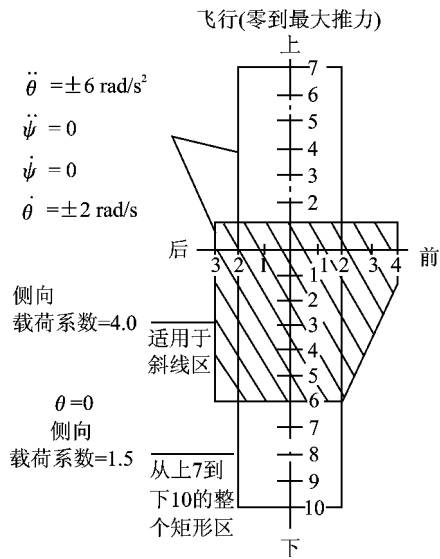


图 4-45 飞行机动载荷

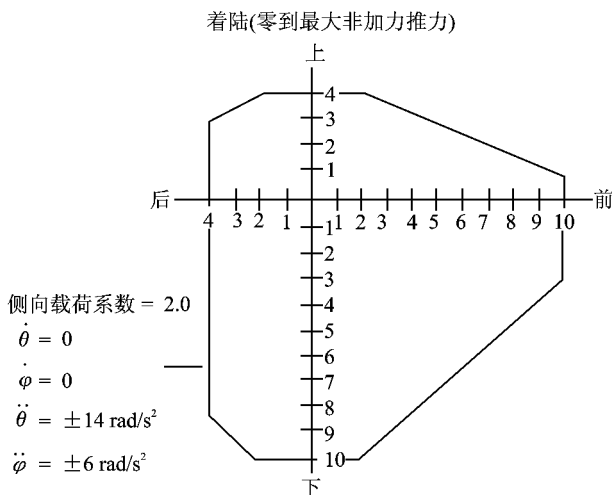


图 4-46 着陆载荷

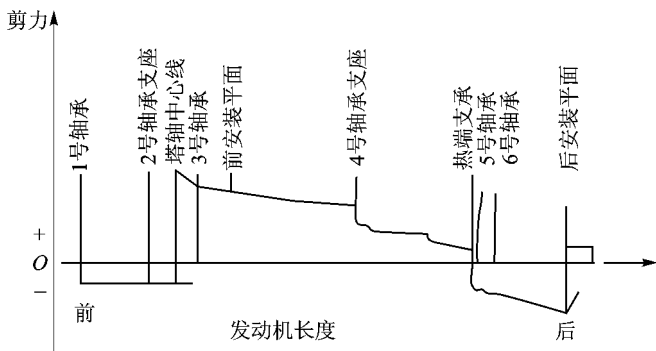


图 4-47 1g 载荷作用下典型发动机机匣剪力图

2. 机动载荷模拟试验要求

由于飞机机动飞行,拉停着陆和起飞所引起的纵向、垂直方向和侧向的线加速度是极大的。作为试验设备应模拟的最低加速度的值为 15 g。相对于机动飞行角速度产生的陀螺力矩引起的载荷来说,角加速度引起的载荷是第二位的。根据现代战斗机飞行试验数据,选定设计

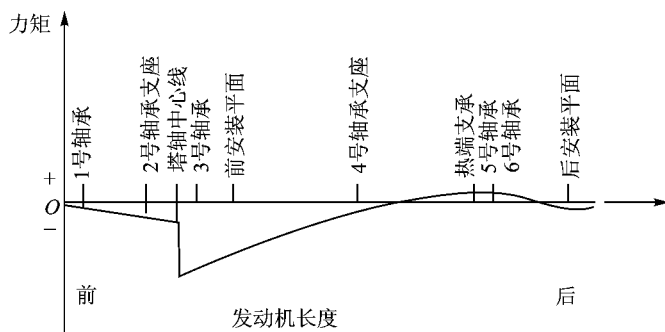


图 4-48 1g 载荷作用下典型发动机机匣力矩分布

要求的最大角速度为 3.5 rad/s 。

另一项主要试验要是飞机作机动飞行时,例如俯仰和偏航的组合动作时,存在同时作用的耦合线加速度和角速度。应当注意 在一般情况下,最大线加速度和最大角速度并不同时出现。实际上,当两者中的一个最大时,另一个常接近最小值。经验估计,作用在发动机上的力的作用时间大于 3 s 的可以认为是稳态,小于 3 s 的为过渡态。经验证明,稳态试验可提供最有用的试验数据,而产生稳态条件的能力是机动载荷模拟器的主要目的。表 4-18 列出了总的试验要求。

表 4-18 航空发动机载荷模拟器设计要求

参 数	试验要求	
	大发动机	中等发动机
线加速度	4 g	15 g
角 加 速 度 / ($\text{rad} \cdot \text{s}^{-2}$)	3.5	3.5
陀螺力矩 / ($\text{N} \cdot \text{m}$)	271 164	542 328
直径 / m	3. 048	1. 524
长度 / m	9. 144	9. 144 带加力燃烧室
质量 / kg	45 359	2 268
推力 / kN	444. 82	133. 45

4. 7. 2 机动载荷模拟器

典型的机动载荷模拟器示于图 4-49。采用离心机可以产生所需量级和所要求的组合线加速度和角速度。该模拟器设有一长 12.19 m 悬臂和一长 0.508 m 平衡悬臂,其转速为 33.4 r/min (3.5 rad/s)。发动机安装在方向铰链机构上,这能够模拟 360° 的俯仰和横滚及 $\pm 90^\circ$ 偏航等姿态的飞行动作 (如图 4-50 所示)。这种机构可以模拟飞行过程中发动机所要

求的任何方向上的俯仰、横滚、偏航或者三种都有的位置,从而准确模拟发动机所遇到的实际飞行情况。整个万向铰链机构可以安装在试验悬臂的任意位置上,即从载荷最大 (15g 和 3.5 rad/s) 的半径为 12.2 m 处直到只有纯陀螺载荷 (3.5 rad/s)、半径为零的轴架上。将发动机垂直安装在如图 4-51 所示的末端位置上,使发动机的纵向轴线平行于离心机的旋转轴线,则可使发动机上只具有线加速度。为了保证滑油正常回油,发动机方位的确定应在悬臂开始旋转并提供离心力来模拟垂直重力时进行。

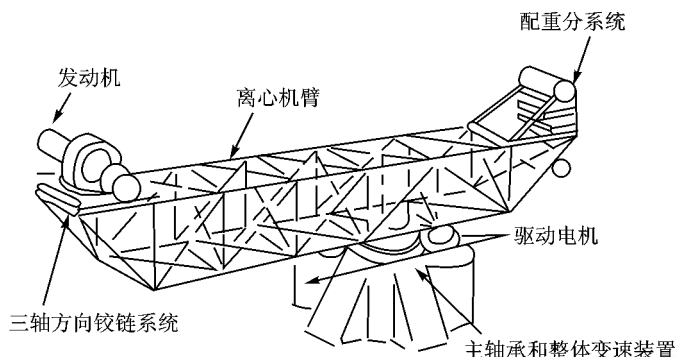


图 4-49 机动载荷模拟器

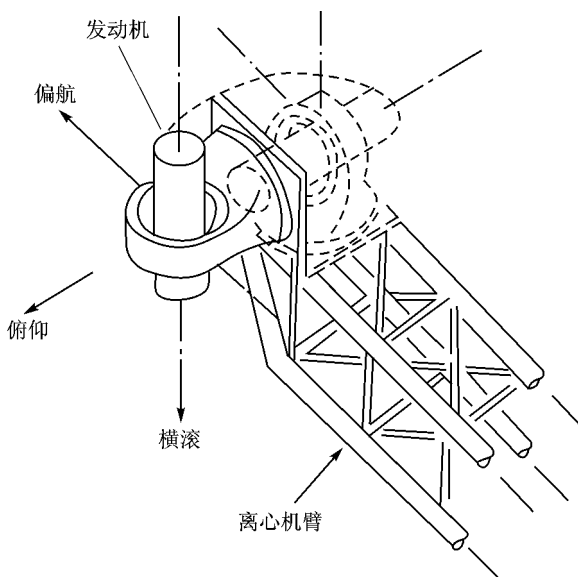


图 4-50 发动机装配位置

这种发动机载荷模拟器能够试验两类发动机：一类是轻型战斗机所装用的大机动载荷发动机，另一类是运输机装用的小机动载荷发动机。

4.7.3 X 射线间隙探测装置

在载荷模拟试验器上采用 X 射线装置,能够实时观察机匣或部件的变形和位移,能精确测量发动机承受 21g 过载的内部部件的间隙。这种 X 射线探测装置主要包括:

- ① 高能量、高密度的 X 射线源。
- ② 与 X 射线源相连接的高速、高分辨率的检测器。
- ③ 定位装置,它能使 X 射线源、检测器相对于发动机的周向和纵向位置精确地定位。这些部件与遥控系统、手控系统和数据记录仪连接,构成一套完整的设备。

图 4-51 示出这种测量系统。具体测量项目主要包括 篦齿封严的轴向和径向间隙 无叶冠叶片的径向间隙 转子和静子部件之间的轴向间隙和由于机械和热应力引起的部件变形等。

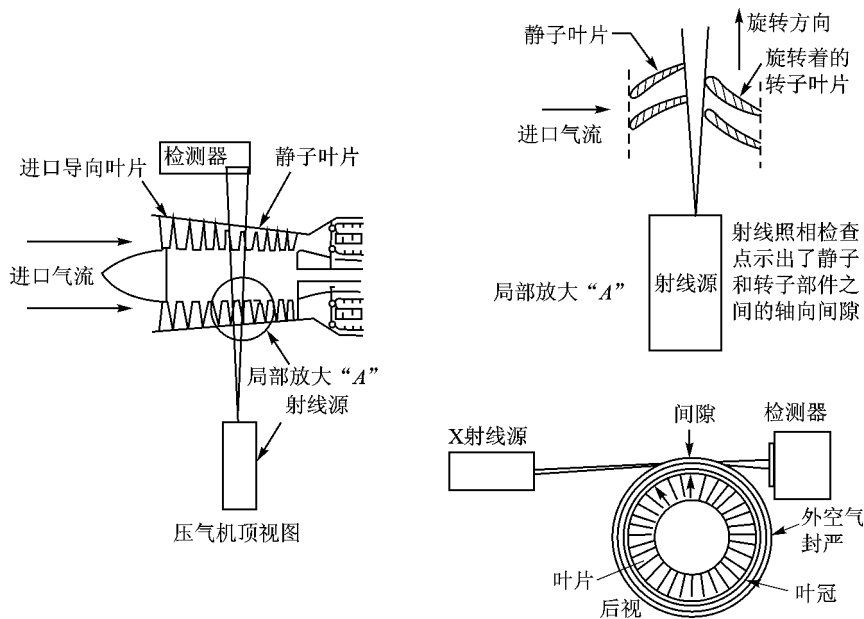


图 4-51 在轴向、径向间隙测量中 X 射线源—发动机—检测器的相互位置

试验的发动机要在停车、稳态运转和加速和减速过程中测量间隙。由于发动机内部结构复杂,因此,被测间隙的投影图像有时会与被测物前面和后面的其他部件的图像重叠。发动机振动也产生图像模糊。在静止状态,可以获得间隙的影像。在工作状态,应采用脉冲技术。当发动机每转一圈时,X 射线源发出一次脉冲。

标准 X 射线源相对检测器的位置对形成最终的射线照片和准确测量尺寸都极为重要。X 射线源的直径 D 与发动机的相对位置,X 射线源与发动机之间的距离 L_x 、发动机与检测器之

间的距离 L_E 都直接决定射线照片的放大倍数,并且也影响空间分辨率。射线照相放大倍数 N_M 由下式给出:

$$N_M = \frac{L_X + L_E}{L_X} = \frac{W_X}{d} \quad (4-50)$$

式中, W_X ——检测器位置中的间隙密度;

d ——实际的间隙宽度。

通常,射线源应该离发动机尽量远一些,而检测器尽可能靠近发动机。射线源安装位置离发动机越远越接近点光源,图像边缘的半阴影区也越小,这样大大减少了图像失真。

阿诺德工程发展中心在载荷模拟器上装用 X 射线照相诊断系统时要求:

① 时间分辨率。在一定条件下,系统能够在 60 s 的周期内拍摄 60 张射线照片。

② 空间分辨率。必须能检测出典型发动机结构中的 0.13 mm 的间隙和 0.51 mm 的厚度变化量。还需要一套实时图像显示系统,在试验期间能精确地校准射线照相系统,以达到要求分辨率。

③ 可以携带,易于维护,能满足在载荷模拟器上定位和工作的要求。

习 题

4-1 试述可靠性的基本概念,评定航空发动机可靠性的主要指标有哪些?

4-2 归纳航空发动机结构完整性大纲中规定的主要整机试验和零部件试验,采用哪些主要设备?

4-3 试分析 150 h 持久试车的 6 h 运转程序。

4-4 加速任务试车的主要特点是什么?试车程序如何确定?试用具体试车程序进行对比。

4-5 低循环疲劳试验用哪些循环进行,其特点如何?考查发动机部件实际使用中的哪些特性?

4-6 试述超温、超转和轮盘破裂的试验状态、试验方法 指出试验装置的特点。

4-7 如何将主轴使用载荷谱简化成试验载荷谱?

4-8 分析主燃烧室机匣受力,并根据这些受力确定试验加载的方法。

4-9 简述环境和吞咽试验项目、试验方法和试验设备。

4-10 试述引起发动机振动的主要振源,并查阅资料,分析涡扇发动机的转子振动特点、测振方法和典型测振系统。

4-11 用振动速度作为振动极限值的依据是基于哪些理由?

4-12 试述润滑系统的主要试验,为什么要进行滑油中断试验?

4-13 简要分析飞行时发动机承受的机动载荷,说明机动载荷模拟器设计要求和装置特点。

第 章 发动机部件试验

5.1 部件试验及其作用

5.1.1 发动机研制和发展所需的部件试验

航空发动机主要部件试验在发动机研制中占有相当重要的地位。从调试发动机所需的运行时间来看,占总运行时间的 35% 左右。

1. 军用航空发动机发展的关键部件试验

随着航空技术及武器装备发展的需求,对航空发动机的发展提出了更高的要求,出现了更大幅度的飞跃阶段,军用航空发动机及其衍生产品将成为新一代飞机、军舰、坦克和巡航导弹常规动力装置。适应这一发展的主要部件试验包括:

- 高效率、高负荷叶片机试验验证;
- 高温、高负荷涡轮叶片冷却效果试验研究和改进;
- 高温升燃烧室模拟试验及新型结构燃油喷嘴的研究,雾化质量的激光多普勒相位分析技术;
- 先进结构,如叶盘结构、双层机匣结构、主动控制技术的可靠性试验、功能试验;
- 全权数字式电子控制系统的试验;
- 推力矢量喷管的试验及功能考核;
- 部件用先进材料,如高温陶瓷、复合材料和金属间化合物等试验;
- 数字模拟仿真技术与部件应用效果的试验检验。

很显然,这些关键技术的预研均以先进的部件试验为基础。

2. 主要部件试验研究内容

(1) 压气机

① 进行压比达 12: 1 的五级压气机试验验证 离心压气机与效率相当的轴流压气机的试验验证 滞止失速试验 高叶尖速度风扇试验及大流量引气压气机的试验研究。

② 综合化高性能涡轮发动机计划 (IHPTET) 集中在三维粘性计算流体动力学设计技术的试验验证 无盘转子的性能、可靠性试验研究 全复合材料结构的强度测量。

(2) 燃烧室

① 瓦片式燃烧室、先进冷却燃烧室试验验证 高马赫数燃烧室试验 高温多孔层板式燃烧室的试验 短环形燃烧室温度场预测和试验验证技术 整机调试燃烧室温度场与部件试验器温度场对比试验研究 燃用代用燃料试验 紧凑、高效 (95%) 和稳定的加力燃烧室试验 旋流加力燃烧室及变循环发动机加力燃烧的试验研究 减少污染物的试验研究。

② IHPTET 技术发展中主要集中在主燃烧室新头部方案数值模拟和试验验证 变几何流场结构试验 陶瓷基火焰筒耐久性试验研究 整体式加力燃烧室/喷管的试验考核、功能测量 可变几何燃油喷嘴浓度场试验研究及燃烧部件三维数值模拟技术的试验验证等。

(3) 涡轮

① 高温涡轮试验 变几何涡轮试验验证 三维气动设计、传热的试验验证 10 000 次循环的涡轮试验验证 低展弦比无冷却涡轮的试验研究 先进冷却技术和主动间隙控制试验研究。

② IHPTET 发展计划中耐 1 540 °C 高温的冷却非金属试验研究 耐 1 650 °C 以上高温的无冷却非金属试验 轻型静力结构强度试验 复合材料机匣强度试验验证。

(4) 排气喷管

① 俯仰推力转向喷管试验研究 内、外流试验和试验验证设计计算软件 复合材料衬筒耐久性考核 红外辐射试验和排气噪声测量 喷管与飞机后机身之间的干扰阻力测定,为飞机/发动机/喷管一体化设计提供依据。

② IHPTET 发展计划中俯仰/偏航推力转向喷管试验研究 全方位转力转向喷管试验 耐 1 540 °C 以上的陶瓷基复合材料和碳-碳材料试验。

(5) 控制系统

① 数字式电子控制系统功能试验 提高调节系统可靠性的试验 环境综合试验考核 综合飞行和推进控制功能试验 自适应故障-容限逻辑试验研究。

② IHPTET 发展计划中耐 260 °C 电子/光学设备、液压装置考核 耐 538 °C 电动机械作动装置可靠性试验 性能最佳化逻辑功能试验 降低裕度逻辑试验研究,超可靠控制器功能试验考核。

5.1.2 部件试验结果对整机研制的作用

部件试验在航空发动机研制、改进和发展中是极其重要的,没有充分的部件试验就不可能研制出高性能、高可靠性的发动机,部件试验是发动机型号研制的基础。

① 部件试验直接给出其各个有关的性能和某一特性的详细试验结果及改进措施的有效性,这在整机试验中是不可能完全得到的,整机试验受结构影响,不可能进行详细的测量。

② 在良好模拟各部件在发动机上的工作条件下,部件试验结果能良好地适用于整机,并能提供在整机试验中不可能获得的有关性能参数。

③ 由于不可能完全模拟整机工作环境,又由于相邻部件的相互影响,部件试验结果在整机应用中往往要进行一定的修正。

④ 对于发动机过渡状态工作,在部件试验中是难以进行的。运用计算机控制技术模拟发动机实际工作环境仍有局限性,因此,当过渡态或瞬态的部件试验结果应用于整机时要充分考虑整机的工作特点。所以未来的试验研究应进行部件性能对整机性能影响的定量测试工作。

⑤ 发展光测技术,开发对气流干扰小的探针,能测出整机各主要截面详细试验结果,这对判断部件试验结果对整机的适用性是极为重要的途径。发展发动机流道的详细测量是重大试验研究课题。

⑥ 发展能精确模拟发动机部件在推力循环中的快速温度变化设备,并能在真实条件下运转,这是非常重要的试验设备发展计划,它可以极大地减少整机上试验部件的费用,又能获得整机上不可能获得的部件性能、可靠性的细目试验结果。

本章将主要论述压气机、燃烧室、涡轮试验和设备,其次将论述加力燃烧室、推力矢量喷管和控制系统的试验方法和设备。

5.2 压气机试验和设备

压气机是在工质参数变化范围很宽的条件下工作的大功率部件,也是发动机试验中耗费最大、测试技术较复杂的部件,其试验任务十分广泛,与理论计算值的相互一致性也在不断提高。压气机试验主要包括:

- 录取特性;
- 确定稳定工作边界;
- 流动损失试验研究;
- 检查调节系统的可靠性。

近年来,随着高增压比、高效率、低噪声、抗高畸变及高可靠性的压气机的研究,使压气机试验技术有很大发展。诸如 NASA 采用高灵敏度测量仪表在相对流为超声速的叶片中产生强

激波的情况下,测量外侧机匣上的静压 测量高载荷、高马赫数静子叶栅的损失大小和损失分布 采用激光双光束聚焦测速方法进行旋转叶栅气流流动过程及匹配的研究,用以校准和校正跨声速叶栅气流的理论计算 测定压气机对进口畸变的反应和容忍能力,以扩大它在较大畸变下的稳定工作范围 测定减少压气机噪声诸方法的有效性 采用动态射线摄影测定叶尖间隙;采用全息显示技术测定导致叶片稳态和非稳态脉动的气动力并用以研究跨声速流中的激波运动以及进行提高压气机承载能力的试验研究等。

压气机试验的最重要任务之一是确定压气机特性及检验为改进特性所用措施的有效性。压气机特性包括模拟试验、全台试验及在发动机上的试验,后者在第3章中已经论述过。

5.2.1 压气机模型试验

在相似状态下进行压气机模型试验能够确定所必需的特性,同时可以使试验所需的功率大大减少。

在满足几何相似、运动相似及动力相似 (Ma 相等、 Re 相等) 等条件下,气流速度、转速、工质密度与压力以及试验所消耗的功率之间具有如下关系:

$$\frac{v_M}{v_S} = \left(\frac{k_M}{k_S} \right)^{0.5} \left(\frac{R_M}{R_S} \right)^{0.5} \left(\frac{T_M}{T_S} \right)^{0.5} \quad (5-1)$$

$$\frac{n_M}{n_S} = m \left(\frac{k_M}{k_S} \right)^{0.5} \left(\frac{R_M}{R_S} \right)^{0.5} \left(\frac{T_M}{T_S} \right)^{0.5} \quad (5-2)$$

$$\frac{\rho_M}{\rho_S} = m \left(\frac{k_M}{k_S} \right)^{-0.5} \left(\frac{R_M}{R_S} \right)^{-0.5} \left(\frac{T_M}{T_S} \right)^{-0.5} \frac{\mu_M}{\mu_S} \quad (5-3)$$

$$\frac{p_M}{p_S} = m \left(\frac{k_M}{k_S} \right)^{-0.5} \left(\frac{R_M}{R_S} \right)^{0.5} \left(\frac{T_M}{T_S} \right)^{0.5} \frac{\mu_M}{\mu_S} \quad (5-4)$$

$$\frac{P_M}{P_S} = \frac{1}{m} \left(\frac{k_M}{k_S} \right) \left(\frac{R_M}{R_S} \right) \left(\frac{T_M}{T_S} \right) \left(\frac{\mu_M}{\mu_S} \right) \quad (5-5)$$

式中, $m = L_S / L_M$, 它称为几何模化比例;

下脚注“M”表示模型;“S”表示实物;

k ——绝热指数;

R ——气体常数;

T ——温度;

μ ——动力粘度。

由式(5-1)~式(5-5)可看出,在模型状态下, v 、 ρ 、 n 、 p 及 P 实质上取决于模化比例、工质物性及热力参数。

在 Re 自模区内,模型状态下工质的温度与压力可任意选择。此时功率 P 的关系式等于

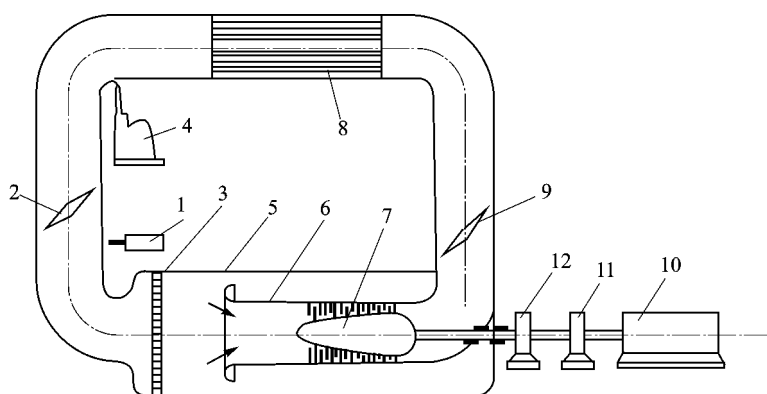
$$\frac{P_{M\text{自模}}}{P_s} = \frac{1}{m^2} \left(\frac{k_M}{k_s} \right)^{1.5} \left(\frac{R_M}{R_s} \right)^{0.5} \left(\frac{T_M}{T_s} \right)^{0.5} \left(\frac{p_M}{p_s} \right) \quad (5-6)$$

在模型状态下试验时,与模型尺寸、工质温度和压力减少的同时,功率减少,一直到 Re 处于自模区为止。当通过减少模型尺寸或工质压力使 Re 为同一值时,减少模型尺寸比减少工质压力所减少的功率多,因为 Re 的减少与压力及线性尺寸的变化成正比,而此时试验所需功率的减少与压力及线性尺寸的平方根成正比。

然而,不能无限地减少模型尺寸,因为大比例模化出现一系列技术难点,例如相似型面的制造及间隙的模拟,通常 $m \leq 2.5 \sim 3.0$ 。

压气机试验台的设计要考虑相似理论的结论。试验台采用闭式和开式两种方案。闭式系统可获得最宽的特性范围,它允许各种工质在真空及高压下进行试验。

图 5-1 为试验压气机的闭式试验台简图。带有双扭线进气道 6 的压气机 7 位于真空室 5 内,压气机由电动机 10 通过液压联轴节 11 及增速器 12 带动。用节流阀 9 建立所要求的增压比。通过水气式换热器 8 回收工质的热量。进口所需压力由节流阀 2 建立并由自动调节器 1 保持。真空泵 4 在试验过程中保持回路中给定的压力。



1—保持压气机进口的自动调节器 2—节流阀 3—整流网格 4—真空泵 5—真空室 6—双扭线进气道;
7—试验压气机 8—水气式换热器 9—节流阀 10—电动机 11—液压联轴节 12—增速器

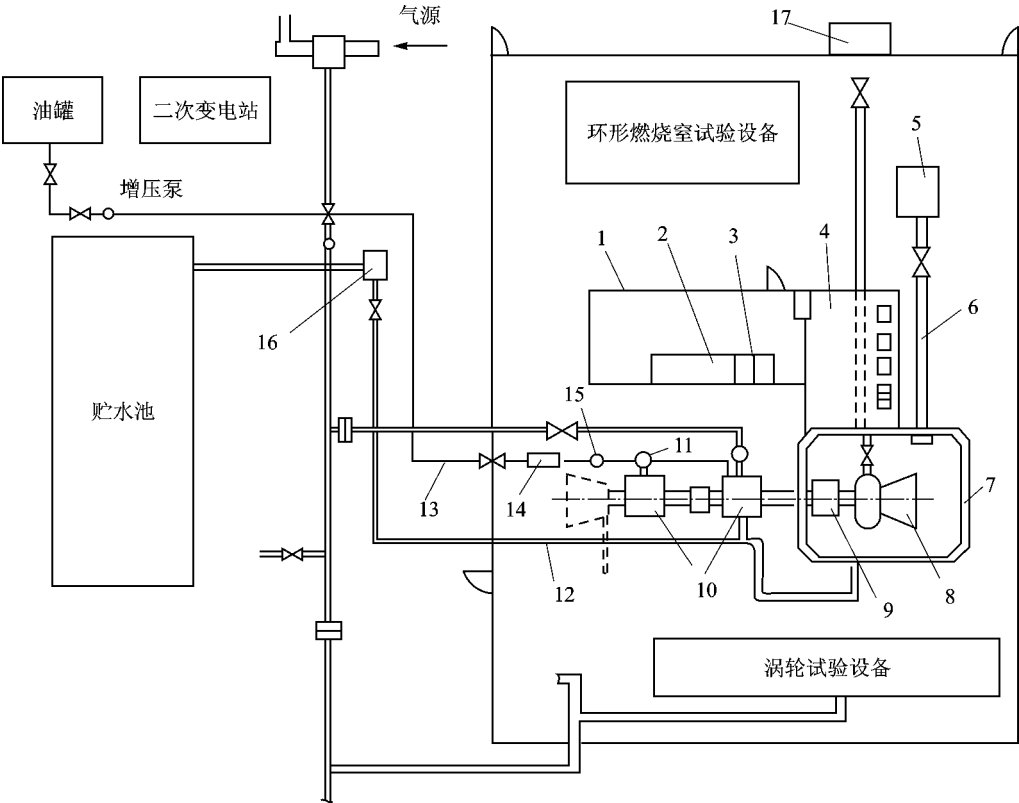
图 5-1 闭式压气机模型试验台简图

5.2.2 真实压气机试验

1. 复杂压气机试验系统

真实压气机试验系统是很复杂的试验装置,其进口压力可大于或小于大气压,温度可低于

或高于0 。整个试验装置包括动力系统、减压室、可调静子控制装置、试验机台架、进排气和抽气管路系统、测试系统、安全监视装置等。图5-2 示出该设备的总体布局图。



1—压气机测量室 2—燃气涡轮操纵台 3—试验压气机控制台 4—测试、数据处理室 5—进气消音室；
6—进气管 7—减压试验室 8—被试压气机 9—增速器 10—燃气涡轮动力系统 11—燃烧室；
12—冷却水管路 13—燃油管路 14—燃油增压泵 15—注油泵 16—供水泵 17—排气消音室

图 5-2 高压比压气机试验布局图

(1) 动力系统

一般可采用航空发动机或燃气轮机带动被试压气机,并且应预估试验压气机特性和所需动力之间的关系。随着压比和流量的增大,所需动力急剧增加。当超过设计转速运转时,往往不能在常压下运转,可在减压下运转。例如,在压比 $\pi_c=7$ 、换算流量 $(q_{ma} \sqrt{T^*/T_0}) / (p^*/p_0) = 9.3 \text{ kg/s}$ 和换算转速 $\bar{n} = n/n_d = 85\%$ 下,所需功率为 2.4 MW 而当 $\pi_c=11.8$ 、换算流量为 19 kg/s, $\bar{n} = 100\%$ 下,所需功率达 6.6 MW。

一种典型的动力系统包括燃气轮机,向燃气轮机供气的空气管路和供油系统,通过增速器

式中, q_{ma} —— 空气质量流量, kg/s ;
 μ —— 流量系数 ;
 ε —— 空气膨胀修正系数 ;
 A —— 喷口面积, m^2 ;
 ρ —— 喷口附近的空气密度, kg/m^3 ;
 Δp —— 孔板压差, Pa。

压气机性能通常用流量、压比、效率和抽气率表示。内流状态可通过测量壁压分布、径向压力分布、温度分布来确定。这些性能分析所需的输入数据有转速、压力和温度等均转换成直流电压送往数据处理装置。

数据处理装置包括两台采样器、D/A 转换器、中央处理机、输出装置 (显示器、打印机) 以及连接这些装置的控制器, 图 5-7 示出性能测试数据处理系统。

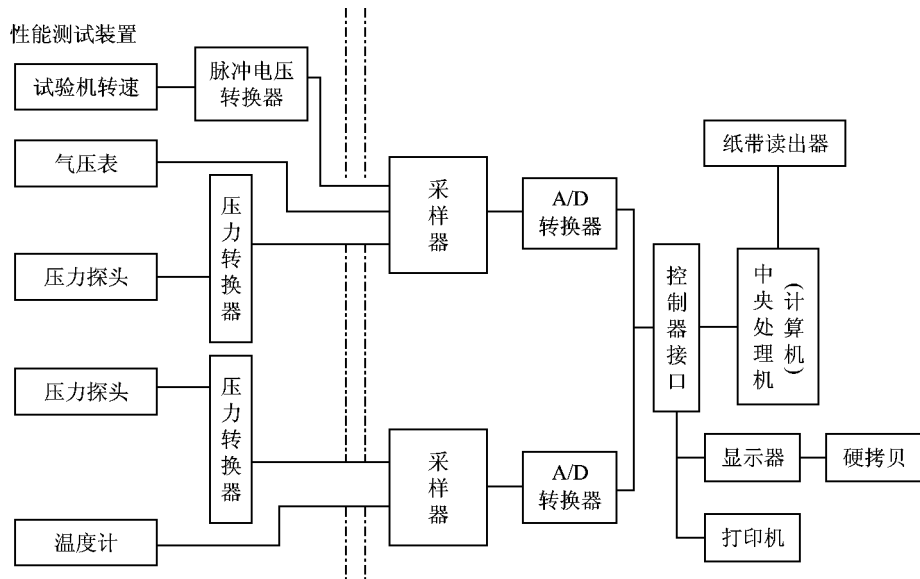


图 5-7 性能测试数据处理系统

(5) 安全监视系统

运转中, 试验机及各类装置发生异常时, 安全监视系统可以迅速测出故障, 通知操作人员和测试人员采取适当的措施。此类系统有机械运行安全监视装置和非稳态现象监视装置。前者的功能是为了保证高速运行机械的安全运转, 对试验机的转速、润滑和振动等进行监视并提取必要的数

据。非稳态现象监测装置主要用于监视试验机内部由气动力引起的或由叶片的振动应力引起

的叶栅失速和喘振等非稳态现象。减压试验室监视用观测镜,如图 5-8 所示。通过减压室和压气机测量间壁上两个观察孔进行观测。

当试验机出现喘振时,全开放气阀打开能使试验机的工作点向着安全的高流量区瞬时移动,该系统如图 5-9 所示。它包括放气阀、操纵设备和管路。放气阀的流通面积在全开状态约为排气阀流路面积的 20%。不论在什么条件下运转,放气阀打开时均可移至安全工作点。

对叶栅失速、旋转失速、喘振和叶片共振等可用仪器探测这些现象的参数变化,主要是压力变化和速度变化起重要作用。

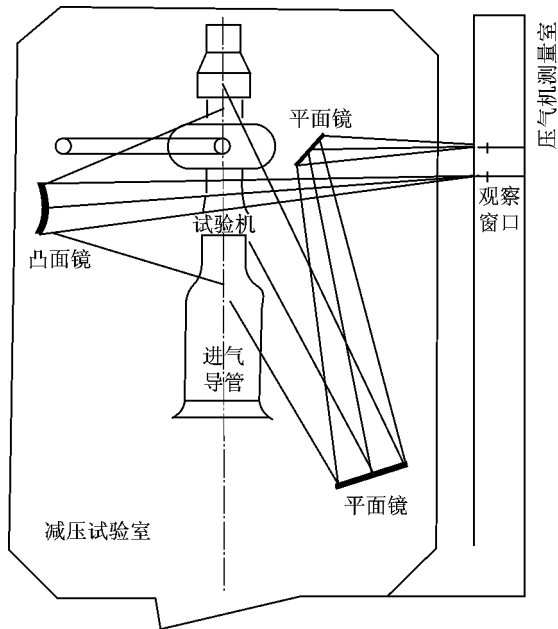
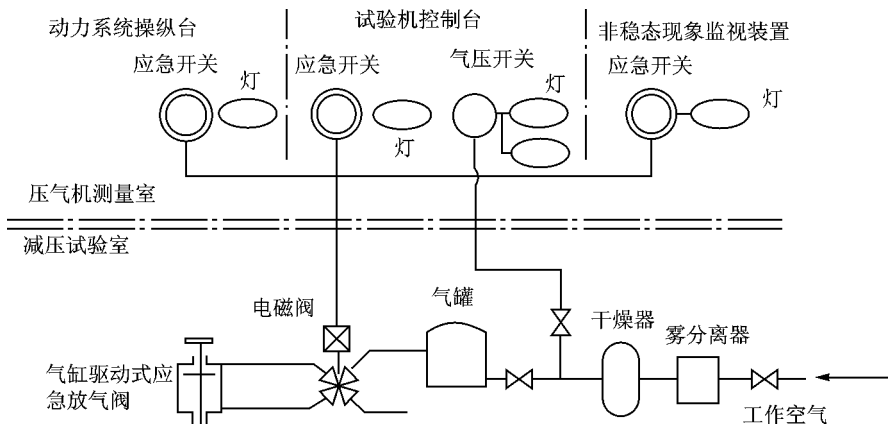


图 5-8 减压试验室监视镜的布局



2. 典型全台压气机试验器

一典型用于大型发动机研制,可进行双涵和高压核心压气机试验的全台压气机试验器如图 5-10 所示。该试验器具有如下功能:

- ① 单、双涵风扇试验。
- ② 高压核心压气机 (正反两个转向) 试验。
- ③ 畸变挡板产生的组合畸变试验。
- ④ 大流量单双级压气机试验。
- ⑤ 压气机进口加温试验。

该试验器主要包括动力装置、增速器、扭矩测量仪、试验器进、排气系统和辅助系统。

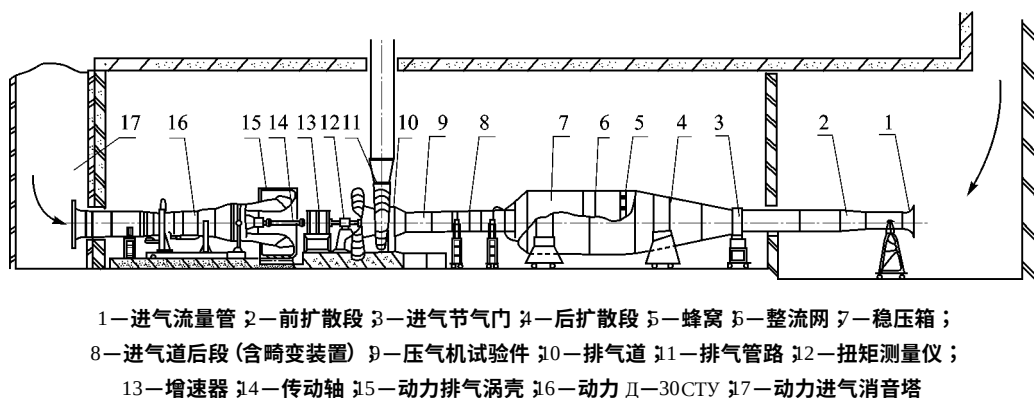


图 5-10 典型全台压气机试验器

(1) 试验器技术指标

该试验器进口空气流量可达 $5 \sim 140 \text{ kg/s}$;内涵空气流量可达 77 kg/s ;外涵空气流量 90 kg/s ;进口最低压力 0.05 MPa ;内、外涵出口最高压力分别为 0.4 MPa 、 1.0 MPa ;内、外涵出口最高温度分别为 573 K 、 673 K 。内涵排气道最大外径可达 760 mm ,最小直径为 480 mm ;外涵排气道最大内径 1250 mm 、最小内径 880 mm 。

增速器功率为 $12 \sim 18.7 \text{ MW}$ 、增速比为 $2.10 \sim 2.97$ 、输入转速为 $4750 \sim 5500 \text{ r/min}$ 、输出转速为 $11550 \sim 14150 \text{ r/min}$ 。

扭矩测量仪测得的最大扭矩为 $17500 \text{ N} \cdot \text{m}$,最高转速为 16000 r/min 。

动力涡轮最大功率为 18.7 MW (25000 hp)、输出转速为 $2100 \sim 5500 \text{ r/min}$ 、最大空气流量为 133.2 kg/s 。

流量管分 A、B、C 和 D 组,其测量范围分别为 $5 \sim 25 \text{ kg/s}$ 、 $25 \sim 70 \text{ kg/s}$ 、 $50 \sim 90 \text{ kg/s}$ 、 $70 \sim 120 \text{ kg/s}$ 。

(2) 部件说明

① 稳压箱采用枣核形,内设一道蜂窝、二道整流网。整流网为分割式,损坏后可更换。

② 排气节气门采用圆板式,圆板上开有8个扇形孔,一个盘转动,一个盘固定不动。靠扇形孔的重叠度改变试验件出口反压,调节试验状态。动盘由液压作动筒控制,调节精确,配上防喘系统,可以在1 s时间内退出喘振状态。

③ 排气道进口通道和试验件出口通道采用转接段联结,亦可采用突扩结构,其排气损失不大,并扩大试验器工作范围。排气节气门靠近试验件出口,以减少排气损失。

④ 试验器的涵道比是由进口总流量和外涵流量计算的。应用外涵道试验高压核心压气机。内涵排气道分两支,各设一套文氏管。管道上设有阀门,通过阀门切换,可以单独或同时使用两个管道。

(3) 设备参数显示和测控系统

采用计算机采集和显示设备参数。图5-11示出典型单轴双涵压气机试验器测控系统框图。该系统包括一台工控机、一台工作站、四台计算机,组成计算机网络、实现试验数据采集和处理、试验状态跟踪以及设备参数采集和显示。运行的主要参数均浓缩到一台监视器上,在另一台监视器显示主要试验参数,并在压气机试验曲线上跟踪试验状态。调节排气节气门时,光标随试验状态变化在等转速线上移动,试验数据采集完之后,定格在转速线上,显示出试验状态位置。

5.2.3 压气机气动试验

1. 气动试验主要内容

在航空发动机中,轴流压气机具有最广泛的应用。这种压气机是由一系列形状相似的扩压叶栅组成的,其叶身的横截面随半径的变化是与速度三角形的径向变化相适应的。通常认为这种叶片的任意一个指定基元截面的特性是与具有相同几何形状的静止的二元叶栅性质相同。因此,预计基元排性能是带有经验性的,它是基于理论、静止叶栅数据和压气机试验经验三者的综合产物。

压气机试验在指导研究和设计压气机方面、鉴定目标压气机的有效性以及确定压气机的改进效果均是基础性的,是非常重要的研究工作,是检验设计的基准。

从机理上必须进行压气机试验的理由是:

① 气流附面层的复杂性 旋转叶片上附面层的稳定性难以预测。

② 非设计点气流性质很难预测。

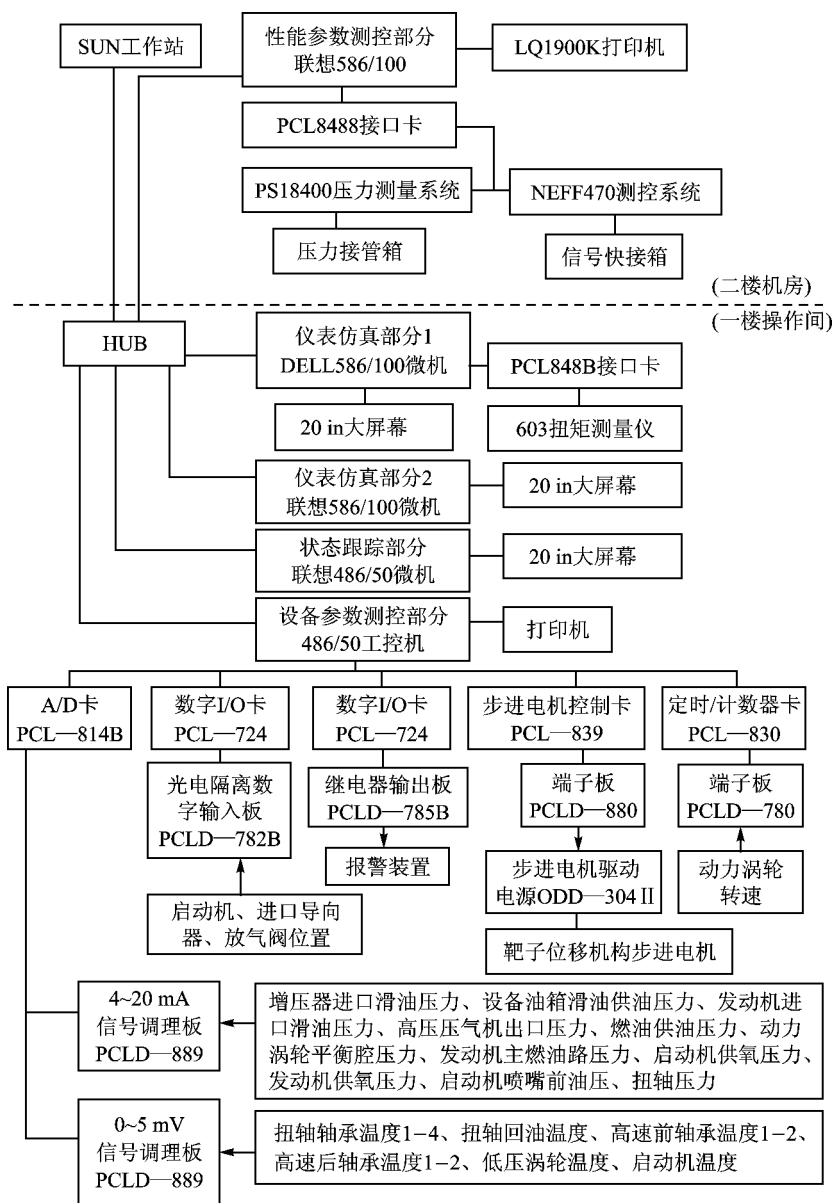


图 5-11 典型单轴双涵压气机试验器测控系统框图

- ③ 压气机稳定性分析不精确。
- ④ 跨声速流难以精确描述。
- ⑤ 机械问题引起的气动力学问题,例如非失速叶片颤振和旋转失速共振均难以预测。

实际上,除流量预测受附面层的影响较小外,其他诸如流动稳定性、效率和机械稳定性的预测均受附面层的重要影响和控制。另外,过渡过程的流场分析是更复杂的问题。

压气机试验可分为验证性试验和发展性试验。其具体可分为如下所述的两类。

(1) 叶栅性能试验

叶栅性能试验包括平面叶栅吹风试验,环形叶栅吹风试验和旋转叶栅试验。

叶栅性能试验是获取叶型、叶栅的气动特性、研究叶栅通道中气流流动和其特性,为压气机的叶栅和叶型设计及改进设计提供数据。

试验一般是在平面叶栅风洞上进行。研究三维流动和端壁效应等复杂流动对叶栅和叶型性能影响时,要在环形叶栅或旋转叶栅试验设备上进行。

(2) 压气机性能试验

压气机性能试验包括全尺寸压气机试验、模型压气机试验和研究性压气机试验。

压气机性能试验通过录取压气机特性来研究压气机内部流动机理,并进行压气机性能调试和诊断。试验时进口状态可以模拟大气进气条件,负压、加气加压和畸变等进行等。通常选择全尺寸压气机试验,若因试验设备功率不够,则可选择缩尺模型压气机试验,若进行基础理论性研究的压气机试验,则要选择低速大尺寸模型试验或缩尺模型试验。

2. 压气机试验

压气机试验包括:

- ① 录取压气机的总性能和基元叶片性能。
- ② 测定压气机的稳定工作边界线,确定压气机的喘振裕度。
- ③ 测取压气机进出口气流参数场和压气机壁面静压沿流程的分布。
- ④ 进行压气机性能调试和诊断。

根据上述试验结果来判断压气机是否达到压比、流量、效率和喘振裕度的设计指标,为修改设计提供数据。

(1) 总性能试验

① 录取各相对换算转速,如 $\bar{n}_c = 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.0, 1.05$ 时压气机性能参数,绘制压气机特性线, $\pi_c = f(q_{mc}, \bar{n}_c)$, $\eta_c = f(q_{mc}, \bar{n}_c)$, 如图 5-12 所示。

② 录取各相对换算转速线上喘振或失速点的流量和总增压比,获得压气机稳定工作边

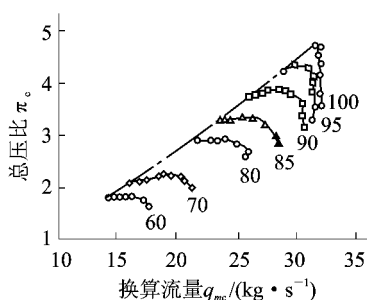
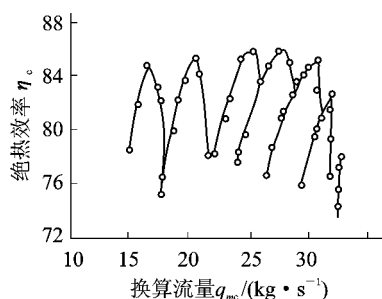


图 5-12 压气机特性线图

界线。

③ 录取设计转速 $\bar{n}_c = 1.0$ 线上设计点的性能参数 q_{mc} 、 π_c 、 η_c 。一般测取设计点附近 3 个试验点的试验值来准确地确定设计点性能参数。

④ 录取不同换算转速下多级压气机各叶片排间壁面静压沿流程分布随流量变化的曲线，并求得各级的静压增压比。

(2) 基元级性能试验

① 录取设计转速时压气机基元叶片性能参数的径向分布。一般取最大流量点、设计点、最高效率点和近端（失速）点，沿径向测 5~9 个位置，并且包括叶尖、叶中和根部 3 个位置。

② 录取设计转速下，最大流量状态、设计点、最高效率点、近端点的进出口总压、总温、静压和气流方向角沿径向分布以及出口总压、总温沿栅距的分布。

经验表明，对基元级研究得愈充分，性能改进就愈迅速。图 5-13 示出叶片基元级及测量方法。

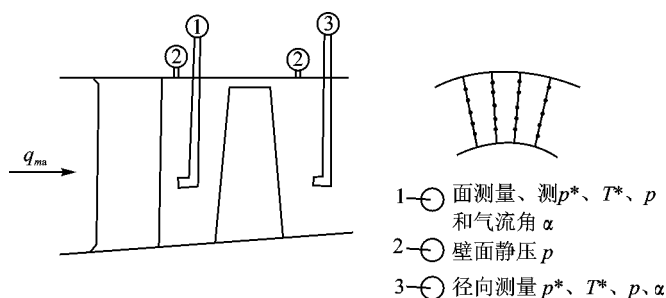


图 5-13 叶片基元级和测量方法

(3) 性能调试试验

① 压气机进口导流叶片和静子叶片安装角优化组合调试,获得设计转速时的叶片最佳安装角和优化的压气机设计点性能参数。

② 压气机静子叶片安装角的调节规律试验,按优化目标对各非设计转速 ($\bar{n}_c = 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$) 的进口导流叶片和静子叶片安装角进行优化,确定各排静子叶片的角度规律,如图 5-14 所示。测取按照最终选定的静子叶片调节规律下的压气机特性线和稳定工作边界线。

③ 多级压气机级叠加试验,获取多级压气机中各级的总性能和基元叶片性能,找出性能差的级和级与级之间的匹配问题。

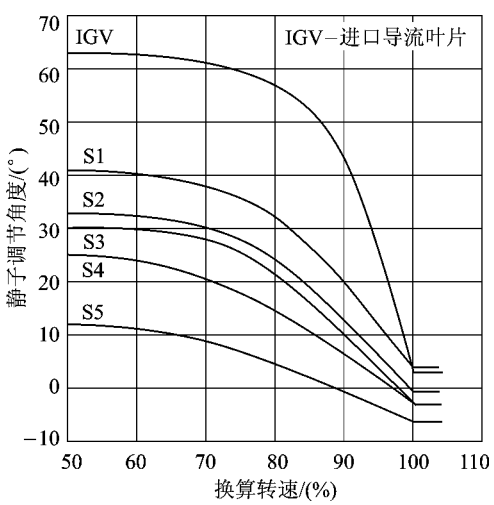


图 5-14 压气机的静子调节规律

(4) 测量参数和精度

压气机性能试验时,根据不同的试验目的,有不同的测量要求。一般所需测量参数和精度如表 5-1 和表 5-2 所列。

表 5-1 性能试验测量参数

测量截面		参数名称	符 号	单 位	测量精度
试验设备上	测量间	大气压力	p_{amb}	Pa	$\pm 0.05\%$
	防尘网	大气温度	T_{amb}	K	$\pm 0.5\text{ K}$
	设备轴系	扭矩	M	$\text{N} \cdot \text{m}$	$\pm 0.5\%$
		转速	n	r/min	$\pm 0.2\%$
	流量管	静压	p_{s0}	Pa	$\pm 0.1\%$
试验压气机上	进 口	总压	p_{t1}	Pa	
		静压	p_{s1}	Pa	$\pm 0.2\%$
		脉动总压	$\bar{p}$	Pa	$\pm 0.2\%$
		附面层厚度	δ	mm	

续表 5-1

测量截面		参数名称	符 号	单 位	测量精度
试验压气机上	出 口	总 压	p_2	Pa	$\pm 0.2\%$
		静 压	p_{s2}	Pa	$\pm 0.2\%$
		气流方向	α	(°)	$\pm 1^\circ$
		附面层厚度	δ	mm	
		脉动总压	$\tilde{p}$	Pa	
		总 温	T_{t2}	K	$\pm 1\text{ K}$
	级间参数	内、外壁静压	p_{si}	Pa	$\pm 0.5\%$
		气流方向	α	(°)	$\pm 1^\circ$
		总 压	p_{ti}	Pa	$\pm 0.5\%$
		总 温	T_{ti}	K	$\pm 1\text{ K}$
		转子叶片叶尖振频与位移			
		脉动压力	$\tilde{p}$	Pa	

表 5-2 性能参数精度

参数名称	符 号	精度 / (%)
质量流量	q_{mac}	± 0.5
总 压 比	π_c	± 0.3
温升效率	η_t	± 1.5
扭矩效率	η_m	± 1.0

(5) 与压气机试验有关参数及基本概念

① 质量流量,其计算式为

$$q_{\text{mac}} = 0.040\ 4\mu Aq(\lambda)\frac{p_0^*}{\sqrt{T_0^*}} = 0.040\ 4\mu A\frac{p_0^*}{\sqrt{T_0^*}}\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)^{\frac{1}{2}}\left[\left(\frac{p_0}{p_0^*}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_0}{p_0^*}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}\right]^{\frac{1}{2}} \tag{5-8}$$

式中, μ ——流量系数,流量管校准时确定;
A——流量管测量截面实测面积, m^2 ;
 T_0^* ——流量管测量截面总温(开式压气机试验器上,取 $T_0^* = T_{\text{amb}}$), K;

p_0^* ——流量管测量截面总压, Pa, 一般取 $p_0^* = p_{amb}$;

p_0 ——流量管测量截面静压, Pa ;

γ ——比热容比, 对于空气, 在常温下 $\gamma = 1.4$ 。

② 增压比 π_c 为

$$\pi_c = p_3^* / p_2^* \quad (5-9)$$

式中, p_2^* 、 p_3^* ——分别为压气机进、出口截面的总压, Pa。

注意: 本章将应用发动机新截面序号。

③ 温升效率 η_t 为

$$\eta_t = \frac{T_2^* (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{T_3^* - T_2^*} \quad (5-10)$$

式中, T_2^* 、 T_3^* ——分别为压气机进、出口截面总温, K。

④ 扭矩效率 η_M 为

$$\eta_M = 9.549 \frac{\gamma}{\gamma - 1} R \frac{q_{mac} T_2^* (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{M \cdot n} \quad (5-11)$$

式中, M ——扭矩测量值, N·m ;

n ——压气机转速, r/min ;

R ——空气气体常数, $R = 287.06 \text{ J} / (\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

⑤ 稳定工作裕度 SM_c 为

$$SM_c = \left[\frac{\pi_s / \pi_{ref}}{q_{mas} / q_{maref}} - 1 \right] \times 100\% \quad (5-12)$$

式中, π_s ——稳定工作极限压比 ;

π_{ref} ——参考点的压比 ;

q_{mas} ——稳定工作极限的换算流量, kg/s ;

q_{maref} ——参考点的换算流量, kg/s。

换算流量计算公式为

$$q_{mas} = q_{mac} \frac{101325}{p_2^*} \sqrt{\frac{T_2^*}{288.15}} \quad (5-13)$$

换算转速计算公式为

$$n_c = n \sqrt{\frac{288.15}{T_2^*}} \quad (5-14)$$

式中, n ——物理转速, r/min。

⑥ 速度三角形, 如图 5-15 所示, 为简化起见, 仅讨论进出口轴向速度相等、流线半径不变的某一中间级。

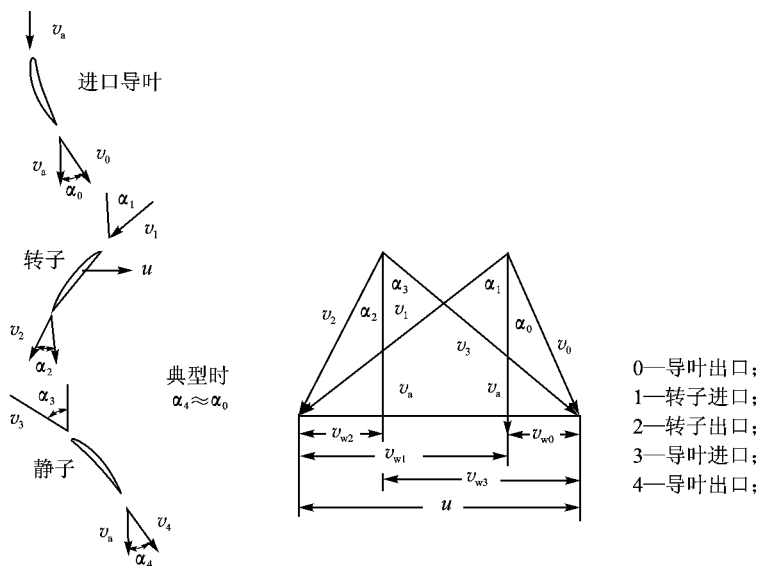


图 5-15 压气机基元级速度三角形

动叶对每单位质量流量所做的功 ΔL :

$$\Delta L = \Delta v_w \times u = u (v_{w1} - v_{w2}) = u (v_{w3} - v_{w0}) \quad (5-15)$$

⑦ 反力度 Ω 。 Ω 的大小直接影响一级的效率和对空气的加功量,它表达了一级的增压比在工作轮和静子中的分配情况。

沿任意流线的反力度定义为转子中与全级中理想的静压升之比。在第一次近似中,假定

$v_{a1} = v_{a2} = v_{a4}$, 并且进、出口气流角 $\alpha_0 = \alpha_4$, 于是反力度 Ω 为

$$\Omega = \frac{p_2 - p_1}{p_4 - p_1} = \frac{v_1^2 - v_2^2}{v_1^2 - v_2^2 + v_3^2 - v_0^2} \quad (5-16)$$

经简单推演得

$$\Omega = 1 - \frac{v_{w3}^2 - v_{w0}^2}{2\Delta L} = 1 - \lambda \quad (5-17)$$

其中

$$\lambda = \frac{v_{w3}^2 - v_{w0}^2}{2\Delta L}$$

由式 (5-15), 代入 ΔL 并整理得

$$v_{w0} = \lambda u - \Delta L/2u \quad (5-18)$$

$$v_{w3} = \lambda u + \Delta L/2u \quad (5-19)$$

式中, ΔL ——加功量并等于 $c_p \Delta T^*$;

u ——叶片圆周速度, m/s ;

v_a ——轴向速度, m/s ;

v ——相对于叶排的速度, m/s ;

v_w ——切向速度分量, m/s。

⑧ 级载荷。在任一级, 即有

$$\Delta L = uv_{w1} - uv_{w2} \quad (5-20)$$

在等半径的流线上,

$$\frac{\Delta L}{u} = v_{a1} + \tan \alpha_1 - v_{a2} \tan \alpha_2$$

或

$$\frac{\Delta L}{u^2} = \frac{v_{a1}}{u} \tan \alpha_1 - \frac{v_{a2}}{u} \tan \alpha_2$$

若通过转子的轴向速度不变, $v_{a1} = v_{a2} = v_a$, $\alpha_0 = \alpha_2$, 则

$$\begin{aligned} \frac{\Delta L}{u^2} &= \frac{v_a}{u} (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2) = 1 - \frac{v_a}{u} (\tan \alpha_0 + \tan \alpha_2) = \\ &1 - 2 \frac{v_a}{u} \tan \alpha_0 \end{aligned} \quad (5-21)$$

式 (5-21) 提供了度量级载荷的参数 $\Delta L/u^2$ 和 v_a/u 。换言之, 通过叶排的静压升可用进口动压头和进出口气流角 α 表示。对无损失的不可压缩流:

$$\frac{\Delta p}{q} = \frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{2} \rho_1 v_1^2} = \frac{1}{v_1^2} (v_1^2 - v_2^2) = 1 - \frac{\cos^2 \alpha_1}{\cos^2 \alpha_2} \quad (5-22)$$

式 (5-22) 提供了更简单的估计载荷的方法。对选定了环面积流量、级压比 (加功量) 和反力度的任一级, 这些值便可以容易求得。例如, 对 62% 反力度的级:

$$\Delta L/u^2 = (v_a/u) (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2)$$

$$v_a \tan \alpha_1 = v_{w1} = 0.38u - \frac{\Delta L}{2u}$$

$$\Delta L/u^2 = (v_a/u) (\tan \alpha_3 - \tan \alpha_1)$$

$$v_a \tan \alpha_3 = v_{w3} = 0.38u + \frac{\Delta L}{2u}$$

⑨ 径向平衡。假定流线没有曲率, 则整个流场中静压为常数。若这种流场总压为常数, 则绝对速度的大小不变。压气机的静子出口平面是按出口总压为常数来设计的。在典型的设计中, 若忽略流线曲率的影响, 半径越大处则切向速度分量也越大, 因此, 轴向速度要减小。当然, 因为流动边界是圆环形的, 流体速度的切向分量必然受指向压气机中心的向心加速度的制约, 该向心加速度与静压沿径向的升高相一致。考虑到此项影响, 沿径向到叶尖的轴向速度比假定绝对速度为常数时下降得快。

在简化径向平衡方程中,只考虑了压气机圆周运动方向的流线曲率影响的径向平衡。这在不可压缩流中是足够精确的。该方程为

$$\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dr} = \frac{v_w^2}{r} \quad (5-23)$$

同样,在任一级的进口,相对于静子机匣的总压 p^* :

$$p^* = p + \frac{1}{2} \rho v_0^2 = p + \frac{1}{2} \rho (v_a^2 + v_{w0}^2)$$

对 r 求导,若总压 p^* 沿叶高不变,即可求得:

$$\frac{d}{dr} (v_a^2) + \frac{1}{r^2} \frac{d}{dr} (r^2 v_{w0}^2) = 0 \quad (5-24)$$

因此,只要用某种方法确定了切向速度,就可使用式(5-24)来确定轴向速度在整个环面上的径向分布。例如,对自由涡流,其中 v_{w0} 与 r 成正比,这种情况下, v_a 沿径向等于常数。

(6) 测量截面和测点布置

① 进口测量截面应选在第一排叶片前缘上游 $0.3 \sim 1.0b$ (b 为叶片算术平均半径处叶片弦长的轴向投影长度) 处;总、静压测点应在同一截面。

② 出口测量截面的总压和总温测量,在单级压气机试验时,选在末排静子叶片排气边缘下游 $0.5 \sim 0.7b$ 处;在多级压气机试验时,选在末排静子叶片排气边缘下游 $1.0 \sim 3.0b$ 处。静压和气流方向的测量应在 $0.2b$ 处,若选用沿径向移动的总、静压和总温复合探针,测量截面亦可选在 $0.2b$ 处。

③ 叶片排间内、外壁面静压测量截面应居于该两排叶片之间的中间截面上,测点位于相邻静子叶片槽道的中点,可视结构条件适当调整其位置。

④ 转子叶片后参数测量,在保证测点位于叶片排间隙之间的前提下,允许探针支杆置于静子叶片槽道内。

⑤ 进、出口测量截面探针安装座在周向的分布数量应不少于 8 个。径向测点在进口的应不少于 5 个,在出口不少于 3 个。

⑥ 各截面探针安装座的配置,应避免上游探针支杆尾迹对下游测量的影响。

⑦ 在周向均匀流场下,可用 1 支多点总压探针测量进口总压;在周向非均匀流场下,需用 4 支总压探针测量;有进口支板时,应测量支板尾迹来修正进口总压值。

⑧ 出口总压测量应考虑叶片尾迹的影响,可用 1 支沿径向移动的总压探针测量。沿周向可布置多支多点梳状总压探针或用位移机构带动组合探针测量。

⑨ 进口总温可用电阻温度计或热电偶测量;出口总温沿径向测量时采用移动式靶形总温探针,测量径向 3~5 个位置的温度;也可用 6~8 支多点梳状总温探针测量。多点总温探针的周向布置应考虑周向和栅距内的温度不均匀性。

⑩ 采用三孔、五孔气动探针测量气流方向,其角度分辨率应优于 0.2° 。

⑪ 转子叶片后参数可采用高频响压力探针和高速采集器组成的动态系统进行测量,详见第7章的7.1节。

⑫ 壁面静压可在各测量截面的内、外壁开静压孔,孔径为 $0.5 \sim 1.0 \text{ mm}$,孔深大于3倍孔针径,在孔的中心线垂直于气流方向下进行测量。进出口测量截面的内、外壁静压孔不少于4个。用多点 Γ 形或单点径向移动静压探针测量静压的径向分布。

⑬ 用动态测试系统监测压气机喘振状态;用测扭器测量扭矩;应用转矩转速测量仪测量转速;用试验设备上的流量管测量流入试验压气机的空气流量。

3. 叶栅试验

(1) 平面叶栅试验

平面叶栅吹风试验主要录取叶栅总压损失系数、落后角、进口和出口的静压比、出口马赫数及叶片表面等熵马赫数分布等气动性能和流场参数。研究叶型坐标、叶片间隙、叶片安装角、进口气流角、出口马赫数和轴向速度比对叶栅气动性能的影响,为压气机设计提供参考。

试验范围可分亚声速、超声速和跨声速三类。主要试验为攻角工作范围试验、进口马赫数范围试验、不同进、出口静压比试验和轴向速度密度比试验。

试验中,采用激光测速仪测量叶栅流场;纹影仪拍摄激波纹影图像;用油流法显示叶片表面的流谱,判断附面层转捩及流动分离;亦可用液晶显示法、荧光显示法显示叶片表面流谱。

作为例子,图5-16示出出口气流角在一个栅距内的分布,图5-17示出总压损失系数在一个栅距内分布,图5-18示出总压损失系数随进口马赫数的变化。

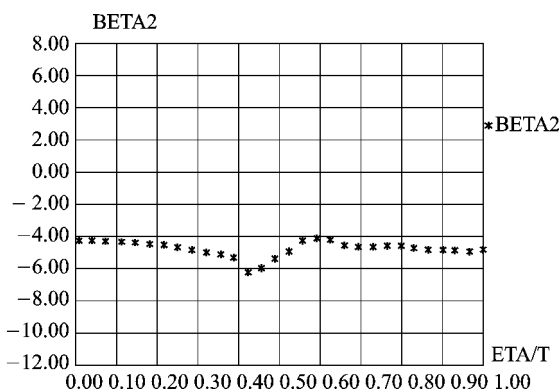


图5-16 出口气流角分布

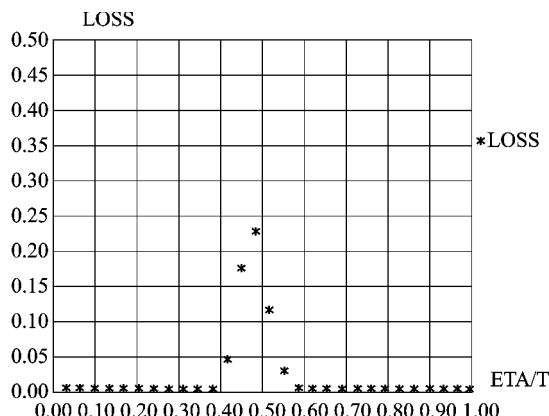


图5-17 出口总压损失分布

(2) 环形叶栅试验

环形叶栅吹风试验主要研究三维效应和端壁效应对叶栅性能及叶片通道内流场的影响。

主要包括：

- ① 叶片中间截面区域内的气动性能试验。
- ② 气动性能沿叶高分布试验,研究三维效应对叶栅气动性能的影响。
- ③ 叶片端部二次流测定试验。
- ④ 环形叶栅端壁附面层测定试验。

其主要测量参数类似于平面叶栅,诸如进、出口截面上的总、静压,总温,气流方向角,叶片通道中测量吸力面和压力面上的压力分布,内、外壁静压分布,采用光学方法显示流场。

4. 其他试验

(1) 雷诺数影响试验

雷诺数的影响比压力和温度更为重要,因此要作为专题研究雷诺数对压气机性能的影响范围,特别是在低雷诺数范围。

(2) 低展弦比叶栅试验

低展弦比叶栅用于高压、高速核心压气机的进口级。采用低展弦比叶栅能获得较高的压比峰值、高的级效率和转子效率以及较大的失速裕度。低展弦比转子在全叶高内可以在较大攻角下工作,并且在通道激波下游的亚声速区扩压良好。

通过测量两种转子展弦比 1.19 和 1.63 的性能参数研究展弦比对转子性能的影响。流量变化范围从 50% 至 100% 的设计转速。对于每种流量,在试验级的上游和下游的 9 个径向位置测取数据。在下游截面,探针沿整个栅距周向移动 9 个位置。测量数据有总、静压,总温和气流角。流量用孔板测量。

表 5-3 列出低展弦比性能对比,图 5-19 示出低展弦比转子几乎在全叶高上都得到高效率和高压比。而这 4 种转子的进口相对马赫数的径向分布却是一致的,转子进口相对马赫数为超声速,出口相对马赫数为亚声速。显然,效率受激波损失的影响很大。由图 5-19 可以看出,在 30% ~ 85% 叶高区效率差别较大。

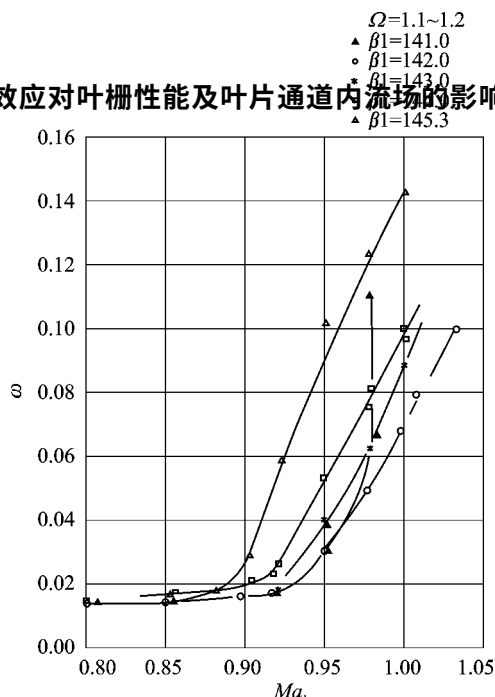


图 5-18 总压损失系数随进口马赫数的变化

(3) 低速大尺寸模型压气机试验

这种试验主要是进行压气机内部真实流动机理的基础理论性试验研究,为建立压气机内实际流动数学物理模型提供试验数据,提高压气机设计水平。主要试验包括:

表 5-3 低展弦比转子性能对比

代 号	转子展弦比	转子压比	转子最高效率	失速裕度
A ₁	1.19	1.875	0.872	21
A ₂	1.63	1.766	0.852	11
B ₁	1.19	2.056	0.876	10
B ₂	1.63	1.969	0.849	0

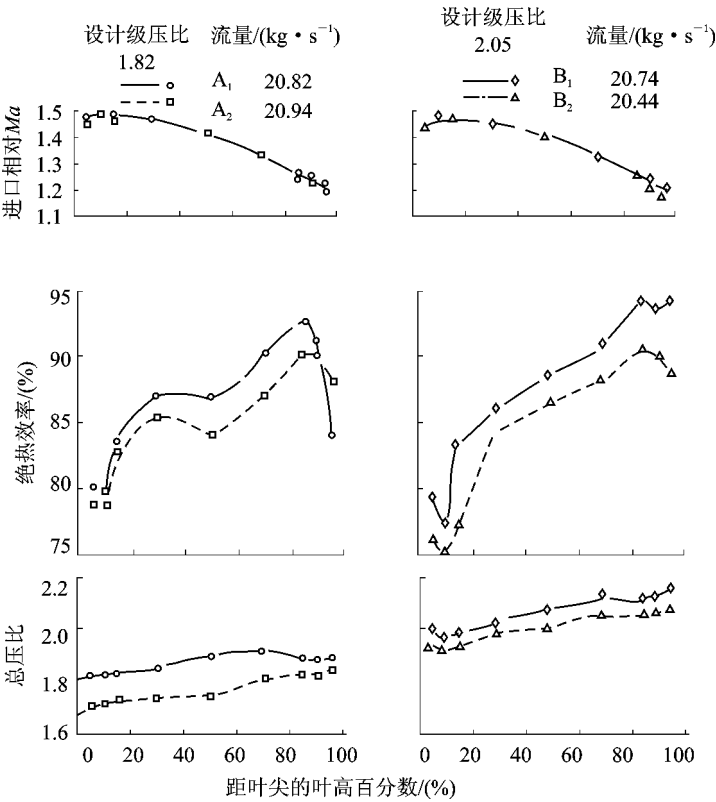


图 5-19 性能参数的径向分布

① 详细测定转子叶片进出口、叶片通道内部的三维流动结构,诸如转子叶片出口三维紊

流场、转子叶片尾迹的三维紊流特征、叶片通道内三维流场。

② 详细测定静子叶片的流动特性,如静子叶片出口总、静压,气流方向沿叶高分布,叶片及端壁表面流动显示等。

③ 测定高压压气机出口级的高损失区位置及分布规律,分析损失机理。

④ 测定低速模型压气机性能。

转子叶片出口流场测量一般采用 3 个叶片槽道,每槽道 60 个测量,每站测量 60 周,径向沿叶高 25 个测量站。通常采用动态测量技术。

(4) 风扇双涵道试验

风扇双涵道试验主要包括:

① 录取双涵道风扇的总性能和基元叶片性能。

② 测定双涵道风扇的稳定工作边界线、进出口气流参数场和壁面静压沿流程的分布。

③ 录取外涵和内涵风扇特性线。

④ 录取涵道比对风扇总性能的影响。

上述试验结果为风扇气动设计提供依据。

由于双涵道风扇的流量大、低转速及大尺寸,所需试验功率较大,因此可进行缩型试验。对小发动机应用的双涵道风扇可做全尺寸试验,不仅能验证性能,而且可以考核风扇叶片的强度和振动等特性。

试验时,通过调节设备排气通道上的两个节流装置,分别控制内涵和外涵的试验状态,交替调节内外涵节气门,使涵道比和风扇总流量接近发动机工作要求,然后分别固定内、外涵节气门,调节外、内节气门测取风扇特性。

5.3 主燃烧室试验

航空发动机燃烧室中发生着非常复杂的物理和化学变化过程。其中包括流体动力,燃油雾化和蒸发,燃油蒸气与空气掺混,燃烧化学反应、传热与传质,燃烧中声耦合效应与不稳定释热、压力和速度脉动的相互作用,发动机部件相互干扰引起的燃烧室不稳定工作等。这些分过程又相互干扰和耦联。由于燃烧室中工作的复杂性,现有的燃烧室理论、经验和设计方法还不能设计出很符合技术要求的新型燃烧室。因此,在目前和今后的相当长时间内,燃烧室的研究仍处于以试验为基础的发展阶段。伴随着燃烧数值模拟技术的发展深入,燃烧室设计依赖试验的状况正在改变。美国普惠公司已发展到模拟计算和试验并重的阶段,并正在朝着模拟计算为主,试验用来检验设计的燃烧室研制方法发展。

在第 3 章中曾论述了整机调试燃烧室的方法,并且在第 4 章中已论述了燃烧室机匣静强度试验方法。在这一节中将主要讨论主燃烧室的地面模拟试验。在主燃烧室设计研制中,如

发动机系列化改型、新机研制、高温升燃烧室设计以及浮壁式燃烧室预研,都必须经过燃烧部件的模拟试验。它是达到整机试验的必由之路,是基础。整机试验不能获得的参数,如燃烧效率、熄火边界、流体损失等均能在部件模拟试验中得到。

5.3.1 主燃烧室试验内容

半个世纪以来,航空发达国家已进入了第四代战斗机发动机发展阶段。作为发动机的重要部件之一的燃烧室也进入飞速发展时期。主燃烧室的设计和发展,始终伴随并促进了燃烧室试验技术、方法和设备的发展。一些国家建立了大型燃烧室试验用气源和设备,改进并开发了诸如短环形燃烧室、变几何燃烧室、双环腔燃烧室、分级燃烧室、浮壁燃烧室和正在研究的主动燃烧控制、陶瓷燃烧室技术。这些燃烧室投入使用均是进行了大量的型号试验、预研试验、调试试验和燃烧室组件试验等。

主燃烧室试验类型可概括如下所述。

1. 按试验件分类

主燃烧室试验按试验件分类包括:

(1) 主燃烧室基本元件试验

① 扩压器试验。研究扩压器流场和扩压损失;气流转角、扩压器长度、扩压器面积比、扩压器型面、突扩距离和速度分布等对扩压器性能的影响。扩压器与火焰筒匹配性能及气动敏感性评估,即进口速度分布对火焰筒流量分配和性能的影响研究。

② 进气装置试验。研究和测定旋流器、火焰筒进气孔的流量系数、射流穿透深度、混合长度、掺混损失等,一般进行冷吹风或水流试验。

③ 喷嘴试验。测定喷嘴流量特性、雾化特性(喷雾质量、分布均匀性、喷雾锥角、射程、索特平均直径 SMD 和分布指数 N)。对空气雾化喷嘴要确定气液比对雾化特性的影响。

(2) 单头部试验

单头部试验用来研究头部装置,即喷嘴、旋流器和头部结构及其组合对雾化质量、燃油浓度分布、头部流场和回流区尺寸的影响,初步进行燃烧性能和燃烧室壁温的研究。

(3) 扇形段试验

主燃烧室扇形段试验件至少包括三个头部或 $1/6 \sim 1/4$ 扇形,其几何尺寸与真实燃烧室相同。扇形段试验用来验证初步设计方案,诸如燃油喷嘴方案、流量分配合理性、燃烧效率、地面启动和高空点火特性、出口温度分布、壁温、冒烟及排放、贫油熄火极限以及主燃区方案优化

等。扇形段试验周期短,修改试验件容易,可突出主要矛盾,因而在主燃烧室调试中所占的比重较大。

用扇形段试验时,进口处 T_3^* 、 Ma_3 保持与实际燃烧室相同,压力视气源能力可降低,雷诺数 $Re > 10^5$ 。

(4) 全环形燃烧室试验

全环形燃烧室试验件与发动机真实燃烧室相同。试验包括：

① 高空点火试验用来考查发动机高空风车状态下燃烧室的再点火能力及低速飞行时燃烧室的工作稳定性。

② 常压试验用来观测点火、传焰、燃油喷射,测定压力损失、启动性、燃烧效率、出口温度分布和贫油熄火特性等。

③ 中、高压试验用于评估发动机各工况下主燃烧室综合性能,如慢车、巡航、地面最大和高空状态。试验时保持 T_3^* 、 M_3 、温升 ΔT 与实际工况相同,而减小压力和流量。

(5) 主燃烧室台架试验

通过发动机整机试验,评估或计算出主燃烧室的效率、温度分布、总压恢复系数、启动点火、冒烟和污染物排放、壁温和寿命等。可以获得主燃烧室在发动机真实条件下的性能,验证部件试验结果。由于结构限制很难进行详细的部件性能测量,也难以孤立某些因素的研究,一般采用综合分析判断方法,如在 3.5 节中论述的方法,用涡轮出口温度 T_5^* 反推燃烧室出口温度 T_4^* 方法等。

2. 按试验内容分类

(1) 燃烧效率测定试验

主燃烧室燃烧效率测定是指燃烧效率 η_{cc} 随余气系数 α 的变化特性,即 $\eta_{cc} = f(\alpha)$ 。试验时保持燃烧室进口参数 p_3^* 、 T_3^* 和 v_3 一定,求得 η_{cc} 随 α 的变化曲线,如图 5-20 所示。

根据发动机工作包线内燃烧室参数可能变化范围,保持 p_3^* 、 T_3^* 和 q_{ma3} 中两个量不变而改变第三个参数,并且使 $\alpha = \text{常数}$,可以求得 $\eta_{cc} = f(\theta)$ 的燃烧效率通用曲线(如图 5-21 所示)。利用该曲线,可预估工作包线中某工况的燃烧效率和燃烧部件特性。对于现代高压

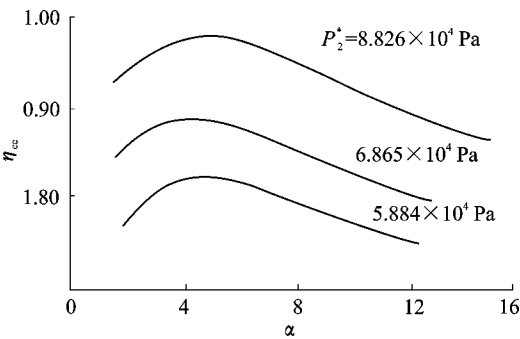


图 5-20 主燃烧室 $\eta_{cc} - \alpha$ 曲线

燃烧室、准则参数 θ 可以下式表示：

$$\theta = \frac{p_3^{*1.75} A_{\text{ref}} D^{0.75} \exp(T_3/300)}{q_{\text{ma}3}} \tag{5-25}$$

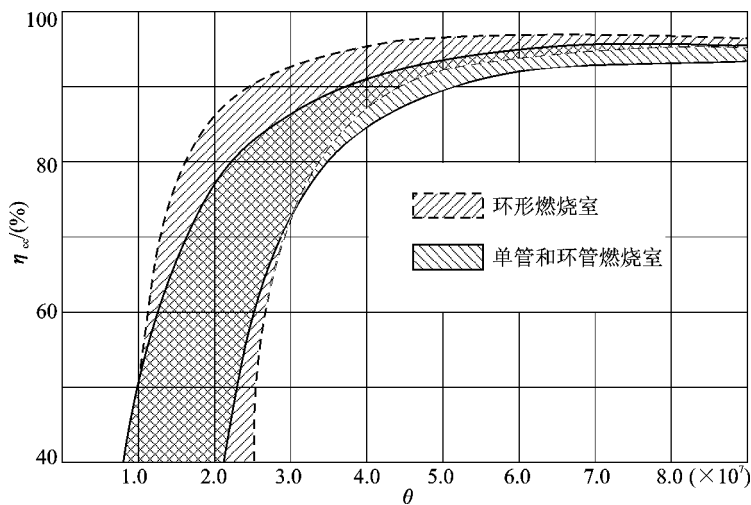


图 5-21 燃烧效率和组合参数关系

(2) 熄火特性试验

燃烧室熄火特性试验是指进口参数（温度和压力）保持一定时能实现稳定燃烧的余气系数变化范围，这项试验亦称燃烧室稳定性试验。它包括如图 5-22 所示的贫、富油熄火边界。

(3) 高空点火试验

按发动机空中风车状态下的燃烧室进口压力、温度和流量，采用扇形段或全环试验件在模拟试验器上确定燃烧室空中再点火边界，或调试和确定点火能量、火花频率和点火电阻的最佳位置以及发动机启动的最佳供油规律。

(4) 压力损失试验

燃烧室的总压损失包括两类：一类是气体流动时由于通道面积扩张和收缩、壁面摩擦、气流掺混等引起的损失，即是流阻损失；另一类是由于燃料在气流燃烧时对气体加热而引起的总压损失，即称热阻损失。

通常，由于燃烧室的进口 Ma_3 数不大， $Ma_3 \leq 0.2 \sim 0.3$ ，所以 $p_3 \approx p_3^*$ ，于是求得：

$$\sigma_{cc} = 1 - \frac{\gamma}{2} \psi_{cc} Ma_3^2 \tag{5-26}$$

式中, σ_{cc} —— 燃烧室总压恢复系数;

Ma_3 —— 燃烧室进口马赫数;

ψ_{cc} —— 以燃烧室进口截面为基准的流阻系数,

$$\psi_{cc} = \frac{p_3^* - p_4^*}{\frac{1}{2} \rho_3 V_3^2} \quad (5-27)$$

由式 (5-26) 看出, σ_{cc} 是 Ma_3 和 ψ_{cc} 的函数, 图 5-23 示出了这一关系。

燃烧室总压恢复系数 σ_{cc} 定义为:

$$\sigma_{cc} = p_4^* / p_3^* \quad (5-28)$$

式中, p_3^* 、 p_4^* —— 分别为燃烧室进、出口总压;

σ_{cc} 一般为 0.95 左右。

试验时保持 p_3^* 、 T_3^* 不变, 改变进气流量 q_{ma_3} 得出冷态下 $\sigma_{cc} = f(Ma_3)$ 曲线。进行热态试验时改变加温比 T_4^* / T_3^* , 保持 p_3^* 、 T_3^* 和 q_{ma_3} 不变, 得出 $\sigma_{cc} = f(T_4^* / T_3^*)$ 或 $\psi_{cc} = f(T_4^* / T_3^*)$ 。

(5) 启动点火特性试验

这一特性试验是采用扇形段或全环形试验件进行。在大气压力和温度下, 随燃烧室进口流速变化, 测定燃烧室点火和贫油熄火油气比, 以评定燃烧室地面启动性能。

(6) 出口温度分布试验

这是通过试验测量燃烧室出口的沿叶高温度分布 (决定转子叶片寿命) 和周向温度分布的最大不均匀性 (决定导向器叶片是否被烧坏)。前者即为径向温度分布系统 δ_{4R} (RTDF), 它表示实际的平均径向温度分布对设计径向温度分布的最大偏差,

$$\delta_{4R} = \frac{T_{4Rmax}^* - T_{4av}^*}{T_{4av}^* - T_{3av}^*} \quad (5-29)$$

式中, T_{4Rmax}^* —— 沿径向的周向平均总温的最大值;

T_{4av}^* —— 燃烧室出口平均总温;

T_{3av}^* —— 燃烧室进口平均总温。

出口温度分布系数 δ_4 (OTDF) 为热点指标, 它表示为

$$\delta_4 = \frac{T_{4max}^* - T_{4av}^*}{T_{4av}^* - T_{3av}^*} \quad (5-30)$$

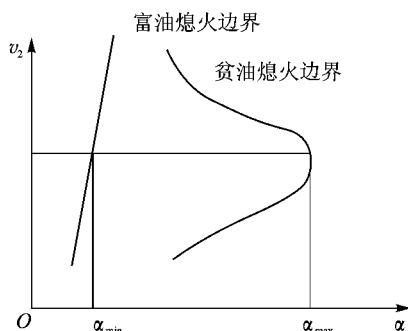


图 5-22 燃烧室的贫、富油熄火边界

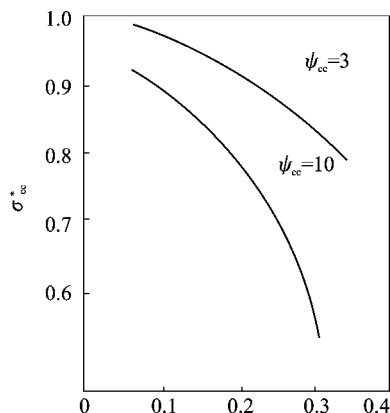


图 5-23 总压恢复系数 σ_{cc} 随 Ma_3 的变化

式中, $T_{4\max}^*$ ——燃烧室出口最高温度。

在进行出口温度分布试验时,为了尽可能测得热点数据,温度测量点的密度每平方米应大于 0.17 点,对测量的温度最好进行辐射误差和边界影响的修正。

(7) 壁温测量

采用涂示温漆或在壁面上埋设壁温电偶的方法测量壁温。一般在燃烧室工作压力或 $p_3^* \geq 1.0 \text{ MPa}$ 下进行试验,然后根据示温漆变色判读数据,或据电偶测量值找出高热壁温区。该试验属于火焰筒耐久性考查。

(8) 冒烟、排气发散和积炭试验

用过滤法或烟度计测量冒烟值;用气体分析方法测量排气发散;用称重法或观察法评定积炭情况。

(9) 热冲击、强度和刚度试验

按一定规律模拟发动机慢车—最大工作状态的参数,在试验器上循环工作,检查火焰筒寿命,这即为热冲击试验,一般在发动机定型试车中进行。

进行燃烧室内、外机匣强度和刚度的考核,如 4.4 节所述。

(10) 燃烧室冷态试验和水流模拟试验

燃烧室冷态试验常用于测量燃烧室流场、流体损失、燃烧室流量分配。由于冷态试验和热态流场相近,一般只测冷态流场。

水流试验是以水为介质进行燃烧室流场结构、回流区形状和尺寸大小、射流穿透深度、掺混规律和流动分离的定性观察。当从喷嘴喷入示踪剂,并在出口截面测量示踪剂浓度时,还可初步预测燃气温度分析。近年来由于设计经验的积累和预测模拟技术的发展,水流试验相对地有所减少。

试验表明,当燃烧室进口温度低于 $100 \sim 200$,压力低于 $8 \times 10^4 \text{ Pa}$ (0.8 atm) 时,则对于放热及稳定燃烧过程具有不利影响。因此,当进行模拟试验时,对低温低压下的值要充分注意其准确度。当燃烧室进口压力超过 2 个大气压时,燃烧效率随压力变化就很小。通常对高压燃烧室一般采用降压试验。随着燃烧试验技术的发展和发动机性能要求,发展高压试验已成为一种趋势。

5.3.2 燃烧室试验设备

国外航空发达国家,都具备规模巨大的燃烧室试验用气源和设备。例如,美国的刘易斯研

究中心 (NASA)、普惠公司 (P·W)、通用电气公司 (GE) 的燃烧室试验能力很强。扇形段燃烧室试验压力超过 3 MPa,全环燃烧室试验压力超过 2 MPa。刘易斯研究中心为了预研试验,还新建了高压、高温试验台,其试验压力超过 6 MPa,试验空气预热温度约 1 000 K。

俄罗斯中央航空发动机研究院 (ЦИАМ) 的燃烧室低、中压试验气源供气流量达 250 kg/s,压力达 1.2 MPa,空气预热温度达 900 K。高压全环燃烧室试验器的燃烧室进口温度达 1 100 K,出口温度达 2 300 K,试验压力超过 2 MPa,并计划建立压力 5 MPa、流量 120 kg/s 的燃烧室试验器。

国内燃烧室试验设备和气源也达到相当水平,能进行不同类型燃烧室试验。

1. 全尺寸试验设备

图 5-24 示出一种典型的燃烧室试验设备的试验段。采用该设备可进行全尺寸试验并可以研究燃烧室的各项性能参数,包括高空点火、加速性、耐久性及冒烟问题。

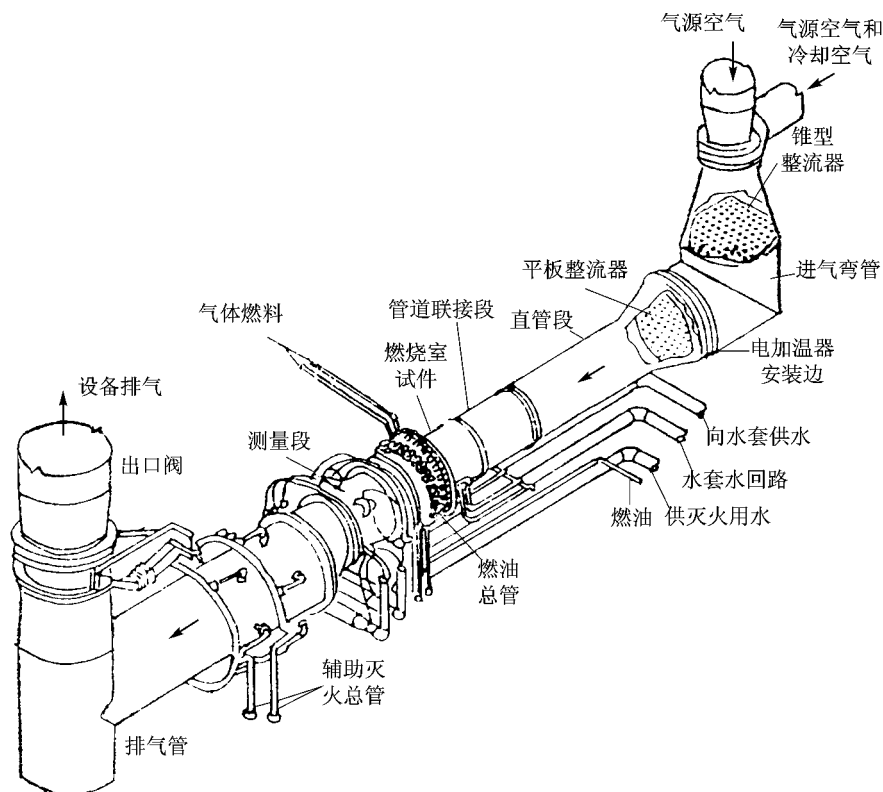


图 5-24 全尺寸燃烧室试验段

该设备供气能力达 129.4 kg/s,进口温度为 922 K 的非污染空气加热器系统,模拟范围直到马赫数达到 3,高度达到 18 240 m,出口平均温度 1 600 K 以上。

经验表明,扩压器和燃烧室扇形段的试验往往不能完全重现全环燃烧试验件所观察到的流动现象,只有全尺寸、全环形试验才能提供燃烧室和扩压器整体调试和寿命试验所需要的三元流场。

试验设备包括供给所需压力和空气流量的燃烧空气系统,供给燃料系统 能将进气温度提高到 922 K 的非污染式辅助加热系统,排气熄火及套筒水冷系统,防火安全系统,燃烧室试验冷却系统 数据采集和处理系统。

① 试验段包括带冷却空气进口的进气弯管、整流锥体、开孔平板、等直径管段、管道连接段、燃烧室试验段、测量段、过渡段和排气段等。这些部件都装在轨道上,具有必要的膨胀能力,便于操作。

② 整流器在燃烧室试件进口产生均匀的空气流速分布。采用网格来模拟压气机排气的径向周向分布,如图 5-25 (b) 所示。燃烧室进口温度和空气流量的均匀性采用 8 支进口热电偶、8 支总压耙和 16 支静压测头来测量。出口总温、总压通过 3 支水冷式测头测量。这 3 支测头均匀装在有水套的鼓筒上,每支均旋转 120°。每支测头可以测量 5 点总温和 5 点总压。

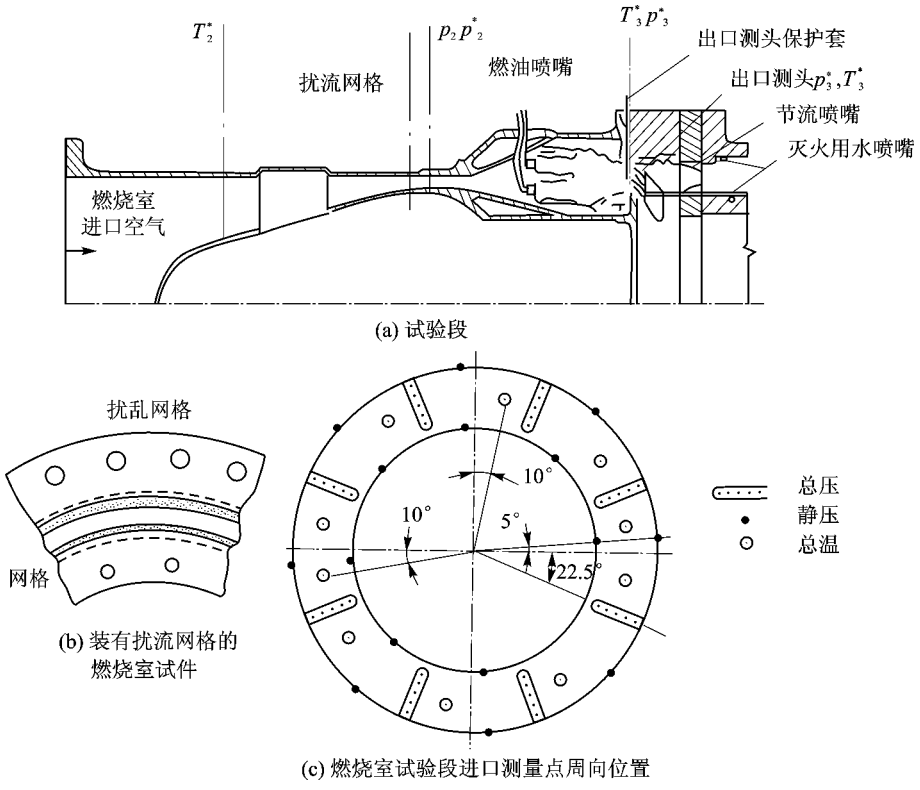


图 5-25 试验段及进口测量点周向位置

③ 空气辅助加热系统如图 5-26 所示。通过试验中心系统的外部预热器把空气加热到 589 K,再采用两个平行的管壳式热交换器把空气加热到 922 K。每个热交换器由 639 根不锈钢管来组成并由改装的加力式发动机供热。发动机加力燃烧室排出的气体流过管路,而供燃烧用的空气在壳体内沿着相反方向平行横过钢管流动。

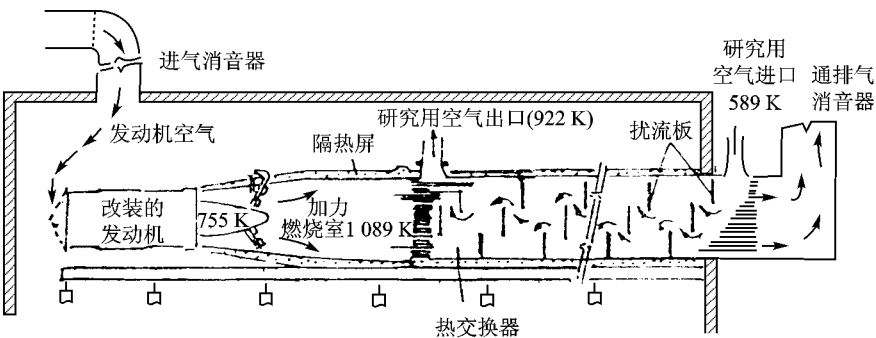


图 5-26 辅助加热系统

- ④ 燃料系统包括泵、过滤器和分离器,不仅能供给燃油,还能供给天然气。
- ⑤ 测试系统中,用于设备工作和燃烧室试件测量的数据通道数目如表 5-4 所列。

表 5-4 典型燃烧试验设备测量通道

测试设备	通道数目	测试设备	通道数目
压力或位移应变仪	64	中温 355 ~ 1 478 K	304
压 力	290	涡轮流量计	12
高频压力	6	示波器	48
高温 (1 921 K)	48	温度分布监控	40

64 股通道供测量压差、非气体压力、测头角向和线性位置之用。6 股通道的高频压力测量系统用于获取频率范围从稳态到 5 000 Hz 的动态压力数据,采用压电式传感器。

测温系统采用铁-康铜热电偶、镍铬-镍铝热电偶、铂-铂铑热电偶,测量范围从环境温度到 1 921 K,采用了 192 股通道。镍铬-镍铝和铁-康铜通道总的准确度在读数的 $\pm 0.4\%$,铂-铂铑在读数的 $\pm 0.25\%$ 以内。

涡轮流量计用来产生与流体流量成正比的频率信号 数字式多点压力自动记录仪系统用来记录设备和附属系统所测量的气体压力。从试验器可向该系统传递 290 个压力,可测量 $0.24 \sim 131 \text{ N/cm}^2$ 的绝对压力,准确度为标度的 0.1%。该系统的一部分用于记录热电偶、应变仪、位置传感器和涡轮流量计的输出量。

可移动测头每次转动 3°,共转 120°来测量总温和总压,总共需 7 min。当不进行测量时,

测头就放在 3 个水冷式测头保护套后面气流不经过的地方,处于休息位置,这样减少了测头暴露在气流里的时间,从而延长测头的寿命。

带旋转移机构的出口测量段如图 5-27 所示。水冷旋转鼓筒上装有三支间隔 120° 的测头。旋转鼓筒能正、反向旋转 120° 。旋转指令可以由步进电机控制机构的时间延迟继电器给出,步进方式可以自动或手动。出口截面的总温总压测头的轴向位置处在第一级导向叶片的进气边缘。

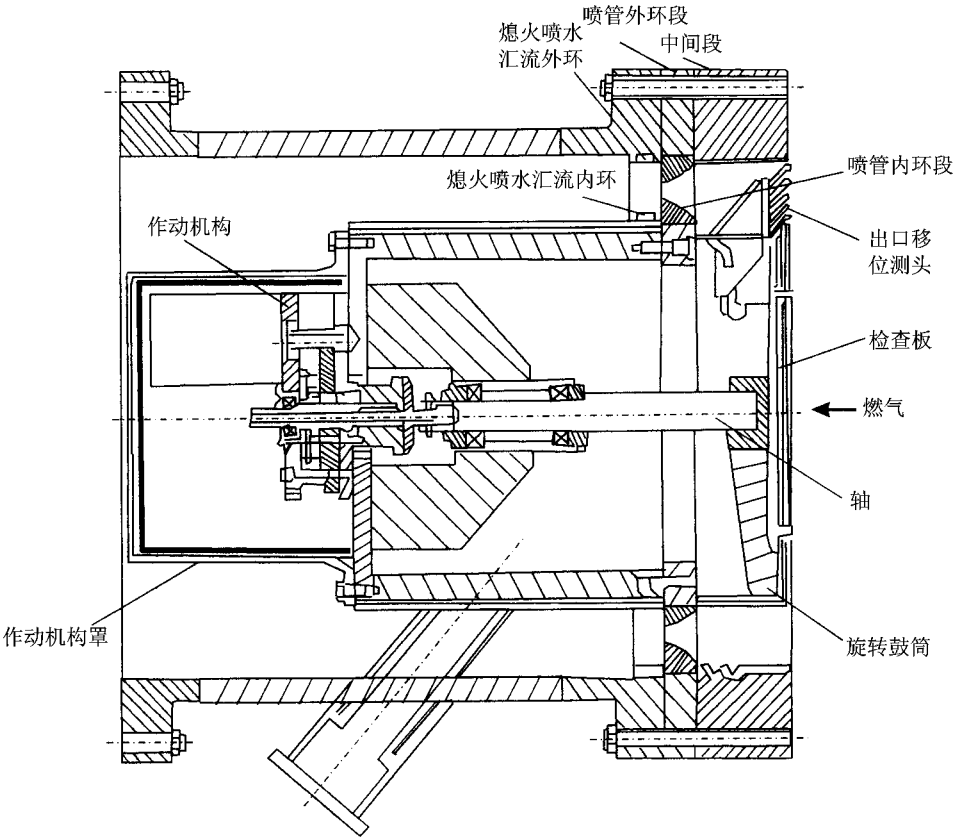
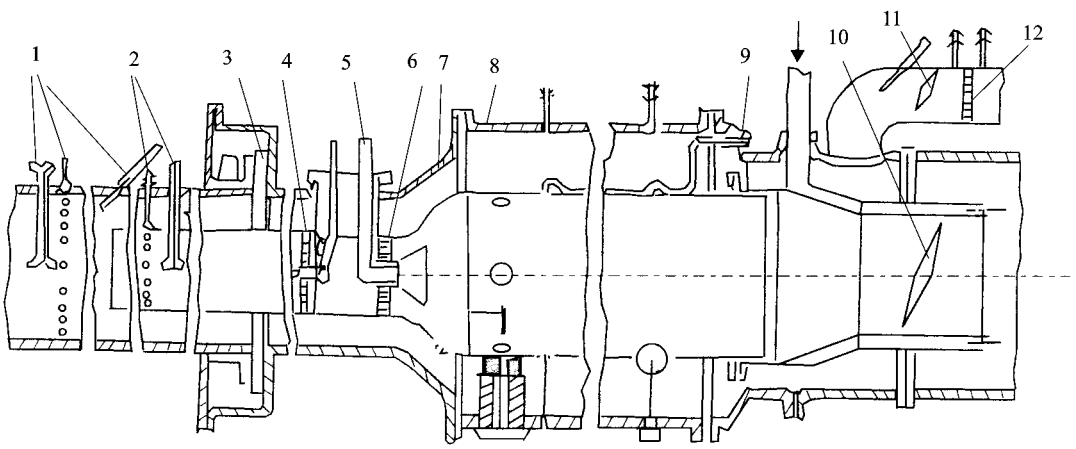


图 5-27 水冷却的出口测量段

2. 扇形状试验器

为了减少试验用空气量,可采用扇形段试验器。这种试验器可以是一个火焰筒(环管燃烧室)或三个头部的扇形(环形燃烧室)。试验件的热力、气动过程与所研究的全尺寸燃烧室足够近似。

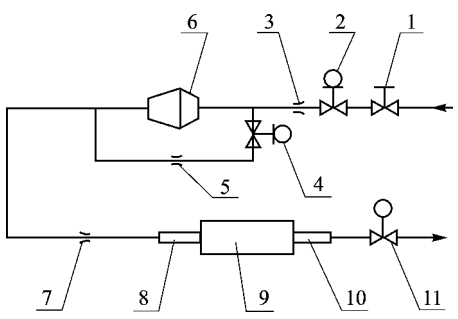
图 5-28 示出用于研究注入二股空气时的燃烧过程的试验装置。这类试验器应尽量通用,并能改变燃烧室进口的空气流速、温度、压力以及能测量用来确定特性的基本参数:空气流量、燃油流量、特征截面的气流压力与温度。



1—总空气流量测量系统 2—第一股空气测量组件 3—隔板 4—第一股空气调节器 5—喷嘴;
6—整流网格 7—试验燃烧室 8—外套 9—密封装置 10、11 节流阀 12—测量旁路空气量的节流孔板

图 5-28 研究注入二股空气的燃烧试验装置

图 5-29 示出燃烧室流量分配的试验装置。流量分配试验方法均以堵孔法或孔的流量特性曲线法进行。大量试验表明,当燃烧室流动进入自模状态后,进口参数对流量分配影响很小,可忽略不计。



1—进气闸阀 2—进气电动调节阀 3—流量喷嘴;
4—气流分配调节阀 5—流量喷嘴 6—加热器;
7—流量喷嘴 8—进口测量段 9—试验段;
10—出口测量段 11—排气阀门

图 5-29 流量分配试验装置简图

试验件应采用原型燃烧室扇形件 (至少包括三个火焰筒头部)。采用全尺寸燃烧室时应在全环试验器上进行测量。采用积累式堵孔法时,从火焰筒进口端开始,应用内外交叉堵孔,直至最后一组孔。若从火焰筒出口端开始,除外环 (或内环) 最后一组孔外的其余进气孔全部

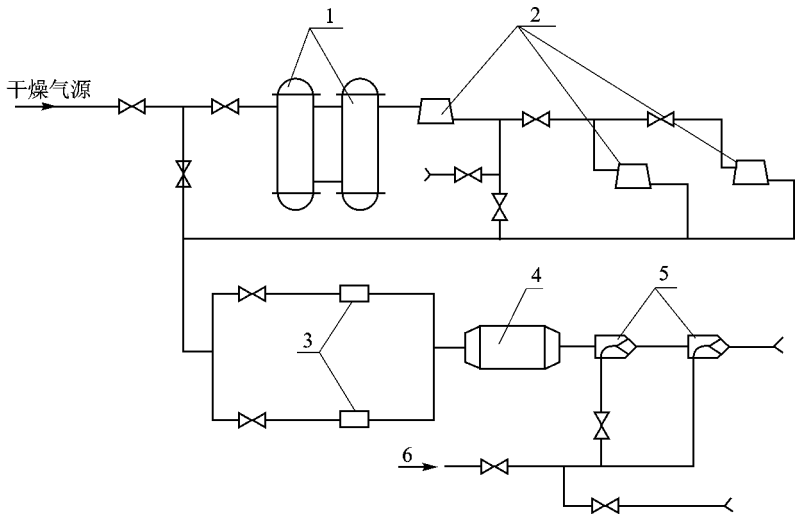
堵死,然后向前逐次交替打开所堵孔排,直至全部打开进气孔。在每一测量截面上测量通道的总、静压和火焰筒内壁面每排孔前后的壁面静压。在堵孔测量流量过程中,堵孔前后所有测压点位置不变。通过每排进气孔的空气流量 $q_{mai} = f(\Delta p)$, 且 $q_{ma} = q_{mai+1} - q_{mai-1}$, 可得:

$$\bar{q}_{mai} = \frac{q_{mai}}{q_{ma}} \times 100\% \tag{5-31}$$

式中, q_{ma} —— 进入燃烧室总空气量;
 q_{mai} —— 进入第 i 排火焰筒进气孔气量。

3. 高空点火模拟试验设备

典型高空点火试验器如图 5-30 所示。由气源来的压缩空气经氟立昂冷冻机组和涡轮膨胀机后由 20℃ 的空气降至 - 87℃, 降温空气经过掺混调温后进入燃烧室试验件, 试验件排出的高温燃气经水冷却器降温后再进入引射器, 混合扩压后排出大气。另一路空气不经过干燥直接到引射器, 作为引射器主流。



1—蒸发机组 2—膨胀机 3—试验件 4—冷却器 5—引射器 6—非干燥气源
 图 5-30 高空点火试验器空气系统简图

在高空点火试验器上进行点火过程试验,实际上是发动机在风车状态主燃烧室开始点火瞬时出现的最苛刻的一段过程,随着高空点火成功,转子逐渐加速,主燃烧室进口总压、总温和流量都逐渐上升,其趋势对燃烧变得有利。试验中改变点火器空间位置、按风车状态下主燃烧室进口气流参数 p_3^* 、 T_3^* 和 v_3 , 调整油气比,测定贫富油点火边界。点火时间一般 5 ~ 10 s, 燃烧室平均温升大于 80℃ 可视为着火。

5.3.3 常压及高压环形燃烧室试验

1. 常压燃烧试验

常压燃烧试验适用于燃烧室研制初始设计阶段,进行燃烧室结构参数对点火、传焰、燃烧性能和出口温度分布等的影响研究。主要试验内容包括:

- ① 各种旋流器和头部结构对燃烧的影响。
- ② 不同燃油喷射对燃烧的影响。
- ③ 流量分配研究。
- ④ 点火情况研究。

发动机在地面试车台试车之前,必须在燃烧室试验器上做模拟燃烧室地面启动时进口参数下的点火试验,点火系统与发动机点火系统一样,在调整好燃烧室进口气流状态下,按计算的油气比供油,接通点火系统后,记录燃烧室是否着火,并寻找最小油气比,以预估发动机台架启动性能。

2. 中压燃烧试验

目前,多采用 0.4 ~ 1.2 MPa 的模拟参数燃烧室试验,主要包括燃烧效率试验、进口流场畸变对燃烧性能的影响试验、燃烧室壁温试验、燃烧室出口温度分布试验、燃烧室流阻试验以及燃烧稳定性试验等。

试验时,采用原型燃烧室和喷嘴,保持燃烧室进口流场相同或相近,雷诺数 Re 相等或在自模区,余气系数相同。

中压试验设备与前述的试验器基本相同,主要包括进气管路系统、空气加温系统、冷热气流掺混管路、排气系统、燃油供给系统、冷却水供给系统和测量系统等。

3. 高压环形燃烧室试验

高压燃烧设备和中压燃烧设备基本相同。主要用于燃烧室综合性能、火焰筒壁温和排气污染测量,根据设备的能力确定燃烧室试件是扇形或全环。

一般认为试验压力超过 1.2 MPa 时为高压试验。

高压全环燃烧室试验真实的反映了燃烧室中的流动现象,其试验结果,特别是出口温度分布的周向不均匀性,径向温度分布,火焰筒壁面热区、排放污染物以及耐久性考核均比高压扇形段试验更准确。

高压燃烧室试验段的一个重要问题是 航空发动机燃烧室机匣都是用比较薄的结构做成的。这样薄的结构在做地面燃烧室试验时是不安全的。解决办法有:

① 扇形试件可放在承压的圆罐中。燃烧室壳体不承力,只形成气流通道,而圆罐承受内压。或壳体承力、设置加强筋。

② 全环高压燃烧试件可适当增加机匣壁厚。

4. 全环燃烧室综合试验

全环燃烧室试验一般是在降压下进行,采用真实环形燃烧室做试验件,主要是测量燃烧效率、出口温度分布、稳点边界、可靠点火区域、总压损失和壁温分布。

燃烧室的发展试验包括下列内容:

① 在试验器上进行模拟飞行使用循环的寿命试验以及全面的性能试验。例如双环腔分区燃烧试验、双区旋流燃烧试验、变几何结构流场测量和创新头部喷嘴综合试验等。

② 燃烧室单个零、部件对燃烧室性能影响试验。例如径向流动和轴向流动的旋流器对比试验、缩短火焰筒掺混段长度的影响试验、模拟变几何燃烧室对减少排气污染的影响的试验研究和发汗冷却结构试验研究等。

③ 燃烧室参数试验。例如进口温度、进口压力、进口速度或马赫数、平均油气比或高平均温升、燃油温度和喷嘴压降对性能的影响 各项参数对高空点火的影响及对污染排放物含量的影响。

④ 专题试验。例如,浮壁式冷却结构和逆-顺式冷却气膜有效性试验 进口流场畸变对出口温度分布的影响试验 突扩扩压器与火焰筒头部匹配试验 火焰筒头部壁温及主燃区辐射测量 燃烧室出口温度对快速燃油流量变化的响应性试验研究,即加减速性试验 数值模化和试验对比研究 变几何喷嘴试验研究等。

(1) 燃烧效率的确定

确定燃烧效率主要有三种方法。

① 焓升法。燃烧效率可定义为燃烧室中的实际焓增与燃油燃烧时放出的热量之比:

$$\eta_{cc} = \frac{(q_{ma} + q_{mf}) H_4^* - q_{ma} H_3^* - q_{mf} H_f^*}{q_{mf} H_u} \quad (5-32)$$

式中, H_3^* 、 H_4^* ——分别为燃烧室进、出口总焓, kJ/kg;

H_f^* ——燃油进口总焓, kJ/kg;

H_u ——燃油低热值, kJ/kg;

q_{ma} 、 q_{mf} ——分别为空气流量、燃油流量, kg/s。

燃烧室进口空气总焓可按 $H_3^* = q_{ma} c_{pa} T_3^*$ 近似确定, $q_{mf} c_{pf} T_f^*$ 一般很小, 常常忽略。燃烧室

出口总焓 $H_4^* = \sum_{i=1}^n \Delta q_{mi} c_{pi} T_{i4}^*$, 可将出口截面的面积分为若干块 ($n = 20 \sim 30$), 在每一小块内

测定气动参数 p_{4i} 、 p_{4i}^* 、 T_{4i}^* , 以确定 H_{4i}^* 。测量放热规律的试验说明, 按面积相当的各小块内所

测的局部温度的算术平均值与按质量平均的温度值重合度很好,并可简化计算。

② 温升法。燃烧效率定义为燃烧室实际平均温升与理论温升之比,亦称温升效率:

$$\eta_{cc} = \frac{T_{4av}^* - T_{3av}^*}{\Delta T_{4-3th}^*} \quad (5-33)$$

式中, T_{4av}^* ——出口温度移位测量读数的质量流量平均温度;

T_{3av}^* ——进口热电偶读数的平均值;

ΔT_{4-3th}^* ——由试验测出的空气流量、燃油流量(即得出油/气比)、进口温度、试验时空气温度、燃油碳氢组成等查理论燃烧温度图线得出的理论温升。

③ 燃气分析法。应用燃气分析技术能准确地测量燃烧效率、温度、污染成分、燃油浓度分布及油气比等,对未燃气成分的分析可以推得燃烧不完全性的原因。例如,在火焰筒中心线附近出现 CO 和 H_2 时,说明由于掺混空气进入不当引起燃烧反应过早的降温淬熄。如果在火焰筒壁处有较多的 CO 及未燃碳氢化合物,说明冷却空气有些过量或者燃油被喷到筒壁上冷却气流层中的过多。

根据燃烧室出口的燃气成分,燃烧效率定义为燃料完全燃烧时的理论发热量与实际燃烧产物中残存的可燃成分所蕴藏的化学能之差对理论发热量的比值。

对于航空煤油燃烧,可以推导出:

$$\eta_{cc} = \frac{\varphi_{CO_2} + 0.53\varphi_{CO} - 0.319\varphi_{CH_4} - 0.397\varphi_{H_2}}{\varphi_{CO_2} + \varphi_{CO} + \varphi_{UHC}} \quad (5-34)$$

式中,下角标 UHC——燃烧产物中除 CH_4 之外的未燃碳氢化合物,各成分之值为体积分数。

(2) 采用辅助加温燃烧室时燃烧效率的确定

采用辅助加温燃烧室加热进入燃烧室的空气时,会影响燃烧室的测量结果。令被试燃烧室工作时的温升为 ΔT_{4pr}^* ,实际燃烧效率为 η_{cpr} ,加温燃烧室相应值为 ΔT_{4ad}^* 及 η_{cad} 。假定由加温燃烧室流出的不完全燃烧产物在被试燃烧室内燃烧,其燃烧效率也为 η_{cpr} 。于是在实际燃烧室内所测的 η'_{cpr} 可由热平衡方程求得

$$\eta'_{cpr} H_u q_{fpr} = \eta_{cpr} H_u q_{fpr} + \eta_{cpr} H_u q_{fad} (1 - \eta_{cad}) \quad (5-35)$$

式中, q_f ——对于 1 kg 空气的燃油消耗量,

$$q_f = \frac{c_p \Delta T^*}{H_u \eta_{cc}} \quad (5-36)$$

将式 (5-36) 代入式 (5-35),简单变换后可得

$$\eta'_{cpr} = \eta_{cpr} \left[1 + \frac{c_{pad} \Delta T_{4ad}^*}{c_{ppr} \Delta T_{4pr}^*} \cdot \frac{\eta_{cpr}}{\eta_{cad}} (1 - \eta_{cad}) \right] \quad (5-37)$$

由式 (5-37) 可得:

① 在被试燃烧室内所得的燃烧效率实际上更大地取决于由加温燃烧室流入的不完全燃

烧的燃烧产物。

② 当加热燃烧室内的燃烧效率减少及温升增加时,所确定的燃烧效率的误差增加,而当被试燃烧室内温升增加时,误差减小。

例如,若规定 $\Delta T_{4ad}^* = 250$, $\Delta T_{4pr}^* = 850$, $\eta_{cad} = 0.87$, $\eta_{cpr} = 0.98$,则 $\eta'_{cpr} = 1.015$,此时误差高达 3.5% ,而 $\eta'_{cpr} = 1.015$,显然是不合理的。

(3) 燃烧室进、出口参数的测量

进行各种目的全环燃烧室试验时,其进、出口测点布置基本上应规格化。这对正确得出试验结果、积累和比较试验数据都很重要。

典型布置如图 5-25 (c) 所示。进口总压由 8 个 5 点的总压耙测量,周向均布。每个测点在径向上的位置根据等环面分布的原则确定。第 i 个等环面的中心线半径 r_i 可由下式计算:

$$r_i = \sqrt{\frac{2i-1}{2n}R_o^2 + \frac{2n-2i+1}{2n}R_i^2} \quad (5-38)$$

式中, n ——环形通道截面积等分的同心环数;

R_i 、 R_o ——分别为环形通道的内、外半径;

i ——同心环序号。

每一个总压测点引出的压力都是单独的一个接管嘴,每一个总压值都各自连到自动数据系统,其中有两个测点的总压值应通到控制间,作为控制间内调整试验状态及监视试验工作正常情况之用。伸入气流中的总压耙部分应做成叶型剖面,以减少对气流的扰动。总压耙的轴向位置处于相当于压气机出口导向叶片的后缘截面。

进口总温测量类似总压,如图 5-25 (b) 所示。也有两支热电偶用于调整试验状态以及监视燃烧室局部温升是否过高而自动停止试验。由于进口总温的数值并不会随测点轴向位置的变动有显著变化,因此,进口总温测点的轴向位置可以在进口总、静压测点轴向位置之间,以便错开。

进口静压在进口段内环壁、外环壁上总共 16 个静压孔来测量,如图 5-25 (c) 所示。所有静压孔的轴向位置都开在同一截面上,即相当于压气机出口导向叶片的后边缘。

出口截面总温、总压由旋转移位机构及测头来测量,如图 5-27 所示。旋转移位机构每旋转 $3^\circ \sim 9^\circ$ 移位一次。全环燃烧室试验中,一般移位 3° ,共 585 个测温读数。表 5-5 列出测点数、移位间隔及每个测温点所平均的面积。

燃烧室出口温度分析测量的准确性取决于测点密度,特别是热点指标。在测点数目少时,可能漏掉热点。燃烧室出口温度分布越差,需要测量点数愈多。为了保证可能的变动小于 10% ,一般需要 425 点。

采样密度即是单位面积的测点数目,它对燃烧效率和温度分布系数测量偏差都有明显的影响。在扇形段试验中,平均约 5 cm^2 的温度场面积内安排一个采样点。若再提高密度,则会

带来结构方面的困难,流通面积堵塞也会过大。

表 5-5 测温点数、移位间隔及每个测温点所平均的面积沿周向位移的变化

周向位移数	在出口 2 500 cm ² 面积上 总的测温点数	移位间隔 / (°)	每个测点对应的面积 / (cm ²)	取法 (排列组合 方式的数目)
12	60	30	41. 6	10
21	120	15	20. 8	5
40	200	9	12. 5	3
60	300	6	8. 33	2
120	585	3	4. 27	1

试验统计表明,欲使燃烧效率测量偏差小于 1%,采样密度平均需大于 1. 8 点/10 cm² 欲使温度分布系数测量偏差小于 10%,采样密度平均需大于 2. 5 点/10 cm²,即每 4 cm² 温度场面积内应至少安排一个采样点 欲使温度分布系数测量偏差小于 5%,则采样密度应大于 2. 9 点/10 cm²,即每 3. 4 cm² 温度场面积内应至少安排 1 个采样点。这表明欲达到给定测量偏差,所需采样密度与温度分布均匀程度有关。

对于扇形段与全环出口温度分布的试验研究表明 扇形试验件试验结果存在明显偏差,并且当扇形段包含的头部 (喷嘴) 数量增大时,其偏差减少。对于 90°扇形段,其出口温度分布系数 δ_{4s} 与全环试件的温度分布系数 δ_4 有下列近似关系:

$$\delta_4 = 1. 4\delta_{4s} \tag{5-39}$$

当采用扇形段调试温度场时,可使扇形段调试的温度分布系数 $\delta_{4st} = 0. 7\delta_{4d}, \delta_{4d}$ 为全环试验温度分布系数,例如, $\delta_{4d} = 0. 25$,则扇形段 $\delta_{4st} = 0. 175$ 。

燃烧室部件试验测得的出口温度分布系数优于发动机试车结果。发动机试车测得的 δ_4 较差、热区较大,热点温度也较高,温度数据离散度亦高。

(4) 试验有关问题

试验中应注意下列问题:

- ① 试验开始前,必须校准仪器、调整量程和零点 全面检查仪器之后,开动中心设备预热器,并把空气加热到试验温度。
- ② 在一定压力下通冷空气,检查设备接合面和安装边是否漏气。
- ③ 启动冷却水泵,使冷却水流进试验段。应监控移位测头的冷却水、喷管内、外环冷却水和旋转鼓筒冷却水的压力,并测量冷却水流量和温度。
- ④ 在要求的空气流量下,加温试验段和燃烧室试件。当燃烧室进口空气温度达到 300 左右时,辅助加温器系统开始工作。喷气发动机、加力燃烧室及热交换器最后使进口空气温度

达到所要求的工作温度。

⑤ 一经达到要求的进口条件,就要仔细调整试验段的进气阀和排气阀,直到达到所要求的压力和流量条件。此后,燃烧试件点火并开始试验。调整冷却水以保持燃烧、加温和冷却时在安全极限之内。水套的出口水温保持在 65℃ 以下,热燃气进入中心设备排气系统以前降温到 80℃ 以下。

⑥ 冷却时除了关闭加力燃烧室和喷气发动机之外,还通过冷却流支路隔离辅助加热器,迅速降低试验段的温度至安全操作温度。这样便于燃烧室的拆卸以及安装下一个燃烧室试件。

5. 壁温测温

火焰筒壁温测量,其一是验证火焰筒冷却设计的有效性和冷却空气量的影响,为火焰筒壁应力分析提供壁温分布数据;其二掌握壁温高的位置和原因,改进冷却结构设计,确定气动和结构参数对壁温的影响。

(1) 测量方法

通常采用示温漆法和热电偶法测量壁温。

① 示温漆法可以大面积地或在整个火焰筒上涂覆测温,简单易行,不干扰燃烧室流动。其缺点是测量精度较低,目视判读视差较大,达 $\pm 30^\circ\text{C}$ 。采用 CR300 色彩色差计测量火焰筒表面颜色可使误差缩至 $\pm 20^\circ\text{C}$ 。该型色彩色差计采用 5 种彩色系统测量彩色绝对值,同时测量亮度、色饱和和色调角。通过测量值与样板对比,根据在标准温度炉加热获得的彩色样板,可以获得被测火焰筒壁温。

涂一次示温漆只能测量一次,涂层厚度为 20 ~ 40 μm ,若漆层过厚,在试验中则容易脱落;漆层过薄,火焰筒壁形成的背景颜色则会影响判读。试验后可对表面吹砂去掉漆层,以备重新涂漆。

② 热电偶法测量精度高,可多次使用,但不能大面积测量。因为偶丝可明显影响燃烧室二股通道中的气流流动。图 5-31 示出等离子喷涂埋设铠装热电偶方法。将热电偶置于沟槽内、点焊并进行等离子喷涂,然后打平磨光。试验时利用数据采集系统来获得试验状态下的壁温数据,并打印输出。

火焰筒壁温实际测量中可首先采用示温漆法对火焰筒壁温进行普遍考察,然后再用热电偶法较精确测量所关心部位的温度,特别是高温区。整机试车中多采用示温漆法。

常用示温漆有 SW—单—15 和 SW—单—30,其变色温度间隔 25 ~ 50℃,测温范围 400 ~ 960℃。

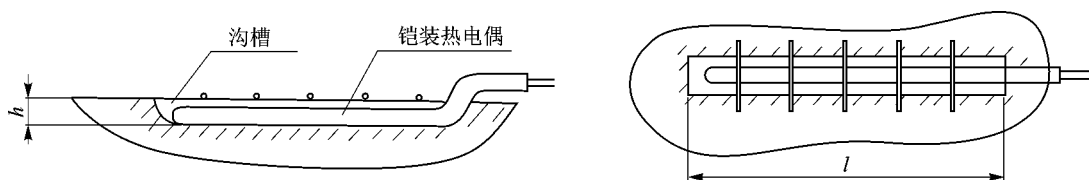


图 5-31 等离子喷涂前热电偶敷设示意图

(2) 壁温试验状态和测点布置

壁温测量通常选取地面台架最大状态、空中最大热负荷状态和巡航状态作为火焰筒壁温试验状态。

试验件包括单头部、扇形和全环试件等。全环试件用于考察设计点和最大热负荷工况下的壁温情况。在发动机上测火焰筒壁温可作为最终评定火焰筒壁温的指标。

图 5-32 示出全环形燃烧室壁温测试点位置的实例。

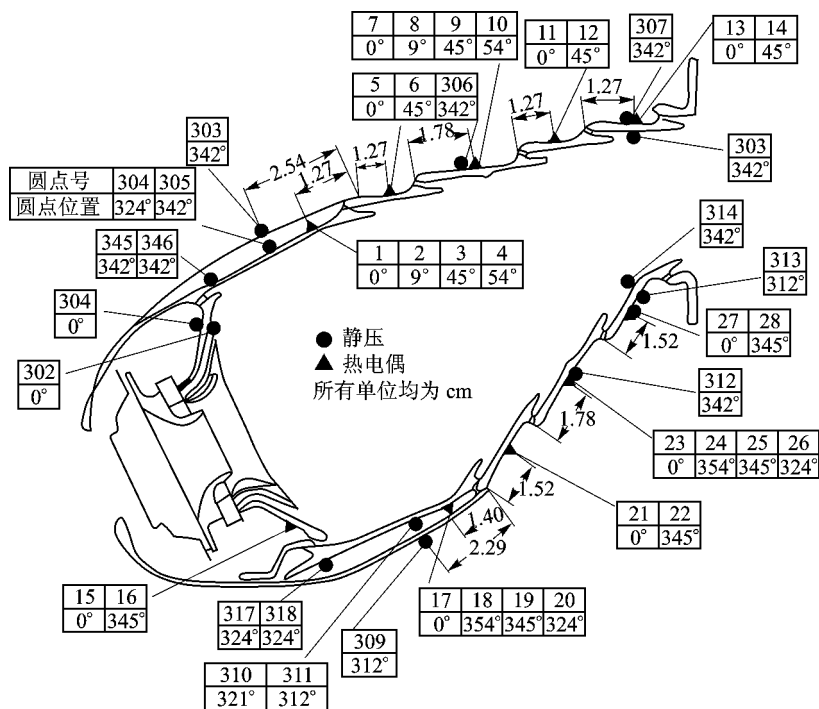


图 5-32 全环形燃烧室壁温测点位置示例

单头部试件主要考察头部元件的冷却设计和壁温情况,也可做积炭和燃料对头部壁温的

影响试验。对起飞状态,设计点参数 p_3^* 、 T_3^* 、油气比 f_a 、总压损失 $\Delta p^*/p^*$ 分别为 3.02 MPa、815 K、0.022 和 5.5% 的示例,其模拟参数相应分别为 1.93 MPa、815 K、0.010 ~ 0.013 和 5.0% ~ 5.5%。

用扇形段试验时,在录取性能的同时,可了解火焰筒壁温情况和冷却设计的合理性。

5.3.4 模拟准则

燃烧室试验条件,特别是气源能力,目前大多数不能满足新型发动机全尺寸全环形燃烧室地面起飞等高工作状态下的全参数试验。以相似理论为基础的模化试验可以明显降低对气源能力的要求,简化设备,缩短试验周期、节约试验费用。根据模化原理,归纳出数个相似准则,建立起燃烧性能与相似准则的关系,或给出燃烧室性能与相关参数群的半理论半经验关系。这对燃烧室设计和试验均有重要指导意义。

燃烧室模化试验是其研制过程中很重要的中间阶段,试验结果必须在台架试车和试飞过程中检验,而且是一个进一步试验器上改进、台架调试的反复过程。

当前,模化试验用气源和设备能力已有明显提高,而且随着燃烧数值模拟技术的发展,也激励了燃烧设计师去改进和完善模化方法。尽管如此,用扇形段试验器进行燃烧室试验研究仍在以后的一段时间里起着重要的作用。

在扇形段试验器上,用较低压力和较低流量所测定的燃烧室主要性能指标 (η_{cc} 、 σ_{cc}^* 、 T_4^* 分布、贫富油熄火极限、点火性能和壁温) 和真实情况下对应指标的关系即是模拟准则所要解决的主要问题。目前,试验中常用的模拟准则如下所述。

1. 等速度准则

- ① 进口空气流速 v_3 与实际工作状态相等。
- ② 进口压力 p_3^* 不低于 0.2 MPa。
- ③ 进口温度加温至所要求的 T_3^* 。
- ④ 几何尺寸相等。
- ⑤ 使用相同燃料并保持各状态下 α 与实际工作状态的 α 值相等。
- ⑥ 采用真实喷嘴。因为 q_{ma} 在试验器上减少,保持 α 不变时,则供油量 q_{mf} 按比例减少,因此,供油压力 p_f 将按 q_{mf} 规律减少。

2. K 准则

它是普遍应用的燃烧室调试准则,它与等速度准则很相近,但认为 T_3^* 对燃烧反应速度有微弱的影响,于是

$$\eta_{cc} = f(K, \alpha)$$

式中

$$K = \frac{q_{ma}}{p_3^{*1.15} T_3^* D_{fr}^3} \quad (5-40)$$

式中, D_{fr} 为火焰筒直径。该式适用于环管、单管燃烧室, 其理论基础是化学反应速度理论。适用于 $p_3^* = 0.04 \sim 0.3 \text{ MPa}$, $T_3^* = 273 \sim 573 \text{ K}$, 余气系数 $\alpha = 5$ 。应用该准则时要求:

① 试验件与真实燃烧室几何相似, 不一定相等, 混气 α 相等。若试验件与真实燃烧室相等, 则

$$\frac{V_3}{T_3^{*2} p_3^{*0.15}} = \text{常数} \quad (5-41)$$

即做模拟试验时, 进口气流速度 v_2 必须按 $T_3^{*2} p_3^{*0.15}$ 规律修正, T_3^* 比 p_2^* 影响大得多。

② 一般试验都尽量保持 T_3^* 相等, α 相等, 降低 p_3^* 和 q_{ma} , 这时按 $p_3^{*0.15}$ 规律修正。由于 $q_{ma} = \rho V / RT$, $V = \frac{1}{4} \pi D_{fr}^2 \cdot v_3$, $D_{fr}^3 = D_{fr}^2 m L_{fr}$, 代入式 (5-40) 得

$$K = \frac{\pi}{4 m R T_3^{*2} p_3^{*0.15} \tau_s} \quad (5-42)$$

式中

$$\tau_s = L_{fr} / v_3 \quad (5-43)$$

τ_s —— 混气在燃烧室中的停留时间。若要得到相等的 η_{cc} 值, 必须满足下列条件:

$$\tau_R / \tau_s = \text{常数} \quad (5-44)$$

即化学反应时间与停留时间之比若为常数, 则可以在试验器上和真实燃烧之间得到相同的 η_{cc} 值。

作为例子, 表 5-6 列出扇形段试验器与真实飞行工况某燃烧室进口参数的比较。

表 5-6 某燃烧室真实飞行工况和模拟试验参数的比较

余气系数 α	换算方法	高度 H /km	飞行速度 Ma	试验器进口参数	
				$q_{ma} / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	p_3^* / Pa
	真实飞行工况	10	0.8	6.51	34.04
			1.0	7.80	41.89
		11	0.8	5.66	28.45
			1.0	6.80	34.83

3. 35	按 K 准则	0	0	2. 67	19. 26
				3. 45	24. 53
				4. 26	29. 43
	按等速度准则	0	0	3. 35	19. 62
				4. 17	24. 53
				5. 01	29. 43

3. 郎威尔准则 (Longwell)

这是英美常用的模拟准则,认为 $\eta_{cc} = f(L, \alpha)$ 。其中,

$$L = \frac{q_{ma}}{p_3^{*1.75} \exp\left(\frac{T_3^*}{b}\right) A_{TT} L_{TT}} \quad (5-45)$$

式中, b —— β 的函数,而 $\beta = 1/\alpha$

$$b = 220 \left(\sqrt{2} \pm \ln \frac{\beta}{1.03} \right) \quad (5-46)$$

式 (5-46) 中,“+”号对应于 $\beta > 1.03$,“-”号对应于 $\beta < 1.03$,于是 L 准则可简化为

$$L = \frac{v_2}{p_3^{*0.75} T_3^* \exp\left(\frac{T_3^*}{b}\right) L_{TT}} = \frac{1}{\tau_s p_3^{*0.75} T_3^* \exp(T_3^*/b)} \quad (5-47)$$

因此,由式 (5-47) 可以看出, p_3^* 、 T_3^* 都是对化学反应速度和反应时间有较大影响。

在模拟试验中,只要使试验器的“ L ”值与真实燃烧室的“ L ”值相等,即使二者的 p_3^* 、 T_3^* 都不相等,其 η_{cc} 应相等。 L 准则特别适用于煤油燃烧, $\alpha = 3.5 \sim 7$,用较低气压模拟较高气压的真实燃烧室情况,常用于环形燃烧室扇形段的调试试验。

5.3.5 激光相位多普勒粒子分析仪 PDPA

液体燃料通过喷嘴喷入燃烧室。喷嘴是一雾化器。大多数燃油喷嘴雾化的油滴直径具有很宽的范围,其平均液滴直径在 $20 \sim 130 \mu\text{m}$ 。最小的液滴能完全蒸发,较大的液滴会发生液相裂化,产生一种积结在火焰筒壁上的焦状物。局部空气/燃料比由处于蒸汽相或固相的燃料、助燃空气和回流的燃烧产物之间的混合决定。反应区将部分地形成于每个液滴的周围,或形成于空气/燃料比处于着火极限之内的区域,喷雾的燃烧速率与液滴尺寸和分布、燃料和其周围的气体性质以及混合过程的力学特点均有关系。

航空发动机燃烧室主要采用离心喷嘴和空气雾化喷嘴。燃烧室要求喷嘴能提供各飞行状态下的供油量、合适的喷雾锥角和高的雾化质量。能良好地与火焰筒结构相配。

测量喷嘴雾化质量目前主要采用光学方法。例如,用脉冲激光获得油雾瞬间的局部图像,以直接测量液滴直径。激光全息照相可拍摄液雾中油滴全息图像,“冻结”了液滴的运动,得到一个全三维的液雾空间图像,可以识别直径小到 $15\text{ }\mu\text{m}$ 的液滴,但该方法只适于较稀的液雾。

近年来美国 TSI 公司开发出激光相位多普勒粒子分析仪 PDPA,基于双束光散射干涉可同时测量粒子直径和速度这一原理,使测雾技术获得更大发展。下面将首先概述燃烧室燃油喷嘴雾化质量的主要评定指标,进而概述 PDPA 的原理和应用。

1. 燃油雾化特性

根据燃烧室的设计和运行经验,采用下列几项指标来评定油雾质量。

(1) 喷雾锥角 α_p

喷雾锥角 α_p 的大小对燃烧过程有重要影响。因为在很大程度上它决定了燃料在燃烧空间中的分布。对大型燃烧室,燃油不易与空气充分混合, α_p 应取得大些,一般 $\alpha_p = 90^\circ \sim 120^\circ$ 。过大时油滴会喷到壁上,造成壁面过热。对小型燃烧室, $\alpha_p = 50^\circ \sim 80^\circ$ 为宜,过小的 α_p 会使燃油过多地喷射到回流区中,发生析炭,使排气冒烟加重。

(2) 喷雾射程 L

当喷嘴沿水平方向喷射油雾时,喷雾炬顶部实际达到的那个平面与喷嘴口端面之间的距离称喷雾射程 L。当最前面液滴丧失动能时其所能达到的距离称为最大喷雾射程。通常所谓喷雾射程均指最大喷雾射程。对于分布很广、雾化很细的油滴群来说,其射程比较短,密集的喷雾炬由于从周围吸入了参与喷雾炬运动的空气量较少,因而射程较远。图 5-33 示出了 α_p 、 L_0 。

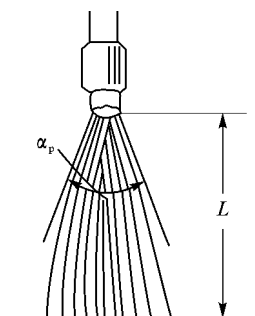


图 5-33 喷雾锥角 α_p 和喷雾射程 L

(3) 雾化颗粒细度

雾化颗粒细度表示了雾化颗粒尺寸大小。由于油滴尺寸各不相同,因而引入液雾平均直径的概念,即是用一个假想的液滴尺寸均一的液雾来代替原来的液雾,而保持原来液雾的某种特征量不变。

最常用的液雾平均直径是索特尔平均直径 SMD (Sauter Mean Diameter),它是用一个假想的都是 SMD 直径的液滴群来代替原来的液雾,该液滴群与原液雾的总体积和总表面积相等。

由此可推出

$$\text{SMD} = \frac{\sum nD^3}{\sum nD^2} \quad (5-48)$$

式中, n ——直径 D 的液滴的个数。

SMD 是目前最常用的描述喷雾炬雾化颗粒细度的表达式。SMD 越小, 液滴越细, 越易蒸发和燃烧, 因为按上述定义, 可以得出液雾雾滴的总表面积 A 和雾滴总体积 V 的关系为 $A = 6V/\text{SMD}$, 可见, SMD 越小, 其总表面积越大, 蒸发也就越快。

另一个常用的平均直径是质量中间直径 MMD (Mass Median Diameter), 其物理意义为: 比该质量中间直径小的雾滴和比它大的雾滴的累积质量各占总质量的一半, 即是累积质量为 50% 时所对应的油珠直径称为中间直径。MMD 亦广泛应用。

(4) 雾滴尺寸分布

液雾平均直径只代表雾化颗粒细度, 液雾中不同大小的雾滴尺寸分布状况, 也对燃烧性能有重要影响, 它表征了液雾的另一个重要特征。图 5-34 示出一典型的雾滴尺寸分布图, D 为雾滴直径, N 为雾滴的数量。

工程上最常用的是 R-R 分布 (Rosin - Rammler), 其分布函数为

$$V = 1 - \exp\left[-\left(\frac{D}{\bar{D}}\right)^N\right] \quad (5-49)$$

式中, V ——累积分布, 即尺寸小于 D 的雾滴体积占液雾总体积的分数;

$\bar{D}$ ——雾滴尺寸分布中某个特征直径;

N ——雾滴尺寸分布指数, 表示雾滴尺寸分布的均匀性。

当 $D = \bar{D}$ 时, $V = 0.632$, 因此 $\bar{D}$ 是 $V = 0.632$ 时的雾滴尺寸; 当 $V = 0.5$ 时, $D = \text{MMD}$, 由此可以得出

$$\text{MMD} = \bar{D} 0.693^{\frac{1}{N}} \quad (5-50)$$

由此 R-R 分布为

$$V = 1 - \exp\left[-0.693\left(\frac{D}{\text{MMD}}\right)^N\right] \quad (5-51)$$

图 5-35 示出按 R-R 分布规律绘制的雾滴尺寸分布, 其中包括几个特征不同的液雾。

按 R-R 分布, 可以推导出 MMD/SMD 只是尺寸分布函数 N 的函数, 即

$$\frac{\text{MMD}}{\text{SMD}} = \frac{N}{N-1} \Gamma\left(2 - \frac{1}{N}\right) (0.693)^{\frac{1}{N}} \quad (5-52)$$

式中, Γ ——伽玛函数。

已知 SMD 或 MMD, 可以找出大于和小于某一特定直径的液滴所占有容积的百分数。图 5-36 示出小于某个直径的液滴所占的容积百分数。该图对燃烧室设计很有用。例如, 为

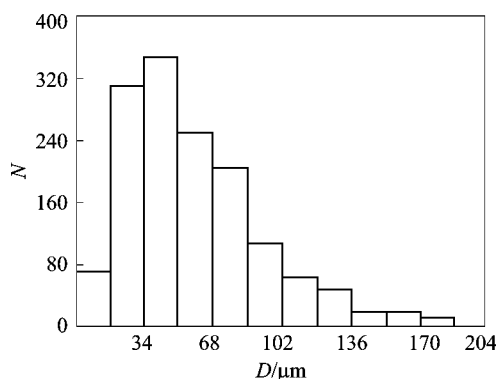


图 5-34 雾滴尺寸分布

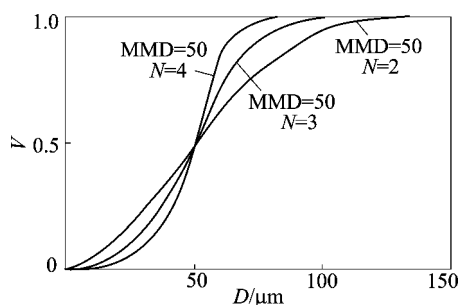


图 5-35 雾滴尺寸累积分布曲线

了易于点火,需要小液滴占有足够的容积分数,假定要求 $50\ \mu\text{m}$ 的液滴占总容积的 5%,据此图可查出其液滴的 SMD 不能超过 $110\ \mu\text{m}$ 。

2. 离心喷嘴和空气雾化喷嘴

(1) 离心喷嘴

许多发动机都采用离心喷嘴。离心喷嘴是靠压力雾化燃油的,它包括双路单室单喷口喷嘴、双路双室单喷口喷嘴和双路双室双喷口喷嘴,尤其是后者,在许多发动机上应用,例如 JT3D、Spey、CFM56—3 和 AL—31 ϕ 等发动机。双路双喷口喷嘴主要包括喷嘴体,旋流器,主、副油路旋流室和主、副喷口,燃油在各自旋流室内旋转后喷出。

现代高温升燃烧室由于供油量变化范围宽,在油泵供油压力受限条件下,为满足发动机宽广的供油量要求,可以在喷嘴主油路前设置活门,活门上的柱塞、节流槽(孔)的面积随活门压

差增大而增大,在喷嘴压降变化范围不大的情况下,流量变化范围很宽。图 5-37 示出典型带主油路活门的离心喷嘴;图 5-38 示出 WP-7 发动机的双路离心喷嘴结构图。

2) 空气雾化喷嘴

空气雾化喷嘴是应用空气流的动能通过气流与液体的相互作用使液滴或液膜撕裂和雾化。要实现良好的雾化需要耗用一定的空气流量,这部分空气将雾化的燃料带入燃烧区,并与后来进入的空气进一步混合和燃烧。在航空发动机燃烧室中,气流通过空气雾化喷嘴的速度受到火焰筒内外压差的限制。

空气雾化喷嘴具有良好的雾化品质,出口温度分布稳定,污染排放物和积炭均少,辐射低,要求燃油泵的压力较低,但点火和熄火性能较差。空气雾化喷嘴主要有如下所述的两种形式。

1) 液膜式空气雾化喷嘴

图 5-39 示出典型液膜式空气雾化喷嘴,它成功地应用于 RB211 发动机上。燃油经周向均布的几个切向槽扩展到中心体唇缝处,受中心高压空气和二股空气在唇边的冲击,油膜被雾化。

图 5-40 示出 P·W 公司 F100-200 高推重比发动机采用的液膜式空气雾化喷嘴。燃油从狭缝中顺时针旋转喷出,液膜内、外有同样顺时针旋转的空气,从而形成膜式雾化空气。外空气旋流器有 10 个直叶片,内旋流器仅有 3 个直叶片。装在燃烧室上,在喷嘴外还有 18 个叶片的旋流器(顺时针旋向)。该喷嘴的 $SMD < 25 \mu m$ 。

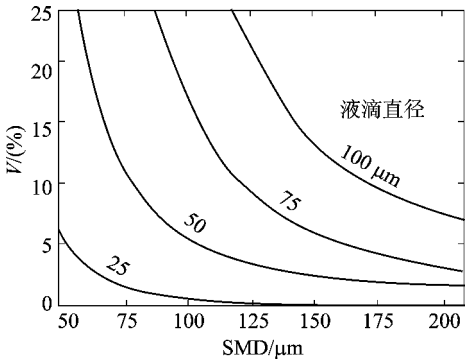
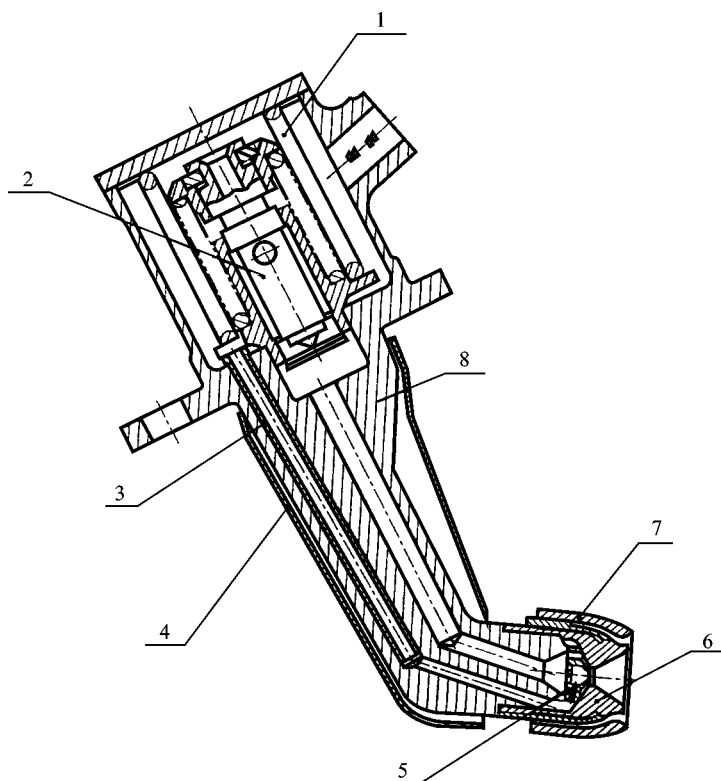
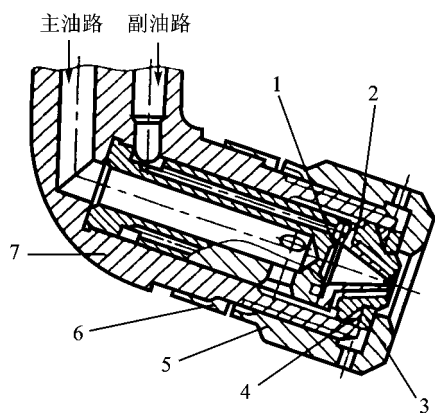


图 5-36 小液滴容积分数估算图(由 SMD 得出)



1—压紧弹簧 2—流量分配活门 3—内管 4—隔热屏 5—副喷嘴 6—主喷嘴 7—外罩 8—壳体

图 5-37 带主油路活门的离心喷嘴



1—副喷嘴 2—主喷嘴 3—垫圈 4—封严圈 5—喷嘴螺母 6—锁片 7—喷嘴体

图 5-38 WP-7 发动机双路离心喷嘴

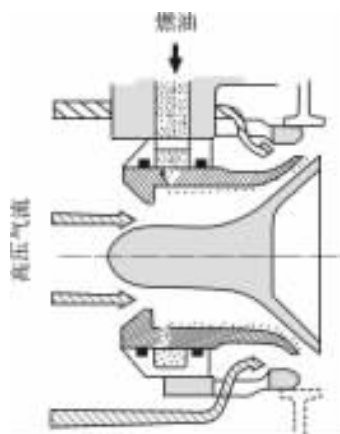


图 5-39 RB211 发动机的空气雾化喷嘴

雾化特性试验研究表明：

- ① 空气速度增加, SMD 减小, 当空气速度为 50 m/s, 气/油比为 1 ~ 5.4 时, SMD < 20 μm 。
- ② 内、外旋流方向相反时的 SMD 要比同向时稍小。
- ③ 内通道空气流量占内外总气量的 30% ~ 35% 时燃油雾化质量最好。
- ④ 增大燃油旋流有利于改善低工况下的燃油雾化质量。

2) 组合式空气雾化喷嘴

图 5-41 示出组合式雾化喷嘴, 它包括两个旋流器(径向) 和一个离心式单油路喷嘴。该喷嘴外围布置一级空气旋流器。压力离心喷嘴喷射的雾锥直接喷溅至文氏管的内表面, 在旋转的一级空气作用下形成均匀的油膜向后运动, 在文氏管尾缘, 油膜受到内外两股反向旋转气流的剪切作用, 形成良好的雾化。一级旋流器主要起雾化作用, 而二级旋流器主要稳定火焰。F101 和 CFM56 发动机均采用了这种组合式空气雾化喷嘴。

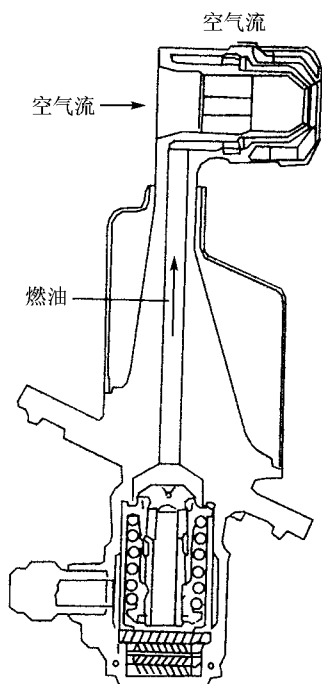


图 5-40 F100—200 发动机的空气雾化喷嘴

(3) SMD 的经验关系式

对液膜式空气雾化喷嘴来说, 有

$$\text{SMD} = A \left(\frac{\sigma}{\rho_a v_a^2 D_p} \right)^{0.6} \left(\frac{\rho_f}{\rho_a} \right)^{0.1} \left(1 + \frac{1}{\text{AFR}} \right) + B \left(\frac{\mu_f^2}{\sigma \rho_f D_p} \right)^{0.5} \left(1 + \frac{1}{\text{AFR}} \right) \quad (5-53)$$

式中, ρ_a 、 ρ_f ——分别为空气、燃油密度；

v_a ——空气速度；

σ_f ——燃油表面张力；

μ_f ——燃油动力粘度；

AFR——气/油比；

D_p ——喷口直径(预膜唇尾缘直径)；

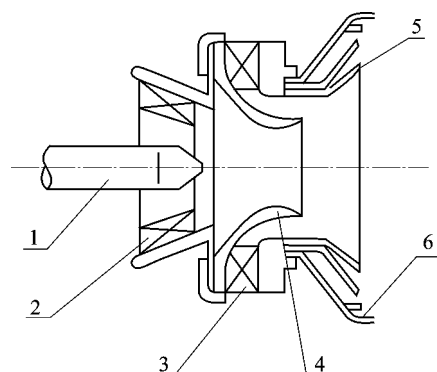
A、B——试验确定的常数。

3. 激光相位多普勒粒子分析仪 (PDPA/LDV)

相位多普勒粒子分析仪是近 10 年开发的测量高密度喷雾、高端流燃烧环境中雾化质量的高精设备。PDPA 能够测量粒径、速度、粒子数密度和体积流量。

(1) PDPA 分析仪的组成

PDPA 仪主要由下述部分组成 激光发射器、激光接收器、信号处理器、光栅转动电机控制器、微型计算机以及传输电缆等。此外,示波器用来监视信号。测量系统布置如图 5-42 所示,光路布置如图 5-43 所示。



1—离心喷嘴 2—主旋流器 3—二次旋流器 4—文氏管 5—套筒 6—头部转接段

图 5-41 组合式空气雾化喷嘴

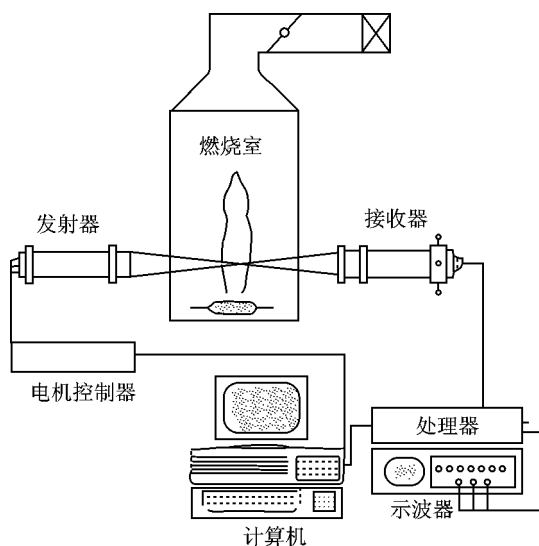


图 5-42 PDPA 相位多普勒激光粒子分析系统

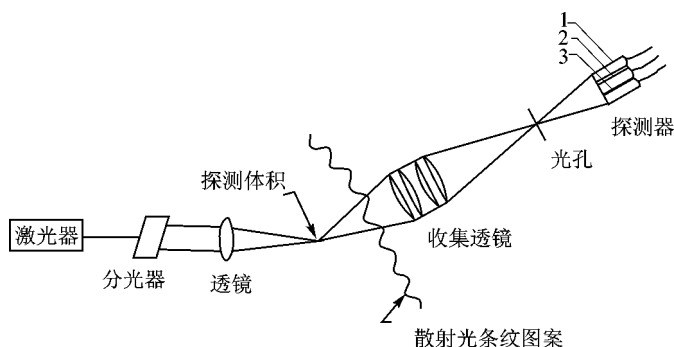


图 5-43 相位多普勒粒子分析仪光路图

发射器包括标准的 2 W 氦-氖激光光源（用于二维测量，一维的为 10 mW）、光学扩束系统、以精确可控速率旋转的分光光栅（提供多普勒频移）和聚焦透镜等。通过该部件，将来自同一位源的一束激光分成互相平行、直径与光强均相等的两束激光，被透镜聚焦后，形成采样

体积。接收器用来收集散射光,并精确地提供频移和相移信号。它由 5 个 108 mm 直径的聚集透镜组成。透镜组轴线与发射光束所在平面成 30°角。于接收器的光孔之后,设置三个信号探测器。当有雾滴通过采样体积时,每个探测器都会收到多普勒脉冲信号,但各信号之间有相对相位移动。雾滴速度正比于时间频率(频移),干涉条纹的空间频率(相移)反比于雾滴的直径。来自光学探测器的信号经放大后,传给信号处理器。每颗雾滴数据检测和传输给计算机所需的时间总和短于 50 ns。雾滴尺寸和速度分布直方图可在监视器屏幕上实时显示。数据检测完成之后、各种平均尺寸、质量通量、数密度、平均速度与均方差便已确定并给出。仪器的雾滴尺寸测量范围为 0 ~ 3 000 μm,一般可测 0 ~ 500 μm,通过光学系统的更换,系统可在宽范围使用。

该种仪器功能强,能同时测量液雾的雾滴尺寸及其分布、雾滴速度、雾滴数密度、液雾体积流量和液雾体积通量等微观特性。速度测量范围可为 0.01 ~ 600 m/s,通过改变基准还能对回流速度进行测量。PDPA 测量速度快,允许每秒 10 000 个雾滴以上先后通过采样体积,测量精度高。目前,二维(4 光束)和三维(6 光束)PDPA 粒子分析仪已投入使用,信号探测、分析处理及测量速度、精度更明显提高。

(2) PDPA 系统的基本光散射模型

图 5-44 示出两束激光交点处的球形粒子,以及两束光中的两道光线同时投射到粒子上的放大示意图。因为光线以不同的角度进入球形粒子,则它们以不同的光路相交于空间的某一 P 点。粒子有一个相对于环境的折射率 n 。由于两支光线的光程不同,导致了它们之间产生了一个相对位相,该相移又导致在球形粒子周围产生了一个干涉条纹,这些干涉条纹是一些明暗相间的线,它们是由光的波动和相位差导致其波动的相长或相消造成的。干涉条纹的间距由光的入射角和光的波长决定,这个间距与球体直径成反比。如果球体移动,光束 1 和光束 2 在球形粒子上产生的散射光之间存在一个多普勒差频,从而导致干涉条纹产生移动。多普勒差频与球体移动速度之间有如下关系:

$$\begin{aligned} \bar{v} &= f \cdot \delta \\ \delta &= \frac{\lambda}{2 \sin \frac{\gamma}{2}} \end{aligned} \quad (5-54)$$

式中, f ——多普勒差频;

λ ——光波长;

γ ——光束入射角。

可以用几对探测器以前向式方式测量散射光产生的干涉条纹间距。几对探测器置于干涉条纹图像的位置处,探测器的间距已知。当条纹图扫过这些探测器时,每一个探测器都产生一个频率相似但有相移的信号。这个相移同散射光产生的干涉条纹间距有如下关系:

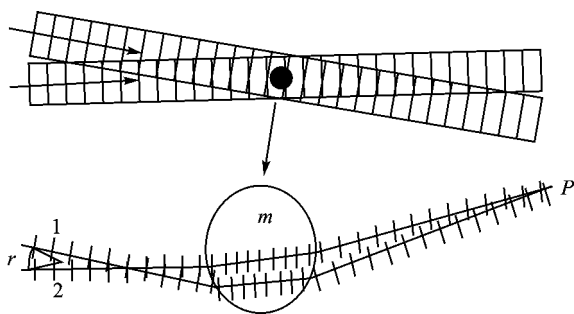


图 5-44 PDPA 系统光散射模型

$$\frac{\Phi}{360^\circ} = \frac{S}{\Lambda} \quad (5-55)$$

式中, S ——探测器的间距;

Φ ——信号间的相移;

Λ ——探测器所处位置的干涉条纹间距,如图 5-45 所示。采用三探测器方式可实现条纹的充分测量,并能改变小粒子测量的分辨率。

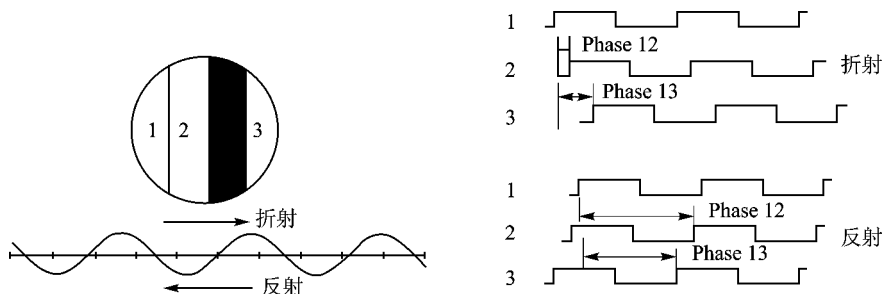


图 5-45 相移和探测器间距的关系图

(3) 应用 PDPA 测量实例

图 5-46 示出喷雾火焰中雾滴尺寸及其分布的应用 PDPA 的实测结果。图中给出了雾滴的采样数目、各种平均直径、数密度、速度、体积流量、体积通量等各种信息。其中:

① 时间平均值 算术平均直径 $D_{10} = 25.7 \mu\text{m}$ 面积平均直径 $D_{20} = 27.0 \mu\text{m}$ 体积平均直径 $D_{30} = 28.5 \mu\text{m}$ SMD = $31.6 \mu\text{m}$ 方差 RMS = $8.4 \mu\text{m}$ 探测面积 = $8.1 \times 10^{-4} \text{cm}^2$ 数密度 = $1.7 \times 10^3 \text{个}/\text{cm}^3$ 容积流量 = $2.7 \times 10^{-5} \text{cm}^3/\text{s}$ 容积通量 = $3.4 \times 10^{-2} \text{cm}^3/(\text{s} \cdot \text{cm}^2)$ 。

② 空间平均值 算术平均直径 $D_{10} = 25.0 \mu\text{m}$ 面积平均直径 $D_{20} = 26.4 \mu\text{m}$ 体积平均直径 $D_{30} = 27.9 \mu\text{m}$ SMD = $31.0 \mu\text{m}$ 方差 RMS = $8.6 \mu\text{m}$ 容积中径 (50%) = $31.0 \mu\text{m}$ 容积直径

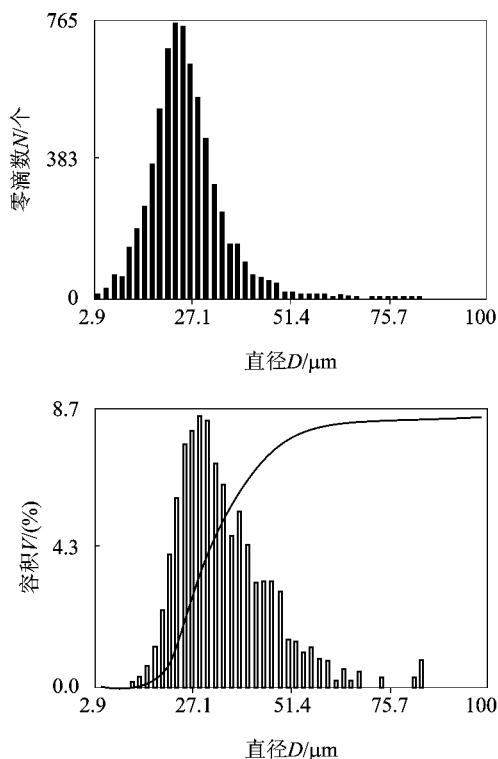


图 5-46 喷雾火焰中雾滴尺寸及其分布测量结果

(10%) = 21.0 μm 容积直径 (90%) = 48.3 μm 。

③ 探测粒子数 = 8 288 个, 确认粒子数 = 4 070 个 修正后粒子数 = 6 541 个 采集时间 = 2.11 s。

图 5-47 示出燃烧和不燃烧情况下的喷雾测量结果。左图示出从喷嘴出口平面到火焰顶端的纵向剖面上的平均速度分布图。在不燃烧情况下, 图中以空心符号表示, 示出喷雾的核心区的油滴存在一个逆向速度。在燃烧条件下, 喷雾核心区没有油滴粒子, 因为在很短的时间下油滴即被蒸发掉了, 从而在回流区中只有废气和碳化粒子。该图援引了国外实测结果。

右图示出油滴的 SMD 值。注意最小的 SMD 发生在喷雾的核心区。还可以看到燃烧情况下 SMD 要大一点。这主要是因为小粒子首先蒸发, 只留下相对较大的粒子。在火焰顶部仍存在一些大粒子, 这些未燃烧的粒子导致 CO 的产生。图中的实线是用热电偶测得的温度。

时间平均值

算术平均直径(D_{10})=25.7 μm 面积平均直径(D_{20})=27.0 μm
 体积平均直径(D_{30})=28.5 μm 索太尔平均直径(D_{32})=31.6 μm
 方差(RMS)=8.4 μm

探测面积= $8.1 \times 10^{-4} \text{cm}^2$ 数密度= $1.7 \times 10^3 \text{个} \cdot \text{cm}^{-3}$
 容积流量= $2.7 \times 10^{-5} \text{cm}^3/\text{s}$ 容积通量= $3.4 \times 10^{-2} \text{cm}^3/(\text{s} \cdot \text{cm}^{-2})$
 方差(RMS)=8.6 μm

算术平均直径(D_{10})=25.0 μm 面积平均直径(D_{20})=26.4 μm
 体积平均直径(D_{30})=27.9 μm 索太尔平均直径(D_{32})=31.0 μm
 方差(RMS)=8.6 μm

容积中径(50%)=31.0 μm 容积直径(10%)=21.0 μm
 容积直径(90%)=48.3 μm

探测粒子数=8 288 个 确认粒子数=4 070 个
 修正后粒子数=6 541 个 采集时间=2.11 s

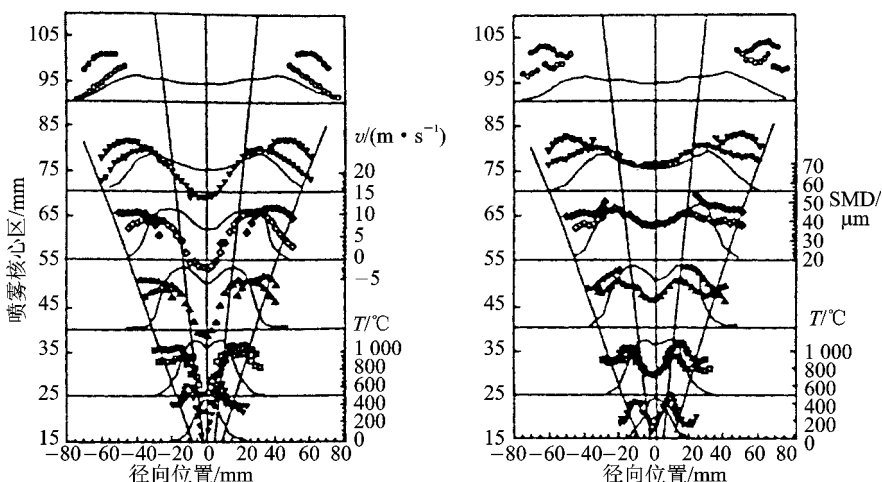


图 5-47 燃烧和不燃烧下 PDPA 测量结果

5.3.6 燃气分析技术

20 世纪 60 年代初,航空发达国家重点开始研究航空发动机排气污染物的生成、测量方法和测量系统。1980 年,美国汽车工程师协会在修改了原文件《飞机燃气轮机排气冒烟测量》和《飞机燃气轮机气态污染物的连续取样及测量程序》后,形成文件 SAE ARP-1179A 和 SAE ARP-1256A,规定采用氮氧化物光化学分析仪代替原规定的非分散型红外仪(测 CO)和非分散型紫外仪(测 NO₂),并完善了各种污染物数据处理方法。

航空发动机燃烧室出口排放的产物中主要有 CO₂、H₂O、CO、未燃烃类化合物(UHC)、H₂、NO、NO₂、O₂、N₂ 和微小烟碳颗粒。一些产物会造成污染,例如:

- 燃烧产物 CO、UHC 和 H₂ 都是未完全燃烧产物,表明它们的化学能还没有完全释放出来,从而降低燃烧效率;
- NO_x 会造成污染,严重影响人体健康。

燃烧室出口燃气成分和冒烟测量主要包括:

- 测量并控制污染物排放水平;
- 确定燃烧效率;
- 确定燃油浓度;
- 根据成分分析结果计算燃烧绝热温度、检验空气流量以及估算发动机功率。

1. 燃气取样技术

(1) 取样探头

根据试验目的,取样探头有多种形式,诸如单点固定式取样探头、单点径向可移动取样探头、多点固定式取样探头、多点固定式联通取样探头、周向可移式取样探头、单点径向和周向可移式探头。

单点径向可移动取样探头可通过径向位移机构移动,实现对出口场沿径向不同点的取样。

周向可移式取样探头安装在周向扫描位移机构上,可沿周向转动,因而可进行不同密度的扫描取样,也可对周向某一固定位置取样。

取样探头的冷却首先是因为对样气冷却的需要。对于高温炽热气样,必须迅速降温,以达到化学反应“冻结”,保持其化学成分不变。另一原因是冷却采样管,使其能承受高温。图5-48示出火焰中等速采样用的采样管。探头有一特殊形状的冷却水套。在采样头内部,有一块引导水流沿壁面流动的大金属块,这样能很好冷却采样管和迅速冷却气体。探头和内管由不锈钢制成。可动采样管长50 mm。在每个采样点,要选择采样管直径,使其对给定的速度,在合理的时间内,探头能抽出足够体积的等速采样的样品。

通常应用平均孔径为5 μm 的多孔青铜过滤器,过滤器元件具有20 cm^2 表面积,厚为2 mm。

固体颗粒收集于过滤器中,水蒸气在凝结器中冷凝,干燥的气体流过一个节流阀,该阀用于控制通过系统的流量。

(2) 采样速度对试验结果的影响

理论分析指出,在燃烧室出口截面,等速采样和不等速采样,混合后的气样成分会有差别。取样技术中建议等速采样的斯托克斯数 $N_{p,s}$ 应处于下述范围:

$$0.05 < N_{p,s} < 50$$
$$N_{p,s} = \frac{\rho_p d^2 v_0}{18 \mu D} \quad (5-56)$$

式中, d ——粒子直径;

D ——采样探头外径;

v_0 ——主气流速度;

μ ——气体动力粘度;

ρ_p ——粒子密度。

等速和不等速采样的试验结果表明,两种方法测得的气体成分虽然有差别,但对燃烧效率试验结果并没有明显影响。

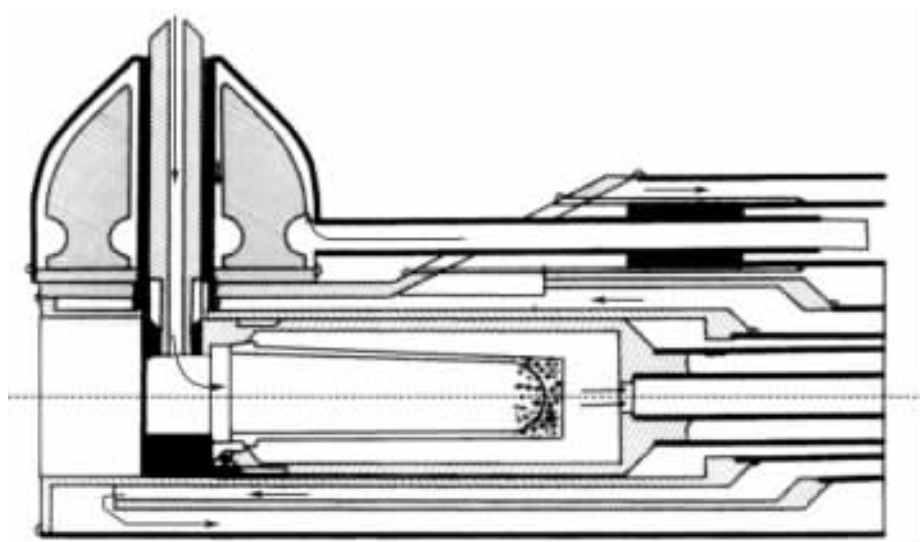


图 5-48 火焰中等速采样用的采样探头

当取样截面偏后于燃烧室出口端面 60 mm 时,测得的燃烧效率 η_{cc} 偏差仅为 ± 0.002 。

2. 燃气分析常用仪器

(1) 气体红外线分析仪

这种仪器是基于气体吸收的红外光能量与气体的浓度成线性关系,以及不同分子有不同的吸收频率,即有不同的吸收特征波长。

$$\Delta E = KCL E_0 \quad (5-57)$$

式中, ΔE —— 气体吸收的能量 ;

E_0 —— 入射光能量 ;

K —— 吸收系数 ;

C —— 气体浓度 ;

L —— 气体层厚度。

气体红外线分析仪把能量差 ΔE 转变为温差,又将温差转变为电容差,然后调制成低频电信号、放大后以电流值指示气体浓度。这种仪器可分析 CO 、 CO_2 、 CH_4 、 SO_2 、 NH_3 、 C_2H_4 和 NO 等。

(2) 氮氧化物分析仪

该分析仪以光化学原理为基础,取 NO 和 O_3 发生反应时产生发光现象。即



式中, NO_2^* ——激发态的二氧化氮;

$h\nu$ ——光子。

因 NO 浓度与化学发光强度成正比, 因此利用光电倍增管将信号转变成电信号并放大, 以此进行检测。

目前, 可用美国产 BECKMAN955 和日本产 RS-325 等仪器来测量 NO、NO₂ 和 NO_x。

(3) 烟碳仪

工程上以 SAE SN (美国汽车工程师学会冒烟数) 表示排气冒烟程度, 其定义为

$$\text{SN} = 100 \left[1 - \frac{R_s}{R_w} \right] \quad (5-59)$$

式中, R_s ——有烟痕的 Whatman 4 号滤纸的反射率;

R_w ——清洁的 Whatman 4 号滤纸的反射率。

烟碳仪即是一种反射率计。清洁 Whatman 4 号滤纸的反射率为 100, 绝对黑体表面的反射率为 0。按规定, 当滤纸通过的干气样量为 1.62 kg/m² 时, 相对应的冒烟数即为 SN。

国产 FQD-102 型烟碳分析仪采用 4 号新华滤纸。

其他还有氧分析仪, 它是利用氧的最强顺磁性, 其他气体呈很弱磁性或抗磁性的基本原理, 构造仪器, 以氧的体积磁化率为 100%, 氮的磁化率为 0%, 其他气体有相应体积磁化率。目前有许多磁氧仪, 如 CJ-01 和 CJ-03 型等。

美国已研制出总烃测量仪, 型号为 BECKMAN 404。

3. 燃气分析方法的应用

(1) 燃烧效率测量

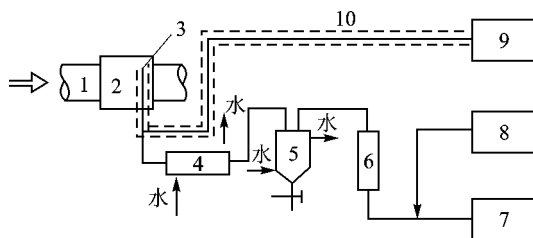
图 5-49 示出燃烧效率和余气系数测量系统流程图。燃烧效率按式 (5-34) 确定, 余气系数 α 可表示为

$$\alpha = \frac{0.1397 (100 + 0.5\varphi_{\text{CO}_2} - 1.5\varphi_{\text{H}_2} - 1.5\varphi_{\text{CH}_4})}{\varphi_{\text{CO}_2} + \varphi_{\text{CO}} + \varphi_{\text{UHC}}} \quad (5-60)$$

式中, φ_{CO_2} 、 φ_{CO} 、 φ_{H_2} 、 φ_{CH_4} 、 φ_{UHC} ——分别为各成分的体积分数, 在燃烧室出口取样分析, 便可得到。

(2) 排气冒烟的测量

图 5-50 示出排气冒烟测量系统图。试验研究表明, 随转速的提高, 冒烟数急剧增加。图



1—试验管道 2—燃烧室试验件 3—取样管 4—水冷却器 5—水分离器；
6—干燥器 7—红外仪 8—色谱仪 9—烃化物分析仪 10—保温管

图 5-49 燃烧效率和余气系数测量系统流程图

5-51 示出 SN 随余气系数 α 的变化曲线,采用空气雾化喷嘴(亦称气动喷嘴)的冒烟比采用离心喷嘴低。因为采用空气雾化喷嘴的燃烧室内,空气与燃油掺混比较均匀。

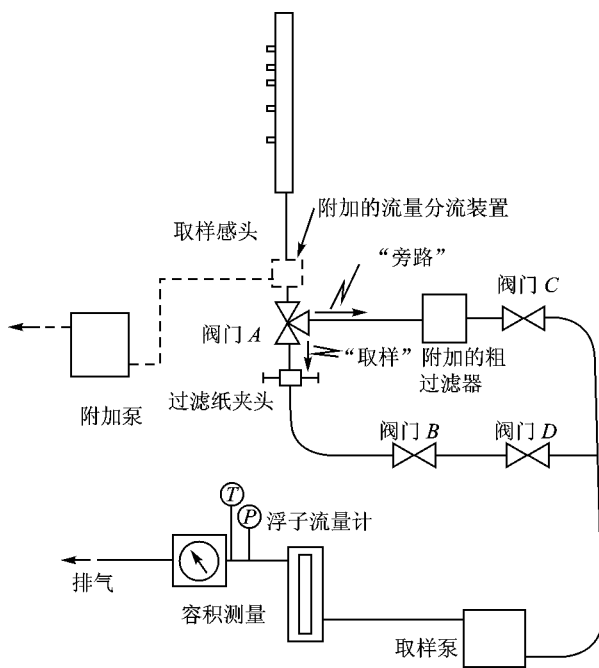


图 5-50 标准排气冒烟测量系统图

(3) 排气污染物测量

图 5-52 示出排气污染物分析测量系统图。

① 试验表明, NO_x 排放的最大浓度出现在最大功率状态,因为此时燃烧室处于高温和高压状态。在火焰筒中由空气中的 N_2 高温氧化生成瞬发 NO 。当高温燃气在火焰筒掺混段被

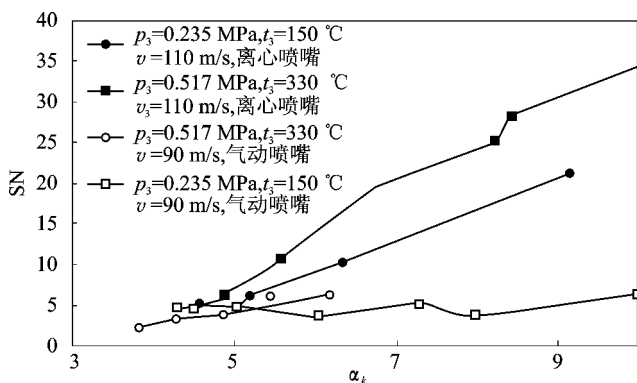


图 5-51 燃烧室工作状态参数对燃烧室排气冒烟的影响

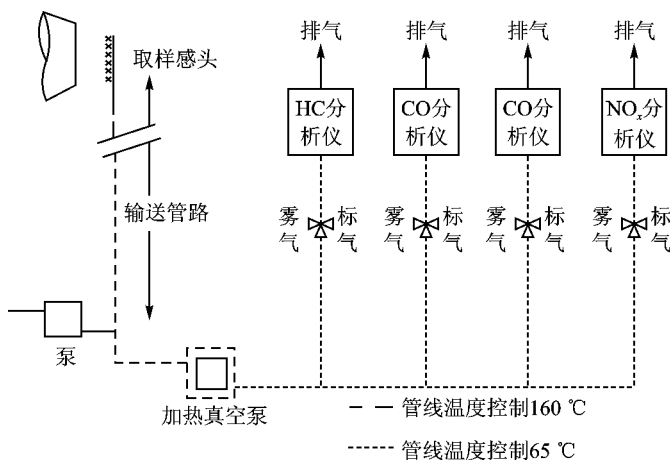


图 5-52 标准排气污染物分析测量系统图

冷却降至 1 650 K 以下时, NO 生成反应停止。NO 在排入大气之后又逐渐被氧化成 NO_2 。 NO_x 排放指数 EI_{NO_x} 均随进口温度增加而增加, 其关系为

$$\text{EI}_{\text{NO}_x} \sim e^{T_3/b}$$

式中, T_3 —— 燃烧室进口温度;

b —— 与燃烧室特定几何形状相关的常数。

② 在主燃区当量比接近化学恰当比 1.0 时, NO_x 排放指数 ($\text{g} [\text{NO}_2] / \text{kg}$ 燃料) 达最大值, 例如, $T_3^* = 477 \text{ K}$, $p_3^* = 0.34 \text{ MPa}$ 时, EI_{NO_x} 为 5 ~ 6 $\text{g} [\text{NO}_x] / \text{kg}$ 燃料。

③ NO 的生成浓度随反应物在主燃区停留时间的增加而增大, 如图 5-53 所示。NO 按 $\text{EI}_{\text{NO}} \sim p^{0.5}$ 规律变化。

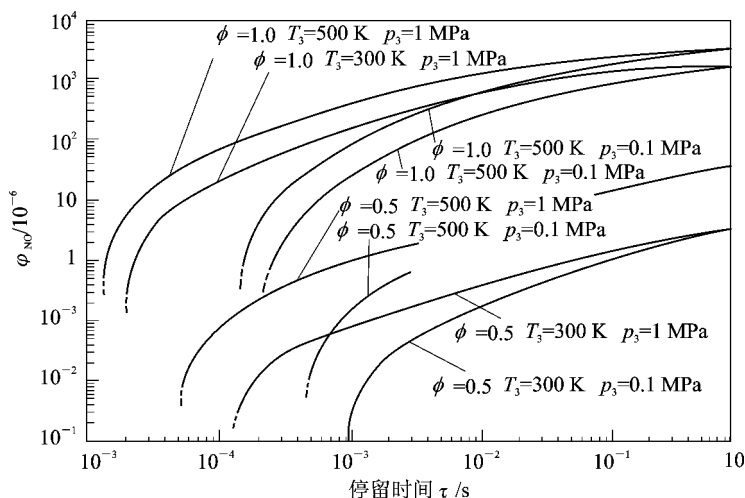


图 5-53 NO 浓度与停留时间的关系

5.4 涡轮试验

涡轮试验与压气机试验有很多相同之处。涡轮试验研究在航空发动机中始终具有非常重要的地位和作用,它不仅对理论研究结果会起到试验验证的作用,而且还能提供修正理论方法的可靠依据,从而进一步改进理论方法。世界航空发达国家的公司、研究机构,如 GE 公司、P·W 公司、R·R 公司、NASA 和 ЦИАМ 等,都拥有一流的涡轮试验设备。

涡轮试验除了要进行性能测量(效率和输出功率)外,还由于涡轮承受燃烧室出口排出的高温燃气,因此,还要进行涡轮导向叶片和转子叶片的冷却试验研究。

5.4.1 涡轮主要试验内容

1. 涡轮的主要试验项目

(1) 叶栅试验

包括平面叶栅试验、环形叶栅吹风试验。

(2) 涡轮性能试验

包括涡轮的流量特性、功量特性和效率特性 测量基元级的性能参数等。

(3) 导向器流量函数试验

确定发动机不同工作状态下导向器的流量特性。

(4) 涡轮转子出口参数特性试验

确定出口处绝对 Ma_a 、出口处相对 Ma_u 和出口气流角 α 随涡轮折合功 $c_p \Delta T_{4-5}^* / T_4^*$ 的变化。

(5) 级间参数测量

即是当 $n / \sqrt{T_4^*}$ 保持不变时录取级间静压 p 随涡轮功的变化。

(6) 涡轮冷却效率试验

由于涡轮三维设计技术的发展,验证三维设计的试验是必不可少的 主动间隙控制技术与涡轮工作的协调性试验、整体叶盘设计的气动热力性能试验考查、对转涡轮的气动性能试验和可变面积涡轮随发动机工作状态变化的试验研究等将是涡轮发展性试验的主要内容。

2. 典型发动机涡轮主要参数

表 5-7 列出某典型涡扇发动机高、低压涡轮的主要参数。使人们能较清楚地了解涡轮进口主要参数沿涡轮流道的变化,以及导向器、工作叶片喉部面积的改变特点。

表 5-7 典型涡扇发动机高、低压涡轮参数

参 数	高压 1 级	高压 2 级	低压 1 级	低压 2 级
转速 / (r · min ⁻¹)	12 637	12 637	8 587	8 587
进口总压 / (Pa × 10 ³)	1 941. 91	1 036. 01	587. 43	379. 01
导向叶片喉部总温 / K	1 440. 6	1 244. 9	1 100. 0	999. 2
导向叶片喉部质量流量 / (kg · s ⁻¹)	54. 41	57. 00	57. 61	57. 61
级的滞止效率 / (%)	89. 5	90. 5	91. 0	93. 0
级温降 (轴输出功) /	171. 3	142. 1	100. 7	59. 4
级进口总压 / 级出口总压	1. 874	1. 766	1. 550	1. 309
导向叶片流量效率 / (%)	96. 0	96. 0	96. 0	96. 0
导向叶片喉部面积 / (m ² × 10 ⁻⁴)	278. 00	503. 48	885. 87	1 486. 77
工作叶片喉部面积 / (m ² × 10 ⁻⁴)	378. 70	721. 29	1 082. 58	1 628. 83
导向叶片出口环形面积 / (m ² × 10 ⁻⁴)	616. 97	1 138. 97	1 902. 84	2 542. 70

工作叶片出口环形面积 / ($\text{m}^2 \times 10^{-4}$)	805.74	1 397.67	2 144.38	2 844.25
--	--------	----------	----------	----------

续表 5-7

参 数	高压 1 级	高压 2 级	低压 1 级	低压 2 级
导向叶片展弦比	1.475	1.891	2.415	3.805
工作叶片展弦比	2.315	4.000	5.740	5.790
级平均截面处 v_a/v_m	0.722	0.663	0.872	0.802
导向叶片出口轴向马赫数	0.377	0.377	0.343	0.337
工作叶片出口轴向马赫数	0.377	0.367	0.360	0.336

5.4.2 涡轮试验器及试验

1. 平面叶栅试验装置及试验

平面叶栅风洞是最常用的平面叶栅试验装置。试验工质为压缩空气。用连续供气气源或暂冲气源供气。图 5-54 示出平面叶栅在叶栅风洞中的位置。

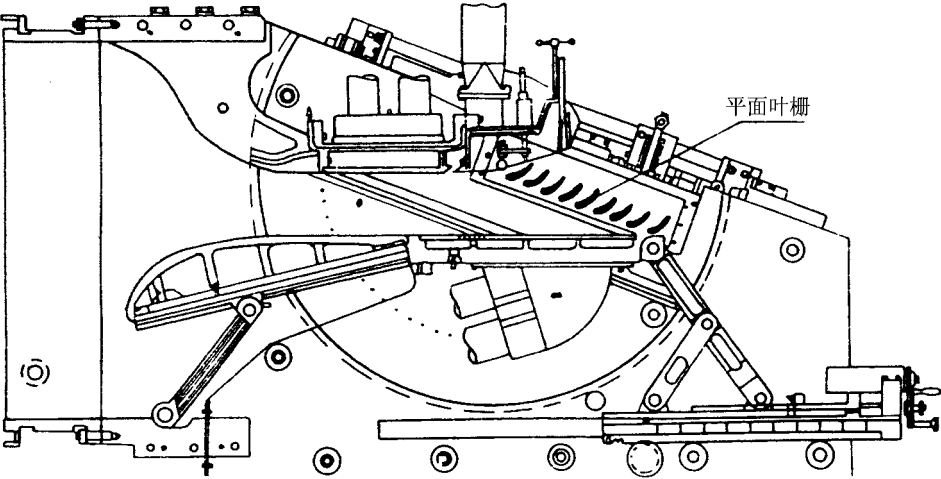


图 5-54 安装在平面叶栅风洞上的平面叶栅

平面叶栅试验的主要测量参数有：

- 栅前静压、总压和进气角；
- 栅后静压、总压和气流方向角；

· 叶中截面叶型表面的静压分布。

平面叶栅试验主要研究下列参数的变化：

- ① 设计攻角下,测量叶栅能量损失系数、出气角和叶型表面马赫数 Ma_{in} 随出口马赫数 Ma_{out} 的变化 对于亚声速叶栅, Ma_{in} 一般为 0.6 ~ 1.0 对于跨声速叶栅, Ma_{in} 为 0.8 ~ 1.4。
- ② 在设计 Ma_{in} 下,测量能量损失系数、出气角以及叶型表面马赫数随攻角的变化。
- ③ 测量出口气流角、总压恢复系数沿栅距的变化。
- ④ 研究叶型和叶栅几何参数、冷却空气与主流的掺混和叶型表面负荷分布对叶栅性能的影响。
- ⑤ 进行激波与附面层的相互干扰试验研究。

通过大量平面叶栅试验研究,综合归纳出平面叶栅设计应遵循的规律,以便设计出满足气动、冷却、结构和强度要求的涡轮叶型叶栅。

2. 环形叶栅吹风试验

环形叶栅试验可以在涡轮试验器上进行,即去掉涡轮转子,只保留导向器,并对排气系统和测量系统进行改装。

气流在导向器环形叶栅中的流动为复杂的非定常、有粘的三维流动。其流动损失有叶型损失、二次流损失和漏气损失。对于跨声速叶栅,还有激波损失、激波与附面层相互干扰引起的波阻损失。二次流包括马蹄涡、通道涡以及对涡。环形叶栅中的损失可用能量损失系数 ζ 、速度损失系数 ϕ 和总压恢复系数 σ 表示：

$$\zeta = \frac{(p_0^*/p_1^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{(p_0^*/p_1)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1} \quad (5-61)$$

$$\phi = v_1/v_{1ad} = \sqrt{1 - \zeta} \quad (5-62)$$

$$\sigma = p_1^*/p_0^* \quad (5-63)$$

式中, p_0^* 、 p_1^* 、 p_1 ——分别为栅前总压、栅后总压、静压；

v_1 、 v_{1ad} ——分别为叶栅出口速度和等熵出口速度。

环形叶栅试验内容基本与平面叶栅相同,诸如在不同出口马赫数 Ma_1 下,测量各种损失系数沿叶高分布,出气角 α_1 沿栅距和沿叶高分布,沿叶型表面的压力分布 测量设计状态和非设计状态下导向器的流通能力 研究冷气与主流掺混对导向器气动性能的影响。

栅后气流参数由组合探针在移位机构的带动下,以 1 ~ 3 mm/s 的速度移动测量,巡检采集数据的频率大于 10 Hz。试验时,将参数调到试验状态后要稳定 30 s 再开始移动测量。

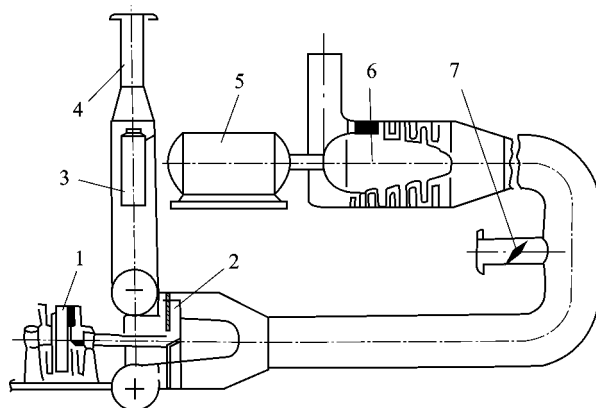
3. 涡轮性能试验

航空发动机在高温高压高转速下运行时,燃气在涡轮中的流动为复杂的非定常、有粘的三

维流动。通常,所设计的涡轮都必须在涡轮试验器上进行气动性能试验。试验涡轮可以是单级涡轮、多级涡轮、全尺寸涡轮和模型涡轮。由于气源和水力测功器吸收功率的限制,目前都不能进行全温全压试验,而只能进行气动模拟试验,其理论基础即是相似理论。

(1) 涡轮模型试验台

图 5-55 示出开式涡轮试验台。空气通过双扭线进气道 4 并在燃烧室 3 中加热至 $80 \sim 120^\circ\text{C}$, 以使涡轮后温度高于 0°C , 防止空气中水分凝结造成气动仪表堵塞。加热后的空气引向涡轮 2, 然后由压气机引出, 压气机 6 由电动机 5 带动。



1—液压制动装置 2—涡轮模型 3—燃烧室 4—双扭线进气道 5—电动机 6—压气机 7—节流阀

图 5-55 涡轮模型试验台

涡轮发出的功率由液压制动装置 1 所吸收, 液压制动装置同时还用来测量扭矩。涡轮与压气机之间安装节流阀 7 以便从大气中吸入空气, 调节涡轮中的压降, 即落压比 π_T^* , 并建立试验台压气机 6 的稳定工作条件, 提高压气机的增压比 π_c^* 可增加 π_T^* 。

通过改变模型比例, 降低进口空气压力和温度, 可以减少试验所需功率。如采用模型比例 $m=3$, $p_s/p_M=8$, $T_s^*=1473\text{ K}$, $T_M^*=373\text{ K}$, 则由式 (5-6) 模型涡轮与真实涡轮试验所要求的功率比为

$$P_{\text{M自模}}/P_s = \frac{1}{3.0^2} \sqrt{\frac{373}{1473}} \cdot \frac{1}{8} \approx \frac{1}{152}$$

模型试验不能再现叶片的全部工作条件, 特别是气动力和振动负荷所引起的对叶片材料应力的影响。

图 5-56 示出模型涡轮测试简图。在进口用 4 支梳状总压管测量径向总压, 并装 4 支静压管, 在级间每个位置都装 4 个静压管以测量级间静压。出口平直段上安装可移动总压管和静压管。

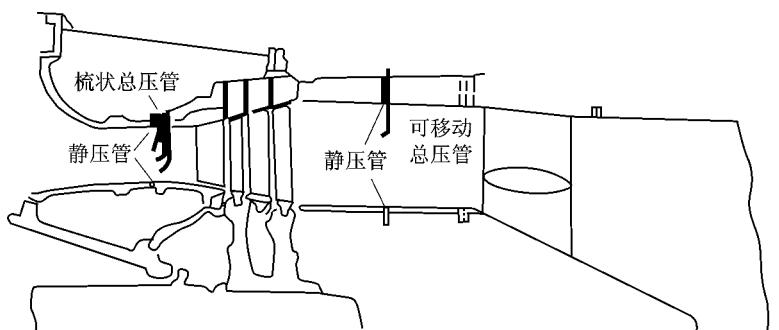
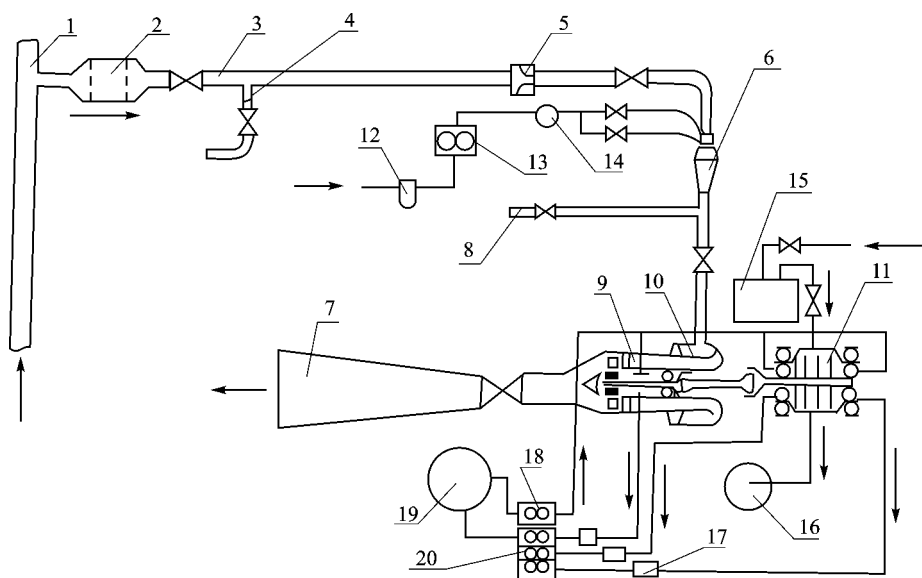


图 5-56 模型涡轮测试简图

(2) 国内典型涡轮试验器及其性能试验

图 5-57 示出典型涡轮性能试验器。应用该试验器可以进行下述试验。



- 1—进气总管 2—进气滤 3—进气管 4—流量调节管 5—流量喷嘴 6—加热器 7—排气管；
8—排气支管 9—试验涡轮 10—均压罐 11—水力测功器 12—低压油滤 13—燃油泵；
14—高压油滤 15—水箱 16—排水井 17—滑油滤 18—滑油泵 19—滑油箱 20—回油泵

图 5-57 典型涡轮性能试验原理图

① 测量涡轮的流量特性、功量特性、效率特性、涡轮出口马赫数和绝对气流角。这些特性可供发动机总体进行高度速度特性计算之用，并可供分析涡轮非设计状态的性能及其变化特

点。图 5-58 示出涡轮效率 η_T^* 随涡轮落压比 π_T^* 和换算转速 $\bar{n}$ 的变化。

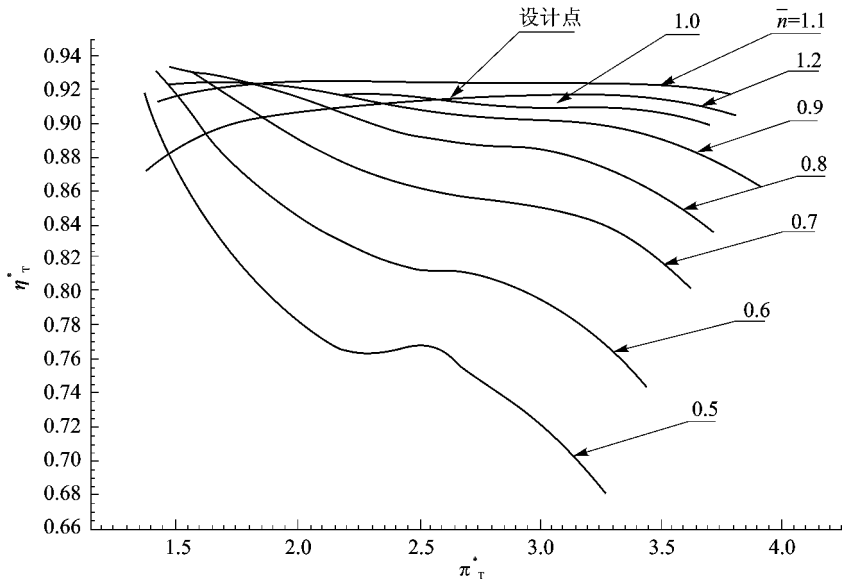


图 5-58 涡轮效率随落压比 π_T^* 和 $\bar{n}$ 的变化

② 测量设计状态下 (或所研究状态下) 涡轮基元级的性能参数和气流参数,诸如做功量、效率、反力度、导叶和动叶进、出口的气流角、马赫数、总温、总压和静压沿叶高变化、沿表面的马赫数分布或静压分布。

③ 试验研究改变叶片数、动叶叶尖间隙和轴向间隙对涡轮性能的影响。随叶尖间隙增大,涡轮功减少,涡轮效率明显降低,例如在 $\pi_T^* = 3.5, \delta\%$ (动叶相对叶尖间隙) 从 1.054 增至 2.823 时,涡轮效率 η_T^* 从 0.881 下降到 0.830。

④ 研究变几何涡轮性能,即研究导叶可调对涡轮性能的影响。

⑤ 试验研究弯扭叶片及其端壁对涡轮性能的综合影响。弯扭叶片是新一代叶型叶片,它能有效地减少二次流损失,从而明显提高涡轮效率。

⑥ 试验确定尾迹管理技术,即是控制前一排导叶的尾迹落在后一排导叶的前缘上,此时涡轮效率高。

图 5-59 示出涡轮流量特性 图 5-60 示出涡轮出口处的绝对 Ma_a 、相对 Ma_u 、出口气流角 α 随折合功 $c_p \Delta T_{4.5}^* / T_4^*$ 的变化。

试验中除模型比 m 、落压比 π_T^* 均保持相等外,还应使工作叶片的周向马赫数相等,以满足相似理论要求,即转速应符合下述关系：

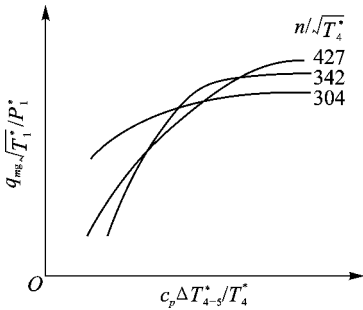


图 5-59 涡轮流量特性

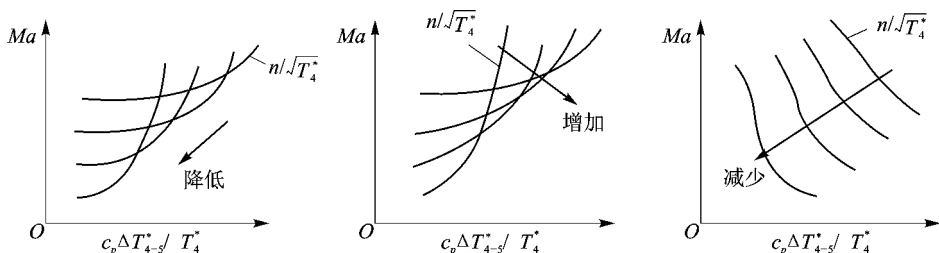
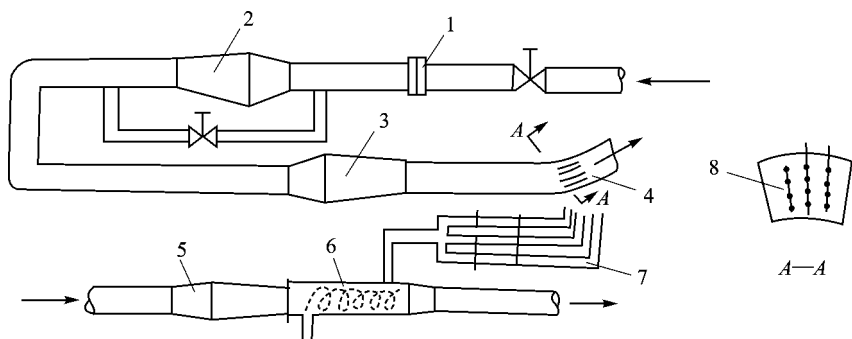


图 5-60 涡轮出口气流参数随涡轮功的变化

$$n_T = \frac{\left(\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} R} \right)_m}{\left(\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} R} \right)_s} \frac{1}{m} \sqrt{T_{4m}^*} \left(\frac{n_s}{\sqrt{T_{4s}^*}} \right) \quad (5-64)$$

5.4.3 高温涡轮气冷叶片冷却效率试验

高温涡轮气冷叶片冷却效率试验主要是研究冷气流量与燃气流量比、燃气温度与冷气温度比及雷诺数变化对冷却效率的影响。图 5-61 示出冷却效率试验设备。



1—流量孔板 2—预燃室 3—主加热器 4—试验叶片 5—冷气加热器 6—冷气换热器 7—冷气流量管 8—梳状热电偶

图 5-61 涡轮冷却效率试验设备

冷效试验的数据采集和处理系统包括微型计算机、打印机、显示器、压力和压差传感器、程序开关及实现 A/D 转换的高精度数字电压表。在机房和试验间各放一台显示器以实现主机和试验人员的信息联络。图 5-62 示出该系统配置。其中程控开关对压力的最快速度为 125 点/s,对温度,每秒最快 80 点,数字电压表的最快采样速度为 200 点/s,直流电压精度为 0.3/1 000。

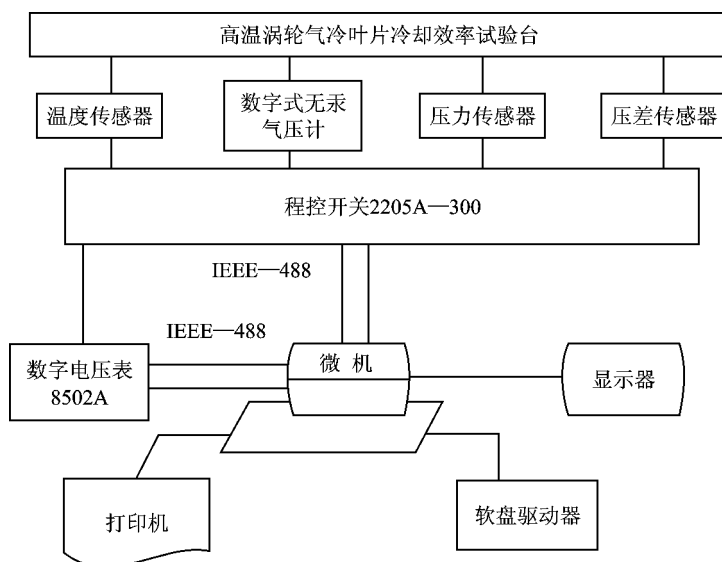


图 5-62 涡轮冷却效率测量系统配置

采用微机系统实现高温涡轮气冷叶片冷却效率试验参数的采集和处理过程,其流程图如图 5-63 所示。采集参数主要为温度、压力和压差和燃油流量。表 5-8 列出该试验主要采集参数及所用的传感器。在微机控制下,将温度、压力和压差信号通过处理程序、程控开关及 A/D 转换实现模拟量的转换,为保证测量准确性,把要测量的每个参数采样 5 次,取后 3 次采集的数据进行算术平均后存入计算机的内存。

温度毫伏值与温度表示为

$$T^* = \sum_{i=0}^n a_i v_i \quad (5-65)$$

式中, a_i ——多项式系数;

v_i ——电压值, mV;

n ——多项式项数。

试验前先计算出回归多项式的系数,之后输入程序。在温度试验范围较宽时,可采用分段拟合方法以提高拟合结果精度。

压力和压差传感器采用端点连线方程求出线性方程的截距和斜率后代到各对应传感器的毫伏-压力线性方程中转换。整个计算包括空气流量、燃气流量、冷气流量、冷气与燃气流量比、燃气温度与冷气温度比、燃气雷诺数 Re_g 、落压比 π_T^* 和叶片冷却效率。

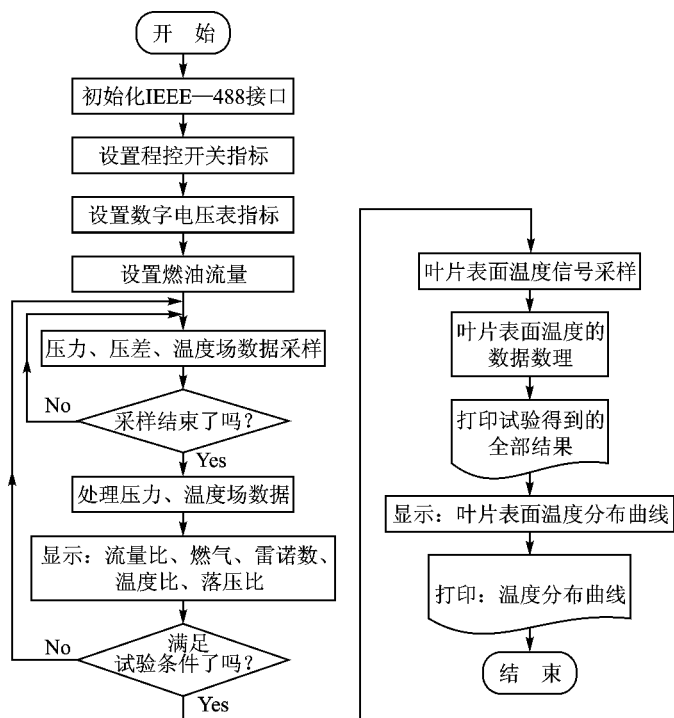


图 5-63 信号采集和处理程序

表 5-8 涡轮叶片冷却效率试验采集参数

参 数	名 称	符 号	传 感 器	采 集 范 围
温 度 / Pa	叶片表面温度	T_w	金属套管热电偶镍铬-镍硅	10 ~ 1 000
	栅前温度 (5 点)	T_g^*	5 点梳状电偶铂铑 10-铂	300 ~ 1 350
	叶片冷气进口温度	T_{ci}^*	单点热电偶镍铬-考铜	10 ~ 700
	冷气流量管温度	T_c^*	单点热电偶镍铬-考铜	10 ~ 700
	流量孔板前空气温度	T_2^*	单点热电偶铜-康铜	3 ~ 120
压 力 / Pa	孔板前静压	p_a	固体压阻压力传感器 CYG ₀₁ -06-C	$(0 \sim 6) \times 10^5$
	栅前静压	p_F	CYG ₀₁ -06-B	$(0 \sim 6) \times 10^5$
	栅后静压	p_R	CYG ₀₁ -06-B	$(0 \sim 6) \times 10^5$
	冷气流量管静压	p_c	CYG ₀₁ -06-C	$(0 \sim 6) \times 10^5$
	大气压力	p_H	BQY-1 型数字式无汞气压计	$(0.96 \sim 1.06) \times 10^5$

参 数	名 称	符 号	传 感 器	采 集 范 围
压 差 /Pa	孔板前静压差	Δp_a	CYG ₀₂ -0.2-B	$(0 \sim 2) \times 10^4$
	栅前总静压差	Δp_F	CYG ₀₂ -02-C	$(0 \sim 2) \times 10^5$
	栅后总静压差	Δp_R	CYG ₀₂ -02-B	$(0 \sim 2) \times 10^5$
	冷气流量管总静压差	Δp_c	CYG ₁₉ -0.1-B	$(0 \sim 1) \times 10^4$

5.4.4 超、跨声速对转涡轮试验台

图 5-64 示出典型对转涡轮试验台系统图。它可以进行轴流式单、双转子同向旋转及对转的涡轮气动性能方面的试验。该试验台由进气涡壳、试验段、排气涡壳、燃烧加热器、燃油系统、滑油系统、2 个变速箱、2 个电涡流测功器和流量测量装置,压力、温度和流场非接触测量装置和控制系统组成。全部测量参数,如压力、温度、转速和扭矩等由电传感器、数据高速采集系统和计算机实时处理系统整理。试验件的性能由相应的软件和硬件支持,可作到试验件的性能现场可视化。

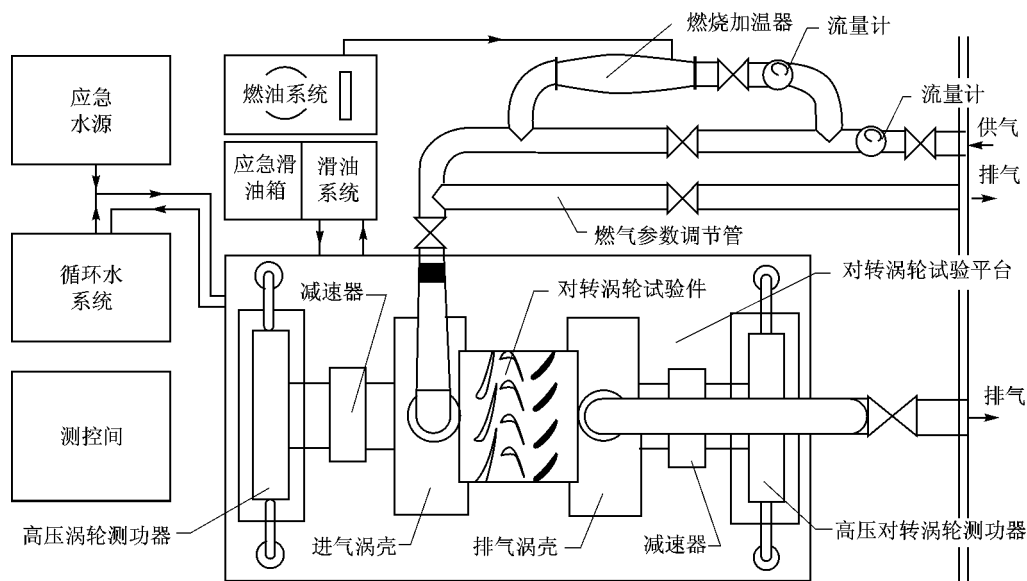


图 5-64 对转涡轮试验台系统图

设备的性能指标如下:流量为 $0 \sim 3.5 \text{ kg/s}$ 转速为 $40\,000 \text{ r/min}$;涡轮进口压力为 0.55 MPa ,出口压力 0.11 MPa 涡轮进口温度为 473 K 吸收功率为 $400 \times 2 \text{ kW}$ (2 台) 试验件最大外径为 200 mm 。

由于电涡流测功器的转速范围不大于 $7\,000 \text{ r/min}$,所以在试验涡轮和电涡流测功器之间加 1 个减速器,其减速比为 8。

试验涡轮的进出口及级间均可测压力、温度,由计算机控制位移机构采样。

对转涡轮是指动叶之间无导叶且旋转方向相反的双转子涡轮。该涡轮作功能力比叶片排数相同的常规涡轮大。由于对转,当飞机机动飞行时,可使两个转子上的陀螺力矩大部分抵消,因而可减小发动机传至飞机上的力矩。

5.5 加力燃烧室试验

近年来,加力燃烧室获得极大发展,它使涡扇和涡喷发动机在短时间推力增大 $50\% \sim 100\%$,从而满足机动飞行、起飞爬升速率、爬升高度、平飞速度和战术机动等的要求。由于加力推力的增大,近 10 年的机动飞行马赫数已达到 $2 \sim 3$,高度超过 20 km ,飞行包线比无加力时扩大了 $70\% \sim 80\%$ 。加力燃烧室的重大发展主要取决于设计改进和试验研究,诸如加力温度、高效低阻稳定器、进气方案、隔热和冷却、隐身与红外抑制技术以及供油改进等。因此,加力燃烧室已从单一功能部件发展成多功能。下面首先概述加力燃烧室的技术特点,然后概述主要试验设备及其典型试验。

5.5.1 新歼击机加力燃烧室技术特点及其试验要求

1. 新歼击机加力燃烧室技术特点

(1) 加力温度已接近煤油理论燃烧温度

根据 20 多个机种的统计,加力燃烧室工作温度从 20 世纪 70 年代的 $1\,750$ 提高到 80 年代乃至现在的 $1\,830$ 左右。煤油理论燃烧温度为 $1\,900 \sim 2\,020$,而且煤油在已燃烧的气体中复燃时,其实际温度低于这一理论燃烧温度。根据英国 R·R 公司和俄罗斯采用燃气分析方法测得的最高燃气温度为 $1\,780 \sim 1\,830$,因此,如 F119、F120、M88 和 EJ200 发动机的加力温度基本都接近煤油的理论燃烧温度。

若再提高加力温度,一是取消冷却,有可能达到 $1\,880$,但这一方案取决于先进耐高温材料的研制结果;二是喷注氧化剂,如喷入甲醇,因它含有 50% 的氧,从而可能令加力温度达到 $1\,900$,甚至更高。但这些方案结构复杂材料昂贵。因此新一代加力燃烧室并不强调提

高加力温度。

(2) 采用简单环形混合器

环形混合器是一种平行进气方案,美国在 F100 发动机使用基础上经过改进应用到 F119 和 F120 发动机。因为新一代涡扇发动机涵道比仅为 $0.1 \sim 0.2$, 外涵空气除用于加力燃烧室冷却外, 剩下空气很少, 所以不需要专门混合器。然而第三代发动机加力燃烧室的波瓣型混合器仍在继续改进以应用于新一代歼击机, 保持其燃烧稳定、非加力时较高的混合度以及降低红外辐射的优点。因此, 两种进气方案都在发展。

(3) 高涡轮出口温度 T_5^*

高燃烧室出口温度 T_4^* 也带来高涡轮出口温度, 高达 $1\,000$ 以上。因此, 迫使采用双层壁冷却结构, 并有助于降低红外辐射, F119 和 M88 均采用这种结构。

(4) 红外隐身和红外抑制

战斗机的红外辐射源由三部分组成。其一是发动机的排气系统, 包括整个加力燃烧室(末级涡轮叶片、支承、内锥、筒体隔热屏、火焰稳定器、燃油总管和喷油杆等) 和可调喷管的外部构件(调节片、密封片、调节环和外罩等); 其二是发动机的尾喷流, 其红外辐射取决于燃气成分、排气温度和排气流的形状; 其三是飞机蒙皮, 其红外辐射与飞行马赫数、飞机外形、尺寸和材料表面辐射系数有关。但飞机蒙皮的红外辐射很弱, 主要是前两者的红外辐射。

红外抑制的研究是加力燃烧室发展的重大课题, 包括采用遮挡结构, 二元喷管、隔热、冷却和引射技术, 即把机外的冷空气引入主燃气流, 从而降低红外辐射。已成功应用的波瓣混合进气装置也是抑制红外辐射的重要措施。

(5) 排气总压大大提高

新一代歼击机发动机的排气总压可达 0.4 MPa , 因此, 加力燃烧室中容积流量变小, 扩压器的设计不需要专门外扩, 稳定器前即可获得较低的马赫数, 因此, 加力燃烧室总压恢复系数可以明显提高。采用常规 V 形稳定器即可满足低流阻的要求。

(6) 整体式加力燃烧室与二元矢量喷管匹配

为了满足飞机高机动过失速要求, 采用了推力矢量技术。轴对称矢量喷管或二元俯仰矢量喷管良好与加力燃烧室相容, 从而使飞机的爬升率、滚转率、加速性、最大升力系统以及减速能力都明显提高。着陆/起飞滑跑距离大大减少。

由上可知, 新一代歼击机发动机加力燃烧室在气动性能上很少有新特色, 但是结构上的变化却相当大, 这明显地扩大了功能。

2. 对试验的要求

根据加力燃烧室发展的要求,新一代加力燃烧室主要进行下面所述的试验。

① 整体式加力燃烧室综合性能试验研究,诸如点火包线,内、外涵单独喷油,稳定器性能,混合器出口流场、温度场的试验确定、选型研究。

② 红外抑制技术效果试验验证,诸如加力燃烧室内部构件采用双层结构,如双层火焰稳定器、双层内锥和双层支板等抑制红外辐射的效果;采用波瓣形混合器的红外抑制试验测定;在喷管出口采用折流板遮挡加力燃烧室内腔的红外辐射试验研究等。

③ 新结构加力燃烧室振荡燃烧控制技术试验研究 旋流燃烧的试验研究。

④ 防振屏与隔热屏采用气膜冷却技术的试验研究 耐久性考核。

⑤ 加力燃烧室三维气相反应流、两相化学反应流数值计算和试验验证。

⑥ 加力燃烧室和矢量喷管匹配试验。

5.5.2 试验设备及主要试验

加力燃烧室与主燃烧室试验测取的特性基本一样,诸如燃烧效率、压力损失、熄火边界、壁温分布和点火特性等。但各结构元件的防热问题比较复杂,因为它们是处在相当高的温度下工作。

试验全尺寸燃烧室需要很大的气源,因此,加力燃烧室通常在全尺寸发动机上进行试验研究,有的也采用辅助发动机供气作气源。图 5-65 示出典型加力燃烧室试验设备。试验空气由 J75 发动机的压气机供给。该系统在压力达 5.516×10^5 Pa 时能提供 12.7 kg/s 的空气流量。在不加温情况下,加力燃烧室进口温度为 288 °C,采用串联加热器后可使加力燃烧室进口温度升到 871 °C。

试验装置采用一台 100 线数字记录仪,其最大存取速度为每秒 6 666 个电脉冲信号。数据记录在与高速数字计算机直接兼容的磁带上。

试验中,除燃气取样外,其余数据都是用高速数字采集系统录取的。在给定的测点之间,记录系统以每秒录取一次的速度工作。然而,当试验状态建立后,记录速度增加到每秒 10 次,数据记录时间为 5 s,然后求出 50 次数据的平均值。

燃烧效率的计算公式为

$$\eta_{\text{caf}} = \left(\frac{T_{\text{pe}}^* - T_5^*}{T_{\text{the}}^* - T_5^*} + \frac{3\ 600 Q_L}{H_u q_{\text{mfaf}}} \right) \times 100\% \quad (5-66)$$

式中, T_{pe}^* 、 T_{the}^* —— 分别为实际测量的和理论的出口总温;

Q_L —— 向冷燃烧室外壳散失的热量;

q_{mfaf} —— 加力燃烧室燃油流量;

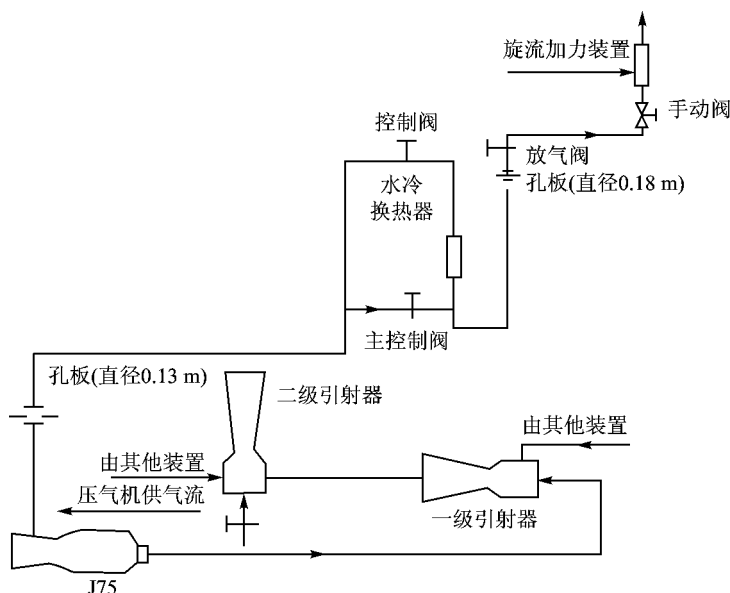


图 5-65 典型加力燃烧室试验装置

T_5^* —— 涡轮出口总温；

H_u —— 燃油低热值。

加力燃烧室试验中经常会出现振荡燃烧，一般为横向振荡和纵向振荡。横向振荡压力的频率为 400 ~ 2 000 Hz 纵向振荡压力的频率为 100 ~ 300 Hz。因此，在加力燃烧室试验中要经常进行振荡燃烧查明试验，沿燃烧室若干个截面安装无惯性压力测量仪进行示波。如果截面上的压力振幅在各个时刻都重合，则发生横向振荡燃烧，如不重合便是纵向振荡燃烧。

加力燃烧室还要进行沿截面上燃油浓度分布的试验，确定各截面上油气比，测定稳定器的稳定边界，测定其壁温和表面油膜蒸发系数，稳定器流阻试验研究，以及堵塞比对流阻损失的影响，各种点火方式的试验研究，喷嘴雾化质量的测定等。

一般可进行扇形段试验，取 1/6 或 1/8 扇形段来作为试验段，虽周向有侧壁影响，但仍为三元的。

地面台架加力燃烧室试验中，在整机上测量流场、性能（加力比、加力温度和加力耗油率）、稳定性、加力燃油调节器与主发动机工作的诸项试验，测量壁温、考查加力点火的可靠性等。

5.5.3 加力燃烧室性能的台架燃气分析法

采用台架燃气分析法可以获得加力燃烧室中的油气分布、燃烧效率、出口温度分布，能提

供诊断加力燃烧室内燃烧过程的重要数据,从而较可靠的研究加力燃烧室的性能。

进行台架燃气分析,应着重解决在加力燃烧室的高温高速排气中取样、自动收集和燃气分析技术。取样时应多点取样,可按等环量或等距分布,以适合表现被测参数的变化规律为原则。取样应快速,适合台架开加力试车时间短的要求。取样应遥控,因开加力时噪声大、振动,工作人员无法在试车间工作。应采取冷却措施,防止取样头在高温气流中烧坏并把高温燃气的氧化反应猝熄下来。

图 5-66 示出十字取样器。它有两根在中心垂直交叉的取样臂,每臂上有 19 个取样头,中心一点为共有。该取样器带有水冷系统。十字取样器支撑在滚轮上,可以沿圆周转动。取样臂作成翼型,以便减小流阻。整个取样器支撑在工字钢制成的钢架上,结实可靠。取样截面相距喷口出口截面的距离为 50~200 mm。一次取样 37 点。

图 5-67 示出遥控取样车。每个取样罐不允许漏气。采用电磁阀或连杆阀自动取样。每个取样罐的容积为 469.7 ml。由于是遥控自动取样,全部取样在 90 s 内完成。

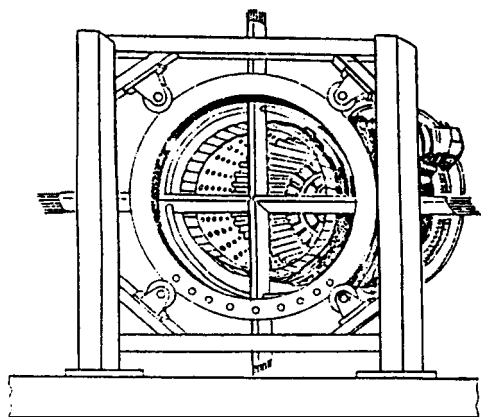


图 5-66 加力台架十字取样器和旋转支撑机构

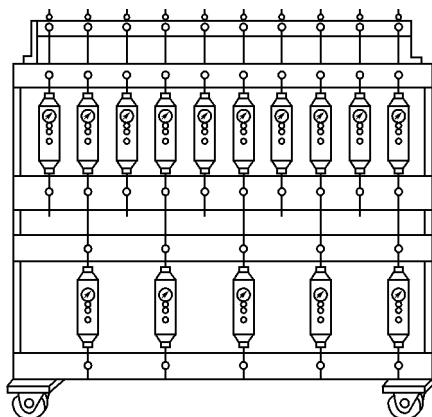


图 5-67 多点遥控气动气样收集车

燃气分析技术能精确定量分析出加力燃烧后的燃气组分,因而它是良好的燃烧诊断工具。这种方法测出的燃烧效率误差在 $\pm 1\%$ 以内,油气比误差在 $\pm 1.5\%$ 以内。燃气分析能够提供小加力,部分加力和全加力时的燃烧效率和燃烧温度,因而能准确评价加力燃烧性能。各个燃油区和各个燃油总管以及各种喷油环,它们对加力燃烧性能的影响都可以由燃气分析做出定量评价,因此,可以选择设计上最佳的喷油系统或改进燃油系统的设计,求得最优的燃烧性能。

十字取样器沿圆周转动取样,从而可获得整个截面上的燃油分布,特别是能找出靠近机匣壁的局部富油区。由此可采取措施,改善壁温。

对于某型发动机加力燃烧室,在距离其喷口截面 200 mm 处取样,其分析结果如图 5-68 所示。可以看出 在化学计量的油气比 f 为 0.068 附近,CO 有明显增加,而 O_2 几乎近于零。

由于缺氧,CO₂ 的量值不再增加,相对应的燃烧效率 η_{caf} 在该处明显下降。燃气温度随油气比增加而上升,在 0.068 附近也达到最高值。

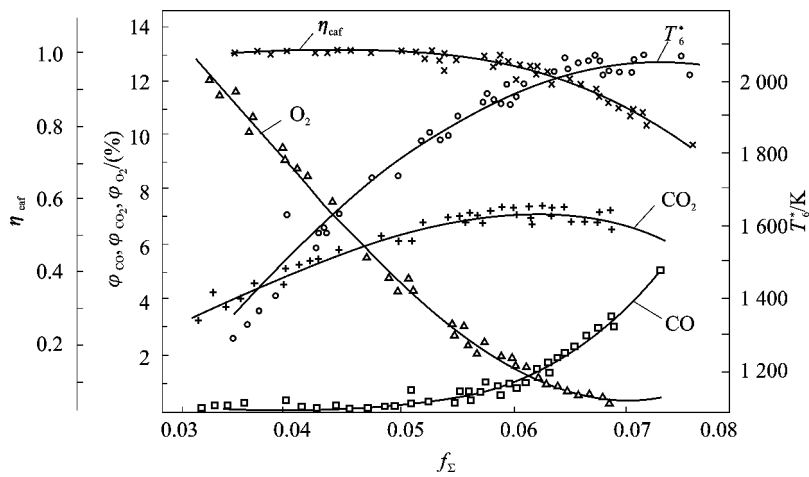


图 5-68 某型发动机加力燃烧室效率、排气温度和燃气成分随总油气比 f_{Σ} 的变化 (燃气图像分析结果)

5.5.4 加力燃烧室高空舱试验

加力燃烧室经过扇形段和地面台架的全尺寸试验之后,应进行全尺寸加力燃烧室高空舱试验。有关高空舱模拟试验设备见 6.2 和 6.3 节。由模拟试验器给加力燃烧室供气,并降低压力来模拟各高空飞行状态加力进口参数。因此,所试验的加力燃烧室具有和发动机上的加力燃烧室相同的压力、温度和空气速度,只是不能完全模拟发动机上的旋流影响。由于不使用发动机,因此,可提前进行全尺寸加力燃烧室单独的高空舱调试。

在加力燃烧室设计研制中,高空舱试验是加力燃烧室的必要试验。

1. 试验内容

加力燃烧室高空舱试验用于检验和调试加力燃烧室部件,使其达到规定的各项技术要求。目的是调整并确定接通加力的工作边界,稳定燃烧工作边界、加力燃烧室流场和燃油浓度场、燃烧效率、燃烧的声学特性、加力筒体和喷口调节片壁温、火焰稳定器及其支承壁温等,作为修改设计的依据。

具体试验包括：

- ① 加力燃烧室的工作接通和切断。
- ② 加力燃烧室的高空性能和结构可靠性。

③ 加力燃烧室稳定工作边界。

在接通加力燃烧室工作的试验中,模拟高空各状态的点火是非常重要的试验,应根据不同的点火方式,确定最佳供油点火和喷口协调的参数。

对热射流点火的加力燃烧室,主要确定燃油计量器供油压力幅值、脉冲起始和间断时间、接通离心喷嘴的位置以及供油特性 确定火焰检测器的冷却气量和设定离子电流门槛值以及喷口面积收放时间特性。

对预燃式点火器点火的加力燃烧室,通过试验确定喷口调节片张开、电嘴供电、点火器供油和总管供油的匹配。

采用高能电嘴直接点火的加力燃烧室,应试验确定高能电嘴供电、总管供油和喷口变化的关系,验证台架试验、二元试验的结果,确定电嘴火花能量和频率、稳定器后点火区域回流结构和喷嘴后的浓度场分布。

对于催化点火的加力燃烧室,应调试点火器供油时间、文氏管处和外圈点火加力喷嘴环的供油特性、催化点火器位置及供油与喷口动作关系。

对于加力燃烧室高空性能试验,主要确定各高空状态小加力、部分加力、全加力的加力比和燃烧效率,此时加力燃烧室处于最大热负荷,热应力亦大。

一般涡喷发动机,采用 V 形火焰稳定器的加力燃烧室,点火油气比为 $0.02 \sim 0.03$ 对于涡扇发动机有外涵通道,当接通、切断或改变加力比时,所产生的压力脉动,就会从外涵道逆流向前传到风扇,并影响压气机,较大的压力脉动会激起风扇和压气机的失速、喘振,危及发动机安全。因此,要求涡扇发动机加力燃烧室有很小的点火油气比, f_{AB} 不大于 0.003 下点燃而不产生过大的压力突升,这即是所谓的加力燃烧室软点火。加力供油转换和切断加力时亦应确保不产生大的压力脉动。

图 5-69 示出美国 F100EMD 分区加力供油的例子。它有 9 个喷油环,共分 16 区供油。第 1~14 区由 7 对半个喷油环组成,第 15、16 区则为整个喷油环。这种加力供油,既有扇形区供油,又有半径方向上的环形区供油。

对于加力燃烧室,稳定工作边界的试验相当重要,为了预防和排除加力燃烧室高频或低频振荡燃烧,扩大贫富油工作边界,以扩大飞行包线,应进行大量供油总管试验,以调整各分区供油比例和确定防震屏抑振的有效性。这些试验最后应通过高空舱试验。

2. 试验状态

全尺寸加力燃烧室在高空舱试验中,一般按飞行工作包线中典型的高度速度点来确定试验状态,如高度选用 0 km 、 6 km 、 10 km 、 15 km 和 18 km 速度选为表速 350 km/h 、 400 km/h 、 450 km/h 、 500 km/h 、 550 km/h 、 600 km/h 和 650 km/h 等,高度从低向高,表速从飞行包线内至包线外,进行试验,以确定接通加力边界和稳定工作边界。

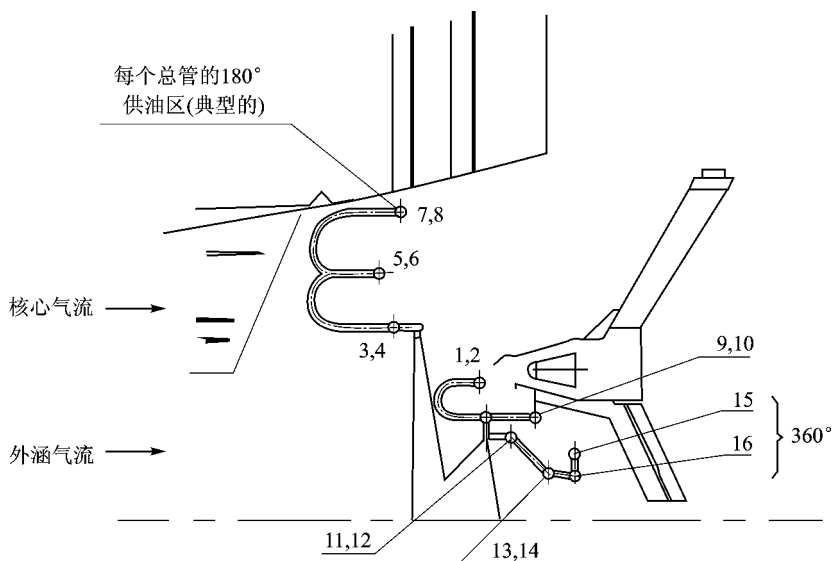


图 5 - 69 美国 F100 EMD 发动机加力供油分区

3. 测试要求

对全尺寸加力燃烧室试验,其主要测试参数有:

- 主燃烧室供油量;
- 加力燃烧室各区供油量;
- 加力燃烧室内外涵总压 p_6^* 、 p_{16}^* , $\pm 2.5\%$;
- 加力燃烧室进口内外涵总温 T_6^* 、 T_{16}^* , $\pm 15\text{ K}$;
- 加力燃烧室出口总压 p_9^* ;
- 加力燃烧室出口燃气分析;
- 加力燃烧室筒体壁温 T_w ;
- 加力调节片壁温 T_{sh} ;
- 加力声频 f ;
- 喷口面积 A_e ;
- 加力火焰观测和照相;
- 电点火讯号或计量器操纵阀信号。

5.6 喷管试验

5.6.1 喷管的发展

1. 喷管功能的扩展

喷管是发动机的重要部件。其主要功能是将涡轮后的高温、高压燃气膨胀加速并排出机体,从而产生发动机的推力。另一功能是通过调节喷管面积来改变涡轮和喷管中燃气膨胀比的分配,以改变压气机和涡轮的共同工作点,实现发动机工作状态的控制,从而改变发动机的推力、耗油率,改善发动机的启动性能,及接通、切断加力时能尽可能减少对发动机工作状态的影响。

随着航空技术的发展和空战技术的变化,喷管功能已在扩展。例如:

① 提供推力矢量,在飞机低速和大迎角飞行时,补充或替代气动舵面,实现过失速机动,从而减小气动舵面的重力和阻力以及雷达散射面积,同时缩短飞机起飞和着陆的距离。

② 通过控制喷管的红外辐射特征信号,雷达散射面积和喷管噪声,改善飞机的红外隐身、雷达隐身和声隐身能力,从而提高飞机的生存能力。

喷管同推力矢量偏转装置、反推力装置、红外抑制装置、噪声抑制装置及冷却空气系统相结合构成发动机的排气系统。

航空发动机的喷管在很宽的压降范围内工作。在起飞条件下马赫数就有 $1.3 \sim 3.0$ 的变化范围。随着飞行速度的增加,喷管内的损失对发动机的推力和耗油率影响更大。因为发动机的推力是喷管推力与进口冲量之差。因此,在一定的飞行状态下,喷管推力比发动机推力大许多倍,这样由喷管损失所引起的发动机推力的相对损失就比喷管推力的相对损失大许多倍。喷管中的损失是由摩擦、激波、出口流动不均匀及不平行所引起的。飞机的设计速度(喷管中的设计压降)愈大,则在低速飞行时由于过度膨胀所引起的损失就愈大,而通过调节喷管出口截面以降低设计的膨胀比会导致外部阻力的显著增加,即是发动机的有效推力损失增加。试验表明,喷管效率下降 1% ,发动机净推力的下降都大于 1% ,因此喷管设计应力求尽可能高的性能和可靠性。

2. 喷管类型

喷管按其流道型面可分为收敛型、收敛-扩张型,按推力方向又可分为常规推力型和推力转向型。

(1) 收敛喷管

收敛喷管的流道面积沿流向逐渐缩小,其出口最大气流速度为马赫数 $Ma = 1$ 。收敛喷管结构简单,且在喷管膨胀比为 $1 \sim 5$ 的范围内具有较高的性能,因此被广泛用于亚声速飞机。

(2) 收-扩喷管

当喷管出口膨胀比大于 5 时,采用收敛-扩张喷管能使气流尽可能达到完全膨胀,以获得高的推力特性。超声速军用飞机多采用可调式轴对称收敛-扩张喷管,它由可动的鱼鳞片组成喷管流道,由作动系统通过调节机构改变鱼鳞片的开度,对喉道面积和出口面积进行调节。图 5-70 示出俄罗斯 $АЛ-31\Phi$ 发动机的轴对称收敛-扩张喷管。其喉道面积由一套液压作动系统调节,采用连杆机构。出口面积由一套气动作动筒系统及气动定位方式共同确定。

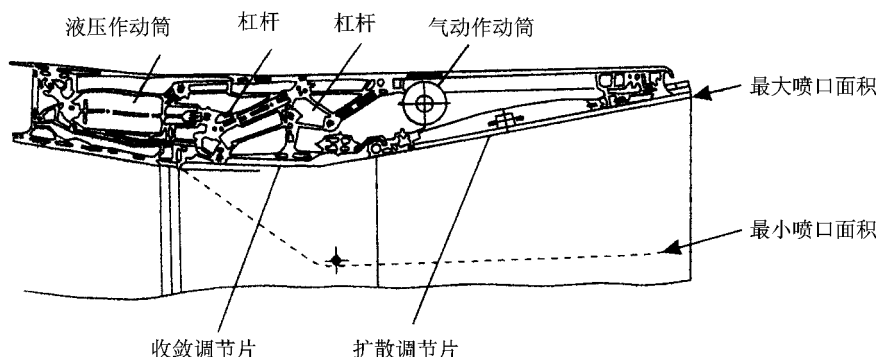


图 5-70 $АЛ-31\Phi$ 发动机的轴对称收敛-扩张喷管

(3) 引射喷管

引射喷管是一种超声速喷管。主喷管中为燃气流,与主喷管同轴的引射管中是从进气道或飞机机身外引入的冷气流。当主燃气流排入引射管中时,冷流在其外表面形成环形“气壁”,调节冷流和引射管尺寸可控制主燃气流膨胀。可调式引射喷管通常采用机械调节或气动定位。

(4) 矢量喷管

矢量喷管又称推力转向喷管,可以改变排气方向,既能产生推力,又能产生用于飞行控制的俯仰、偏航和横滚力矩的推力矢量,其有效矢量角一般不大于 20° 。

矢量喷管按功能分为单轴矢量喷管和多轴矢量喷管。单轴矢量喷管只能提供俯仰推力矢量,多轴矢量喷管可提供俯仰、偏航、横滚和反推力等两种以上的推力矢量。目前,已投入使用

或进入工程研究阶段的有二元收敛-扩张矢量喷管、轴对称矢量喷管、球面收敛段矢量喷管和燃气舵。下面主要介绍上述的前三种矢量喷管。

① 二元收敛-扩张矢量喷管有两种：一种具有推力转向/反向功能，已装于美国 F15 STOL/MID 技术验证机并通过了验证；另一种仅具有推力转向功能，去掉了反推力机构、已装在 F-22 战斗机上。图 5-71 示出二元收敛-扩张矢量喷管的基本构成。两块收敛调节板的下游控制喷管喉道面积，其上游控制反推力出口面积。两块扩张调节板同向偏转可改变气流方向，提供俯仰矢量推力；反向偏转可改变出口面积，控制气流膨胀程度；两套作动系统中一套用于调节喉道面积，另一套用于调节出口面积和推力方向。

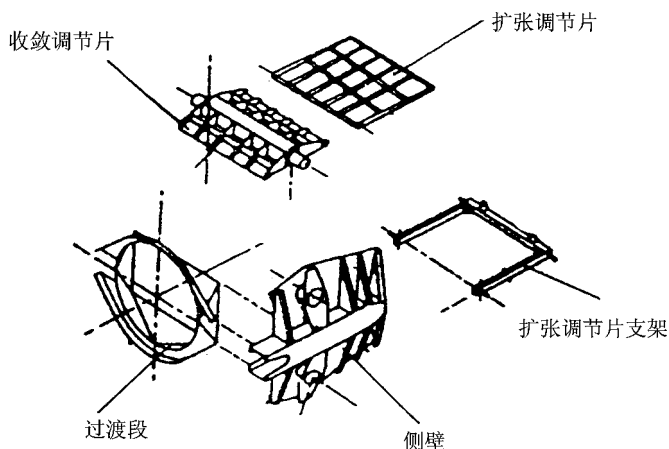


图 5-71 二元收敛-扩张矢量喷管的基本组成

② 轴对称矢量喷管有美国 GE 公司研制的万向接头式矢量喷管和俄罗斯的苏-37 战斗机配装的球形转接段矢量喷管。两者都是在喷管与加力筒体之间增加一个喷管转向机构，而喷管基本结构不变。GE 公司矢量喷管可在 360° 全方位偏转，实现推力矢量的俯仰、偏航及推力，矢量角 $0^\circ \sim 20^\circ$ 。这种喷管主要包括若干收敛、扩散调节片、调节环、转向调节作动筒、喉道面积调节作动筒、调节环支承机构和扩散密封片等组成。图 5-72 示出 GE 公司的轴对称矢量喷管 (AVAN)。

③ 球面收敛段矢量喷管亦称多功能二元喷管，它由喷管进气段、上下球面收敛调节板、上下扩张调节板、左右侧板和作动机构组成，如图 5-73 所示。其收敛段为球形，扩张段为矩形，流道从圆形到矩形的过渡直接发生在喉道处。扩张调节板同向转动时改变推力方向，获得俯仰推力矢量；扩张调节板异向转动时，改变出口面积大小，控制气流膨胀程度；当整个喷管绕进气段上转轴左右转动时，获得偏航推力矢量；而当球面收敛段关到极限位置时，喷管喉道关闭，气流从喷管进气段上四个周向均布的排气口排出，产生反推力。

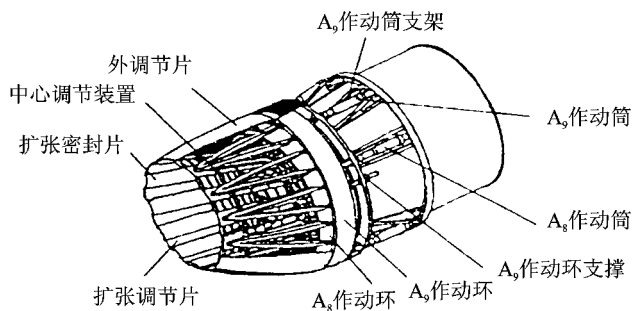


图 5-72 GE 公司的轴对称矢量喷管 (AVEN)

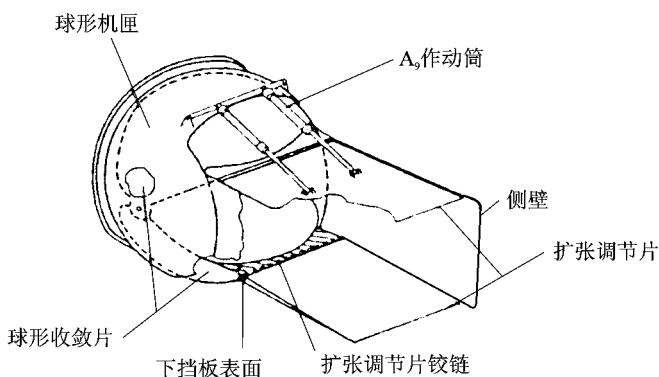


图 5-73 球面收敛段矢量喷管简图

5.6.2 喷管试验

1. 喷管主要性能参数

评价喷管工作效率的主要参数有：

(1) 速度损失系数 ϕ_e

$$\phi_e = \frac{v_e}{v_{ead}} = \frac{\lambda_e}{\lambda_{ead}} \quad (5-67)$$

式中, v_e 、 v_{ead} ——分别为喷管出口截面实际流速的平均轴向速度、相应绝热流动的速度；

v_e 、 λ_e ——可以根据喷口截面上测量的总、静压及总温平均值由气动函数表确定；

v_{ead} ——可应用关系式 $A_{cr}/A_e = q(\lambda_{ead})$ 也按气动函数表来确定。

速度损失系数计及了喷管总内部损失。一般它表示为三个量的乘积，

$$\phi_e = \phi_{fr} \cdot \phi_{sh} \cdot \phi_{neg} \quad (5-68)$$

式中， ϕ_{fr} 、 ϕ_{sh} 、 ϕ_{neg} ——分别为考虑摩擦、激波及不均匀流动的速度系数
在设计状态， $\phi_e \approx \phi_{fr}$ ， ϕ_e 随工况的改变不明显。

(2) 总压恢复系数

$$\sigma_e = p_e^* / p_7^* \quad (5-69)$$

式中， p_7^* 、 p_e^* ——分别为喷管进、出口截面测量的平均总压。总压恢复系数实质上取决于喷管的工作状态。

(3) 流量系数

$$\mu = q_{mg} / q_{mgth} \quad (5-70)$$

式中， q_{mg} 、 q_{mgth} ——分别为通过喷管的气体实际流量与理论流量。 q_{mg} 由试验确定。 q_{mgth} 按流量方程确定，这时取 $q(\lambda) = 1$ ，总压和总温与喷管进口的值相等。

(4) 推力系数

$$C_F = F_e / F_{eth} \quad (5-71)$$

式中， F_e 、 F_{eth} ——分别为喷管的实际推力和理论推力。 F_e 在试验器上用测力法测定，且计及了附加力对台架运动部分的作用。喷管的理论推力按理论出口冲量与实际进口冲量之差来计算

$$F_{eth} = \frac{q_{mg}}{\mu} Z(\lambda_{ead}) \sqrt{2 \frac{\gamma+1}{\gamma} RT_e^*} - q_{mg} Z(\lambda_7) \sqrt{2 \frac{\gamma+1}{\gamma} RT_7^*} \quad (5-72)$$

与速度损失系数区别之处是推力系数考虑了喷管中的所有损失，无论是内部损失还是气体在喷管中的不完全膨胀或过渡膨胀的损失。

(5) 冲量系数

$$\bar{J}_e = J_e / J_{eth} \quad (5-73)$$

式中， J_e 、 J_{eth} ——分别为喷管实际冲量和理论冲量。

冲量系数与速度系数一样，是估价喷管中内部损失的一个参数。

2. 喷管试验内容

喷管试验是在试验台上模拟发动机和飞机的各种工作状态，进行全尺寸试件和缩尺试件的试验，其目的为：

① 测量喷管性能数据，试验研究喷管主要几何尺寸及进口参数对喷管气动热力学特性的

影响,为喷管的结构设计提供参数和性能优化依据。

② 试验研究喷管内、外流流动机理,验证理论设计和三维数值模拟的正确性。

③ 考验喷管结构强度、工作可靠性及与发动机、控制系统的匹配。

④ 测定喷管与飞机后机身之间的干扰阻力,为飞机/发动机/喷管的一体化设计提供依据。

(1) 内流及外流试验

研究喷管内部气流流动现象和内特性,是喷管试验的基本和重要内容,一般在喷管方案设计阶段进行内流试验。主要试验内容有:

① 试验研究推力特性、推力矢量特性和推力反向特性。对于常规喷管,即推力矢量不偏转的喷管,实际推力即为试验中测得的推力。对于矢量喷管,实际总推力为试验时所测取的各推力分量的合力:

$$F_{ac} = \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_p^2} \quad (5-74)$$

式中, F_x 、 F_y ——分别为 x 、 y 方向实测推力;

F_p ——主流轴向推力。

② 试验研究流量特性。对于矢量喷管,研究喷管膨胀比 π_e^* 和矢量角 δ_v 对流量系数 μ 的影响,即给出 $\mu = f(\pi_e^*, \delta_v)$ 的关系曲线。

③ 测定喷管内壁压力分布和出口气流总、静压分布,研究流场特性并采用纹影仪摄取喷管内部和出口波系分布。在模拟试验器上测得的结果应与发动机试验结果进行对比,并确定模型和真实喷管之间的差异、尺寸效应和雷诺数 Re 的影响。

④ 进行喷管外流试验。在风洞试验中同时模拟喷管内部气流流动现象和外流的试验,研究飞行状态下喷管排出的气流与飞机后机体外部气流之间的相互干扰、双发喷管排出气流之间的相互干扰及对喷管推力的影响。

(2) 部件试验

部件试验主要是考验喷管机械构件的结构完整性、运行机构可行性和工作可靠性、喷管与发动机的匹配、喷管与发动机控制系统的匹配,是喷管定型之前必须进行的试验。可用单个部件在全尺寸模拟试车台上进行试验,或在整机上对全尺寸喷管作地面台架试验,模拟高空试验和飞行试验。

(3) 红外辐射试验和排气噪声测量

按规定方位角、俯仰角、带通、高度及发动机工作状态,测量发动机喷管的红外辐射强度和光谱特性。

定义发动机后部中心线的延长线为 0° 方位角和 0° 俯仰角位置,取方位角从 0° 、 5° 、 10° 、 15° 、 20° 、 30° 、 40° 、 50° 、 60° 、 90° 、 135° 和 180° ;俯仰角为 0° 、 5° 、 10° 、 15° 、 20° 、 30° 、 40° 、 50° 、 60° 和 90° 红外辐射带通条件为 $1 \sim 3 \mu\text{m}$ 、 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 、 $8 \sim 10 \mu\text{m}$ 、 $10 \sim 12 \mu\text{m}$ 、 $12 \sim 14 \mu\text{m}$ 高度为 11 km 发动机工作状态为 最大、中间和小加力状态。进行有、无红外抑制措施的对比试验。

在室外试车台,零件与地面最小距离为 2.5 m 下测量发动机排气噪声。地面不应有对发动机噪声场产生重大影响的障碍物 在无雨、雪、冰雹、相对湿度为 $30\% \sim 90\%$,环境温度为 $0 \sim 30$,风速小于 2.8 m/s 的情况下进行试验。

3. 试验设备

(1) 模型试验器

图 5-74 示出轴向进气喷管模型试验器。主流和次流分别引入主喷管和引射管,利用推力传感器测量推力。类似的还有径向进气喷管试验器。

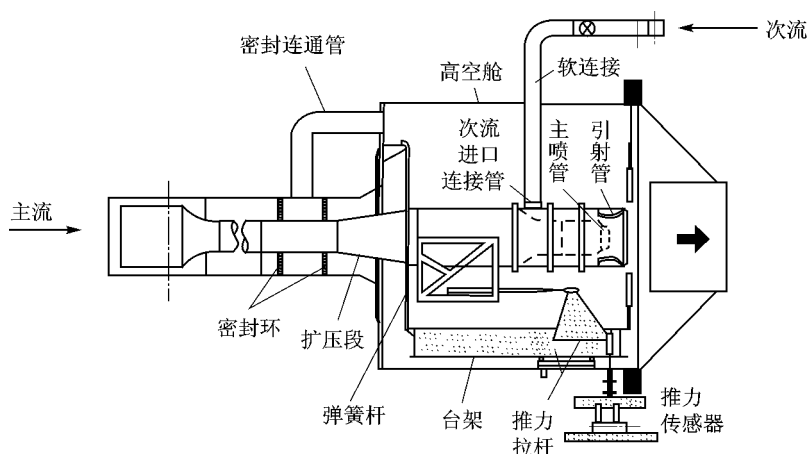
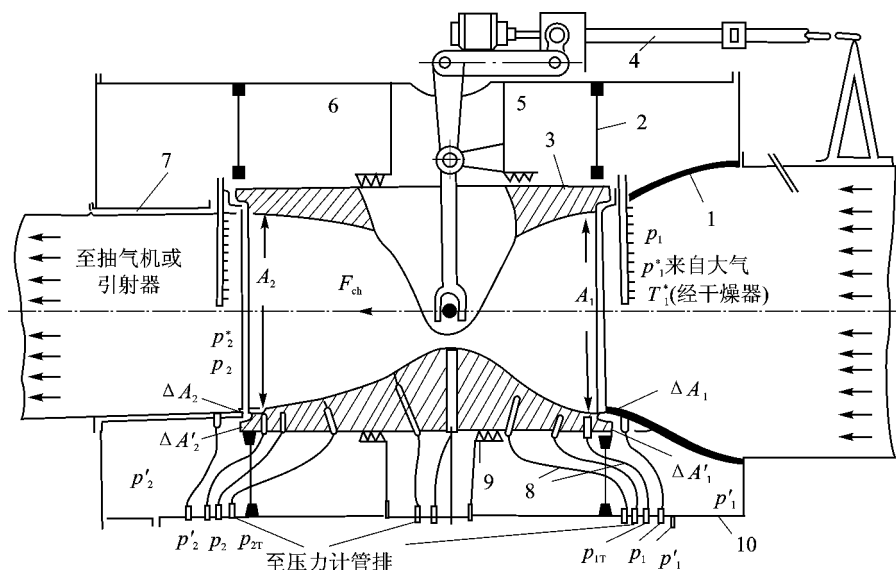


图 5-74 轴向进气喷管模型试验器

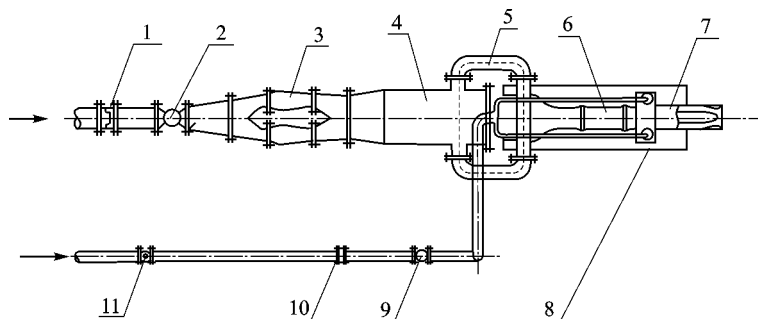
图 5-75 示出超声速喷管的试验段。被试模型 3 挂在壳体的柔性钢带 2 上,使喷管能在气动合力作用下位移。气动力由测力机构 4 感受,为考虑钢带及连接器的刚性,测力机构要预先进行校准。设备上装有仪表,用来测量总温和进出口总压沿径向的分布、静压沿喷管型面及壳体内部的分布。由指示仪确定实际推力及表征喷管工作效率的一些系数。

图 5-76 示出我国的喷管综合试验器,为不带低压室的径向进气试验器,设有两级加热器和四分量机械测力天平,能模拟发动机最大状态、巡航状态、加力状态的燃气成分和温度,并能进行发动机各类排气装置冷、热态模型试验和推力矢量技术、红外辐射的试验研究。其主要技术指标为:



1—进口扩压器 2—柔性钢带 3—被试模型 4—测力机构 5、6—壳体腔；
7—出口连接器 8—测量导管 9—封严圈 10—外壳

图 5-75 超声速喷管模型的试验工作段



1—主流标准喷嘴 2—主流气膜阀 3—一级加热器 4—稳定段 5—主流进气室 6—二级加热器 7—试验段 8—测力台架 9—次流气膜网 10—次流标准喷嘴 11—次流进气阀

① 主喷管喉部最大直径 $D_g \leq 100 \text{ mm}$ 。

② 喷管试验膨胀比 $\pi_e^* = 1.4 \sim 1.5$ 。

③ 引射喷管换算流量比 $\frac{q_{\text{ms}}}{q_{\text{imp}}} \sqrt{\frac{T_s^*}{T_p^*}} = 0\% \sim 20\%$ 。

④ 主流温度 T_p^* 范围 500 ~ 2 000 K 次流温度 T_s^* 为常温。

⑤ 力和力矩测量范围 $F_x = 0 \sim \pm 15\,000\text{ N}$ $F_p = 0 \sim \pm 7\,000\text{ N}$ $F_y = 0 \sim \pm 5\,000\text{ N}$ $M_p = 0 \sim \pm 5\,000\text{ N} \cdot \text{m}$ 压力测量精度为 $\Delta p \leq 0.3\%$ 推力测量精度为 $\Delta F \leq 0.3\% \sim 0.5\%$ 。

四分量测力天平为外支承台式结构,主要由力的分解机构、传力系统、校正设备和测量系统四部分组成,力和力矩的分解中心在天平的主支杆与管道的中心线(x轴)的交点,如图5-77所示。试验时通过力平台的三个平移自由度的移动和二一个副支杆,可同时测取推力、升力、侧力和俯仰力矩四个分量。

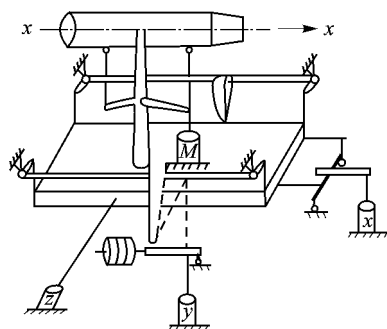


图 5-77 四分量机械式测力天平原理图

为消除进口动量和热膨胀对测力的影响,提高测量精度和准确度,试验设备采用径向进气轴向密封方案,在进气涡壳内沿圆周设有 8 个声速喷管,以测量气流流量。

(2) 风洞喷管试验器

研究内、外两股气流干扰的风洞试验设备如图 5-78 所示。风洞试验中大多采用模型试验,机体模型采用几何相似、流动相似的缩尺模型。

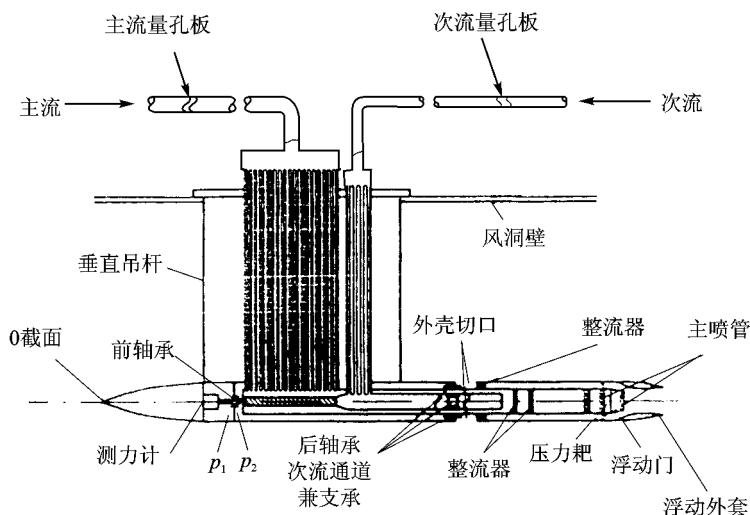


图 5-78 风洞喷管试验器

随着推力矢量技术的发展,需要更大尺寸的风洞。美国 NASA 兰利研究中心的 4.877 m (16 ft) 跨声速风洞试验舱内的喷管试验台是目前最大的矢量喷管试验系统,如图 5-79 所示。

该试验台采用径向进气,轴向由金属波纹管作柔性连接,沿进气涡壳设有 8 个声速喷嘴,以测量气流流量,推力测量采用内式 6 分量测力天平,风洞试验马赫数为 $0.4 \sim 2.0$ 。可进行喷管静态模型试验和带外流的喷管阻力试验,它是美国研究喷管的关键设备之一。我国目前进行喷管带外流的阻力试验一般在 1.2 m 跨、超声速风洞中进行,其试验装置与此类似。

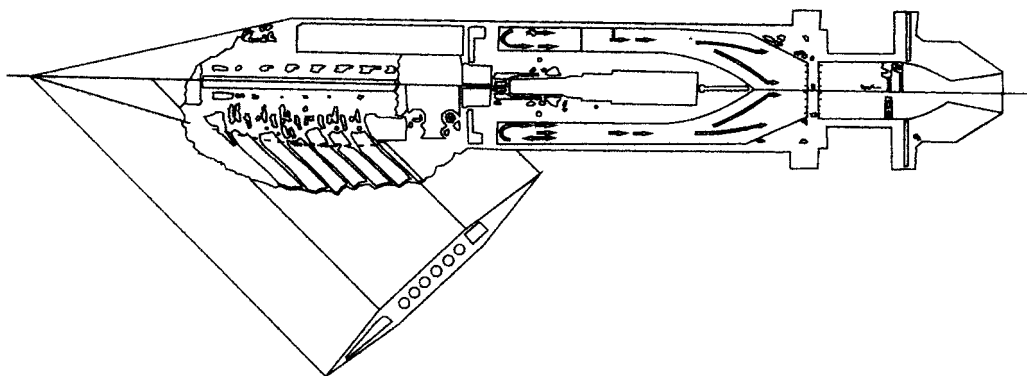


图 5-79 NASA 4.877 m (16 ft) 跨声速风洞试验舱内的喷管试验台

(3) 全尺寸综合模拟试验台

进行喷管和加力燃烧室全尺寸部件模拟试验的设备是一庞大的喷管综合试验系统。该试验系统由气源、多分量测力台架、排气系统等组成。气源系统由一台辅助发动机和专供外涵气流的供气系统组成。空气流量、加力燃烧室进口燃气温度、外涵气流温度和最大压力、推力等参数测量由所试喷管的技术要求决定,其推力测量精度一般不低于 $0.3\% \sim 0.5\%$ 。

4. 测试系统

图 5-80 示出典型的喷管试验测试系统框图,它由受感部、扫描阀、采集系统和计算机等单元组成。

采用机械式压力扫描阀和电子式扫描阀测量压力,压力传感器精度不低于 0.3% 采用热电阻温度计和热电偶测量温度。对 $2\,000\text{ K}$ 以上的高温采用红外辐射高温计和红外热像仪测量。

对于静态模型试验、整机全尺寸台架试验、高空模拟试验,采用机械式多分量测力天平测量常规喷管和矢量喷管的推力 对于风洞模型试验多采用应变式多分量测力天平 要定期进行天平的静校和动校,如单元加载、综合加载、超载试验和灵敏度试验,并用标准模型确定动校精度和准确度。

对于发动机排气喷流红外辐射测量中,排气喷口周围应设置屏蔽以消除背景对红外辐射

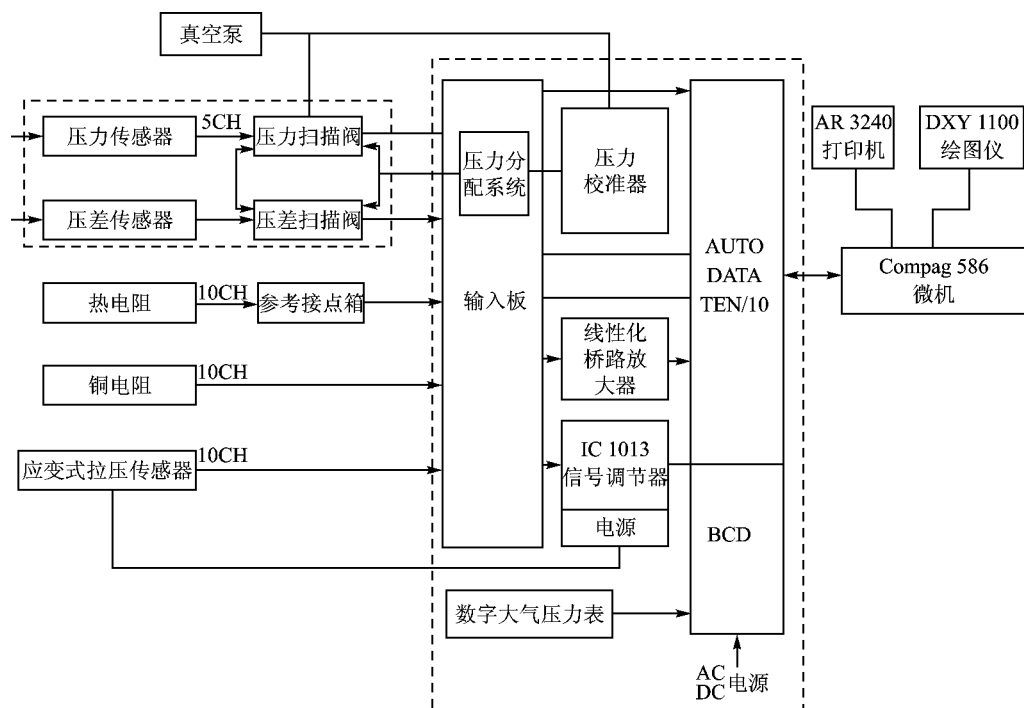


图 5-80 喷管试验测试系统框图

的影响,测量仪器距离喷口至少 30 m。采用红外辐射仪确定红外辐射强度;用红外光谱仪测定红外光谱强度分布,分辨率不低于 $0.05\ \mu\text{m}$;用红外热像仪测定红外辐射的空间分布,确定主要红外辐射源的位置。

应用传声器系统和记录、重放设备测定喷管排气噪声。

5.6.3 典型矢量喷管试验

国外在矢量喷管研究中,试验确定矢量喷管的功能具有极其重要的作用,在前述的进行模型试验、风洞试验、喷管与发动机/飞机机体匹配试验、喷管冷却试验后,进行了全尺寸矢量喷管发动机台架试验以验证性能,继而进行高空台试验和飞行试验,P·W 公司的二元矢量喷管即是沿着这样试验途径投入 F119 发动机在 F-22 飞机上领先使用。

矢量喷管/推进综合控制系统的功能考验亦是矢量喷管研制中的重要试验。例如:

① 试验验证起飞着陆时矢量喷管产生的附加升力是否能保证飞机的平衡,按照飞机运动速度和操纵杆的位置来控制矢量喷管的偏转角度,并使其矢量喷口偏转与发动机工作状态相匹配。

- ② 试验验证飞机加速爬高时油门杆和推力矢量偏转装置的最佳匹配。
- ③ 试验验证巡航状态下矢量喷管在改善经济性方面的作用。
- ④ 试验考核机动飞行中矢量喷管在快速动作时是否能在宽广的速度范围内产生足够的控制力矩。

图 5-81 示出试验测量的矢量喷管提供的俯仰和偏航能力,并在飞机机动时保持高的正向推力。

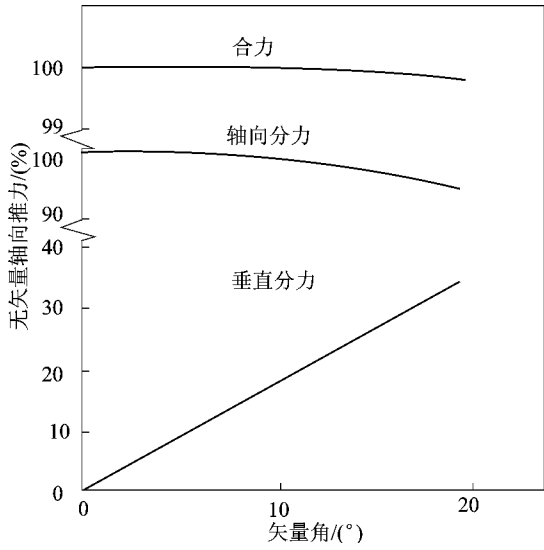


图 5-81 推力确定方向的性能

矢量喷管缩型试验曾证明了全尺寸的矢量喷管推力变换能力为 65% ~ 75%。

在进行轴对称矢量喷管 (AVEN) 试验中,可以确定矢量运动的控制参数。轴对称矢量喷管有两套控制机构:一套用于控制喉道面积,称为 A_8 作动系统;另一套用于控制 AVEN 扩张段,即周向分布的 A_9 作动筒系统,作动筒-作动环-X 形拉杆-调节片构成的机构可实现喷管全方位偏转 $0^\circ \sim 20^\circ$ 的要求。 A_8 作动系统由发动机控制器的指令控制,按发动机要求调节工况。扩张段膨胀比 A_9/A_8 和矢量运动由 A_9 作动系统控制。非矢量状态下, A_9 作动筒保持相同的行程和速度作同步运动。矢量状态下, A_9 作动筒差动可实现喷管全方位偏转。

喷管矢量运动的偏转方位角 θ 和几何偏转角 θ_d 由 A_9 作动筒的行程向量 L 所控制。图 5-82 示出模拟试验测定的作动筒行程 L 与 θ 的关系,此时 $\theta_d = 20^\circ$ 。

内流试验还表明,由行程向量 L 控制的矢量运动只是喷管的几何偏转角,并不等于气动矢量偏转角 α_j ,并且 $\alpha_j > \alpha_d$ 。采用喷管矢量控制器 TVC 可以实现迎角、偏航角与喷管的矢量运动指令的转换。图 5-83 示出这种控制模式方框图。通过模拟试验和发动机台架试车,当考查发动机超温、超转和喘振时,TVC 是否能够使矢量喷管恢复零偏转的应急能力,并接受发

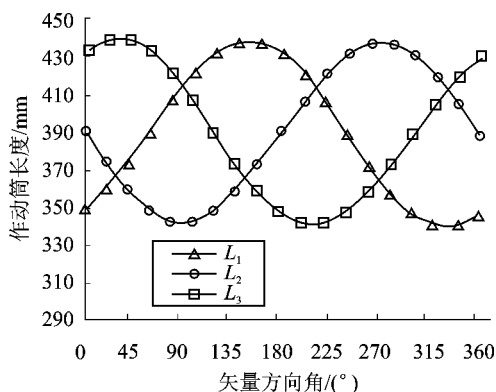


图 5-82 作动筒长度与偏转方向角的关系

动机控制系统的指令。

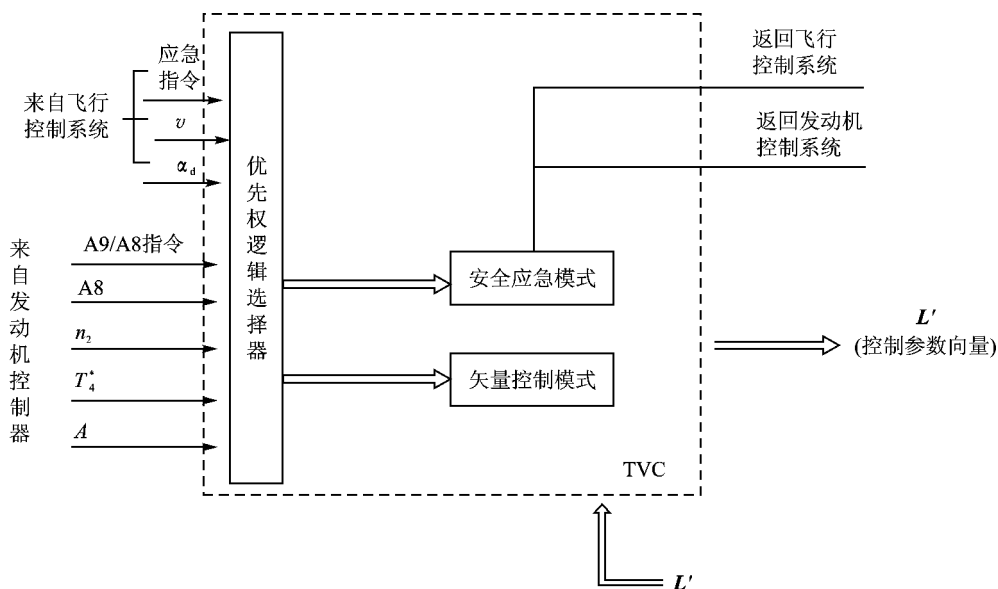


图 5-83 矢量运动控制模式方框图

矢量喷管的流动试验表明,矢量角是主要影响因素。图 5-84 示出矢量喷管的流量特性曲线 图 5-85 示出矢量喷管推力与矢量角和喷管膨胀比的关系,同时示出俯仰力矩随矢量角的变化。可以看出矢量角 δ_v 具有明显的影响。

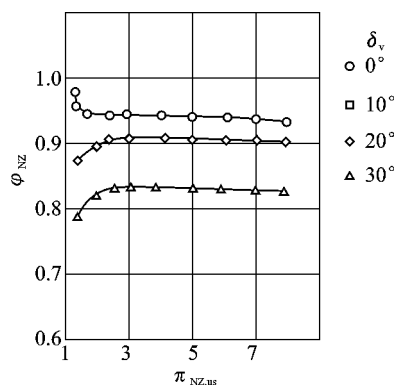


图 5-84 矢量喷管流量系数随矢量角的变化

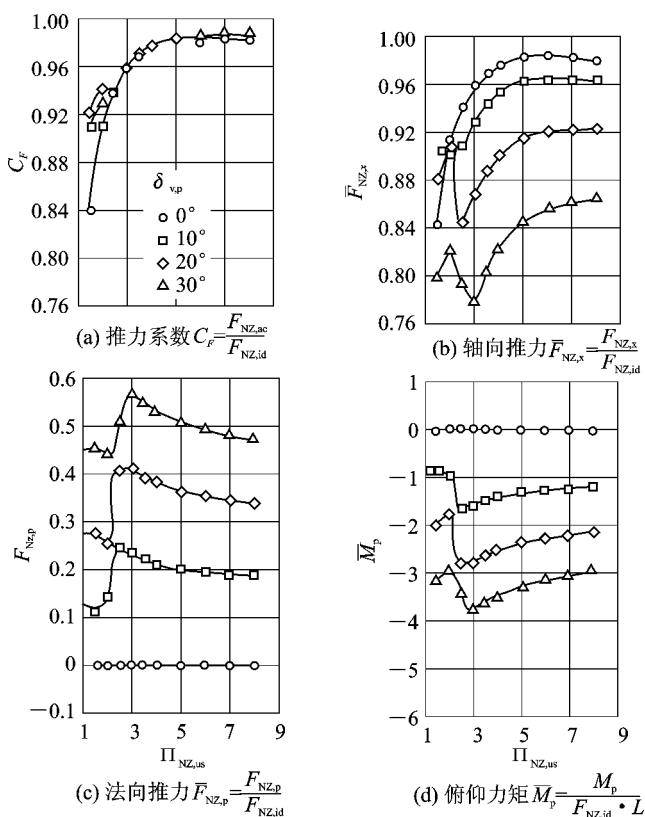


图 5-85 喷管推力和力矩与矢量角和喷管可用膨胀比的关系

5.7 发动机控制系统试验

5.7.1 全权限数字式电子控制系统

数字式电子控制系统是保证航空发动机可靠性、操纵性的关键部件之一。数字式电子控制系统取代传统的液压机械式控制系统主要是通过采用数字式微型计算机来实现的。该系统能对所有的变量值进行快速计算并为发动机自动提供综合控制程序。随着涡扇发动机的发展,高性能加力燃烧室和矢量喷管的应用,数字式电子控制系统的功用就变得极其重要。世界上先进发动机,如 F100、F404、M88、V2500、CFM56、EJ200 和 PW4000 等均采用了数字式电子控制系统。

在第 1 章中已述及目前使用的电子控制系统主要有 ①极限控制 ②监控 ③混合控制 ④全权数字式电子控制系统。简称为 FADEC,这种系统依靠电子控制装置进行发动机的全部运算和控制。它有模拟式(奥林巴斯 593 发动机调节关系)和数字式(V2500 发动机的控制系统)。EJ200 发动机的 FADEC 具有故障诊断和状态监控能力。FADEC 能够在全部飞行包线内最佳控制发动机,获得高的适航可靠性。

1. 典型数字式电子控制系统

(1) F100 发动机数字式电子控制系统

图 5-86 示出 F100 发动机的数字式电子控制系统的基本调节规律。它包括全程风扇转速 n_1 控制和尾喷口面积闭环回路控制。前者是由风扇转速控制器控制发动机总空气量 q_{ma} 来实现控制的;后者是由尾喷口面积控制器来控制发动机压比 $p_{5\parallel}^*/p_1^*$ (发动机排气总压/发动机进口总压比)而实现的。表 5-9 列出发动机输入和控制作动系统所需因变量的主控制规律的工作参数,表 5-10 列出应急控制规律的工作参数。

F100 的数字式电子控制系统接受下列信息:

① 发动机状态是通过压力 (p_1^* 、 p_2^* 、 $p_{5\parallel}^*$) 传感器、温度 (T_1^* 、风扇涡轮进口温度 T_{4-5}^*) 传感器和转速 (n_1 、高压转子转速 n_2) 传感器。

② 飞机状态是通过油门杆角度 β 和飞行马赫数;

③ 控制系统状态则是通过作动器来指示风扇和高压压气机可调叶片位置(低压压气机进口可调叶片和高压压气机进口可调叶片)、核心机主供油量 q_{mf} 和内、外涵加力供油量 q_{mfI} 、 q_{mfII} 的计量活门位置、加力燃油分布的扇形区顺序位置和尾喷口面积的位置。

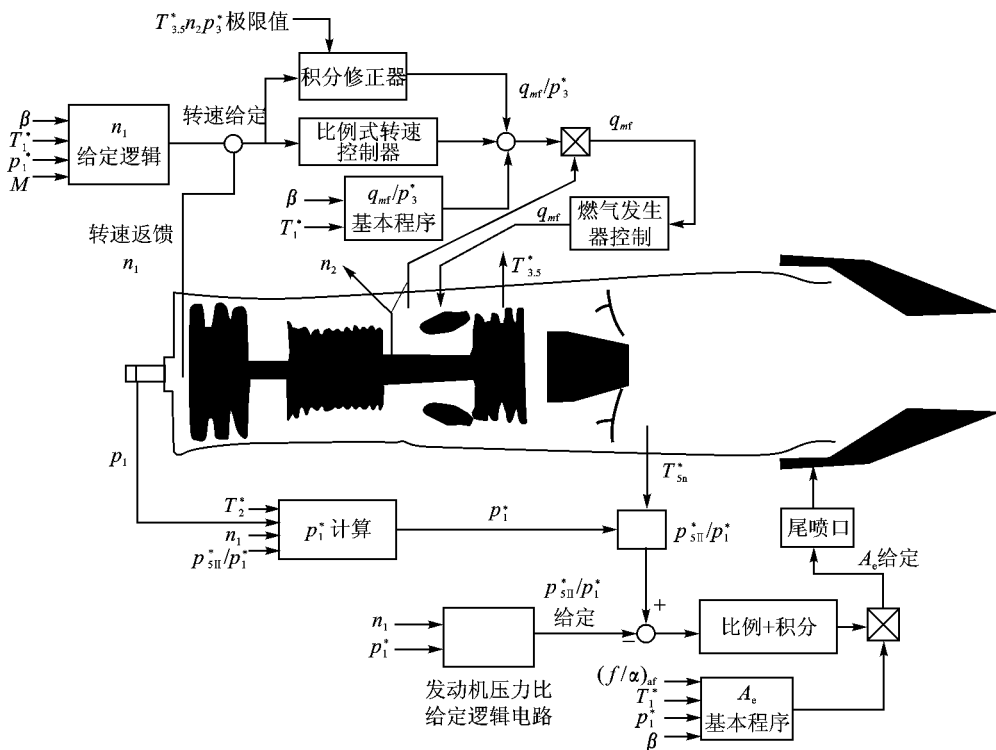


图 5-86 数字式电子控制系统的基本控制规律

表 5-9 主要控制变量

发动机计算变量	因变量	发动机输入变量	控制因变量
进口总压 p_1^*	$p_{5\text{II}}^*/p_1^*, n_1$ T_1^*, p_1	启动放气	n_2, T_1^*
发动机压力比 $p_{5\text{II}}^*/p_1^*$	$p_1^*, p_{5\text{II}}^*$	低压压气机进口可调叶片	n_1, T_1^*
发动机总空气流量 q_{ma}	$n_1, p_{5\text{II}}^*/p_1^*$ T_1^*	高压压气机进口可调叶片	n_2, n_1, T_1^*
发动机外涵空气流量 $q_{\text{ma II}}$	n_2, p_2^*	核心发动机主燃油量 q_{mf}	β, p_1^*, T_1^*, M $p_3^*, n_1, T_{3.5}^*, n_2$
发动机内涵空气流量 $q_{\text{ma I}}$	$q_{\text{ma}}, q_{\text{ma II}}$	加力喷油器选择器信号 q_{msf}	β_{af}

续表 5-9

发动机计算变量	因变量	发动机输入变量	控制因变量
加力油气比 $(f/a)_{af}$	$q_{ma}, q_{mf I}$ $q_{mf II}$	加力燃油量内涵段 $q_{mf II}$	$q_{ma II}, p_1^*, p_5^*, \beta_{af}$
有速率限制的油门杆角度 β_{af}	限制油门杆角度	加力燃油量外涵段 $q_{mf II}$	$q_{ma I}, p_1^*, p_5^*$ T_1^*, n_1, β_{af}
		喷嘴面积 A_e	$\beta_{af}, (f/a)_{af}, p_1^*$ $T_2^*, \text{误差 } (p_5^*/p_1^* \text{ 或 } n_1)$

表 5-10 应急控制变量

发动机输入变量	应急控制因变量
启动放气	油门杆角度 β , 时钟
低压压气机进口可调叶片	固定位置
高压压气机进口可调叶片	β, T_1^*
核心机主燃油量 q_{mf}	β, T_1^*, p_1^*
q_{mf5}	断 开
$q_{mf I}$	断 开
$q_{mf II}$	断 开
A_e	关闭位置

其后,控制器根据测定输入信号的状态对上述信息加以处理,选择适当的控制算法,计算发动机工作状态,并将此状态与工作要求相比较,最后根据要求调节作动量,使发动机工作状态与所需的工作要求相一致。

对输入传感器、作动器反馈传感器和电子接口等元件应用裕度技术,当任何一个输入信号发生故障时都保证关键元件能工作。

这种数字式电子控制系统采用一台微处理机,容量为 15 KB,循环时间为 1.2 μs ,整个计算机系统用燃油冷却。

该控制系统的应急控制器与系统主控制活门装在同一个组件内,它是液压机械式燃油控制器。液压操纵转换活门能由应急控制器的元件控制输送到主燃烧室的燃油量,确定启动放气和高压压气机可调叶片的位置。应急控制器通过进口静压 p_1 和进口总温 T_1^* 接受发动机工作状态数据信息,通过油门杆角度接受飞机数据信息以及通过反馈电缆感受高压压气机可调叶片的位置。

该控制系统的工作特点是:

① 选用全程 n_1 控制和 A_e 闭环控制的基本规律,可以不调整发动机即能保证给定的推力

和油门杆之间的关系,因此能消除发动机重调,减少维护工时。

② 实现了模块化。由系统的诊断计算机可以识别 15 个可更换的单元件。21 个液压机械式控制器和 14 个数字式电子控制系统的控制器均可在中修基地更换,而无须再对这些元件做试验台试验,这样改善了维修性。

③ 减少了 8 个液压机械元件 (2 167 个零件),提高了系统工作的可靠性 增强抗振、抗噪声能力 硬件故障降低 50%。

④ 故障检测和处置占据了系统控制器内控制程序的 40%。图 5-87 示出故障检测和处置方块图。有两种诊断出第一个故障方法。其一是在控制系统内处置故障 其二是转换到应急控制系统。当系统检测出不允许其调节主供油量或高压压气机进口可调叶片位置的故障或检测出超出极限条件的变量 (n_1, n_2, T_{3-5}^*) 以及检测出超转状态应转换到应急控制。

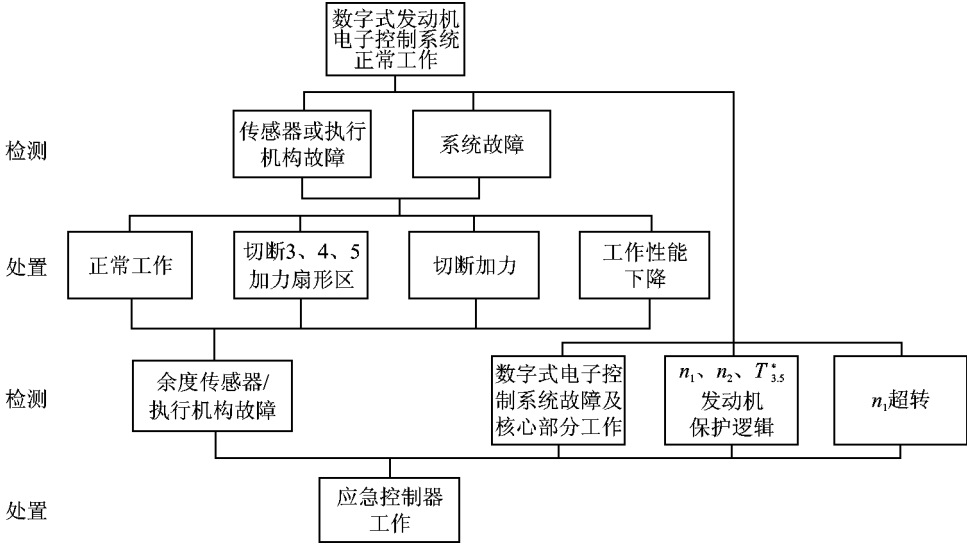


图 5-87 数字式电子控制系统故障检测和处置部分

⑤ 系统内存储诊断试验程序,以便于识别初期的反常情况。诊断程序包括初始自检测试验和发动机正常控制自检测试验。

⑥ 组合式应急控制器可使控制系统主控制器具有故障安全能力。主控制系统的故障检测装置能自动接通应急控制器,或在工作包线范围内的任何地方由驾驶员接通,从而确保飞行安全。

(2) V2500 发动机的全权限数字电子控制系统

V2500 发动机的 FADEC 安装在发动机风扇机匣上,此系统采用裕度管理,采用高速 16 位处理机,58 KB 的 ROM (只读存储器),储存程序指令和数据信息 2 KB 的 ROM 用于故障识别

和记录,储存控制函数的调整系数和储存使压力传感器正常工作的修正数据。供油系统低压级是离心泵,高压级是齿轮泵。反推力装置 4 个作动筒由飞机液压系统供高压液体 其他各作动筒都由燃油驱动。

图 5-88 示出 V2500 的 FADEC,它的控制功能包括:

- 操纵放气控制;
- 启动放气控制;
- 高压转子和低压转子的主动间隙控制;
- 可调静子叶片控制;
- 点火控制;
- 燃油流量控制;
- 反推装置控制;
- 低压压气机放气;
- 启动机控制;
- 滑油弯路;
- 空气/滑油散热器;
- 飞机信息联系。

3. FADEC 明显改善操纵性

航空发动机工作中,影响操纵性的主要因素是发动机启动性能、风扇和压气机的稳定工作范围、加力燃烧室燃烧的稳定性及发动机对油门杆的响应。快速的油门杆响应对发动机的空战环境影响甚大,为了逃避和追踪敌机,需要快速的加速和减速。获得 90% 推力变化时,标准的发动机过渡时间为:由慢车至军用功率状态为 2.0 ~ 3.5 s 由慢车至最大功率状态为 3.5 ~ 7.0 s。

上述这些性能的改善和提高都与发动机控制系统的可靠性、灵活性密切相关。然而,现时航空发动机的复杂程度已超过了机械液压式控制技术的能力,除要求提高精度和适应可控变量的复杂化外,还要求进行工作监控、裕度管理和与飞机其他系统协调工作。数字式电子控制系统适应了这些要求,它能够利用飞机数据总线和中央电子部件中的电子设备监控发动机工作、进行模拟计算、调整流量和控制发动机的几何形状,并且能与飞机其他系统进行数字通信。因此,这种控制系统具有很高的可靠性和灵活性,其特点主要有:

- ① 在油门杆瞬变之后,能限制加速速率 能消除油门杆动作误差。
- ② 在飞机进气道中调节发动机流量,使进气道工作稳定。
- ③ 在加力燃烧室熄火时,能控制尾喷管和燃油系统,从而使风扇稳定裕度增大。
- ④ 电子控制加力燃烧室的燃油流量和喷管面积,提高加力燃烧室的油气比精度和核心与涵道两个通道的分流精度。
- ⑤ 改进了控制方式,提高了风扇工作线的控制精度。
- ⑥ 具有失速探测和调节功能。

FADEC 的应用和发展,将达到 10 万飞行小时内发动机停车率为 1 在 1 ~ 10 亿小时之内发动机失控率为 1。

FADEC 技术同矢量喷管控制相结合,在实现飞行/推进综合控制中起了极其重要的作用。

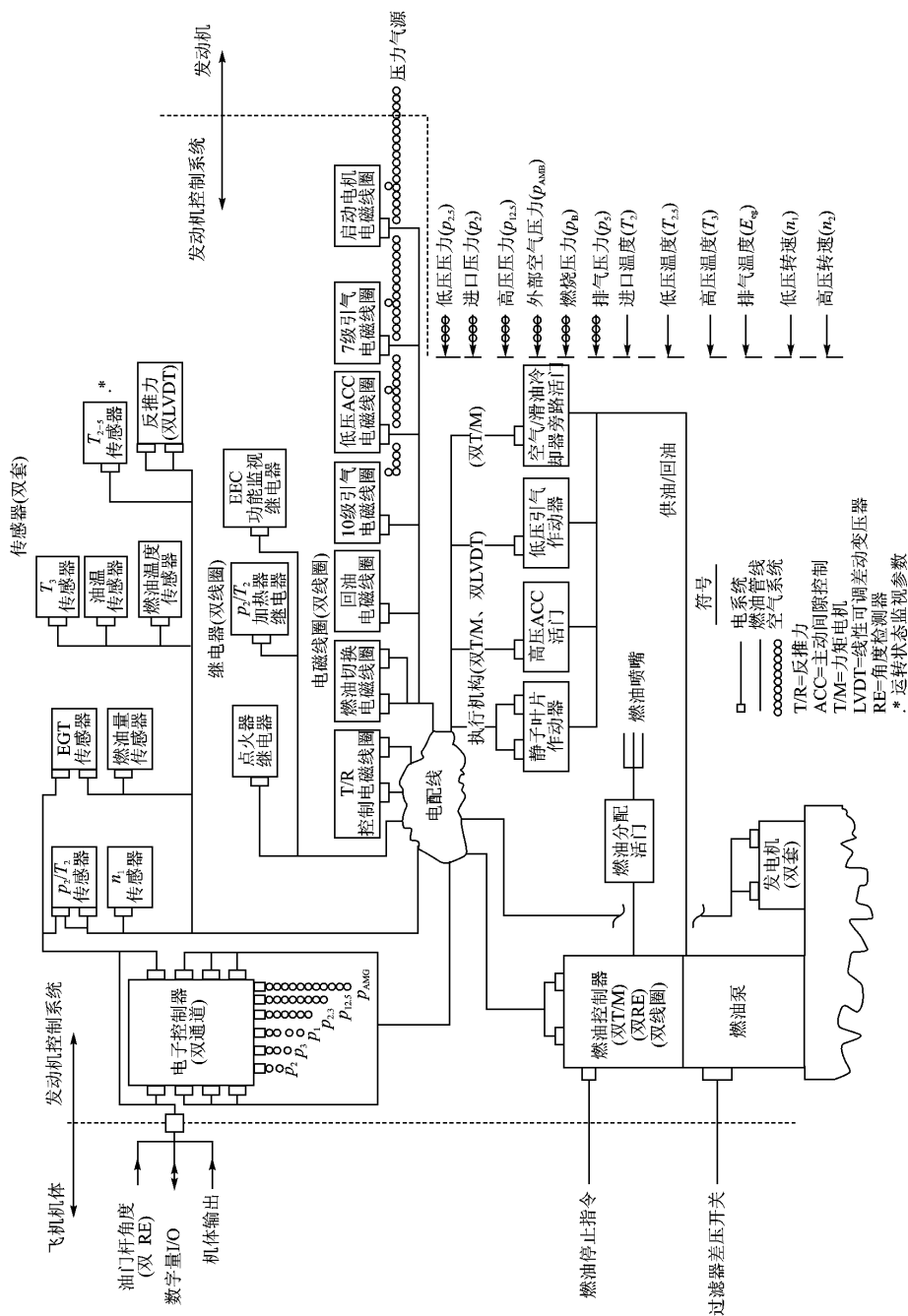


图 5-88 V2500 发动机全权限数字式电子控制系统 (FADEC)

综上所述,为了保证数字式电子控制系统可靠的工作通常要进行试验器试验、高空舱模拟试验、发动机试车及试飞。由于发动机试车、试飞的花费都很大,获得数据的周期又长,因此,试验室模拟飞行试验是更加合理的试验方法。

5. 7. 2 主要试验

图 5 - 89 示出数字式电子控制系统的主要试验。

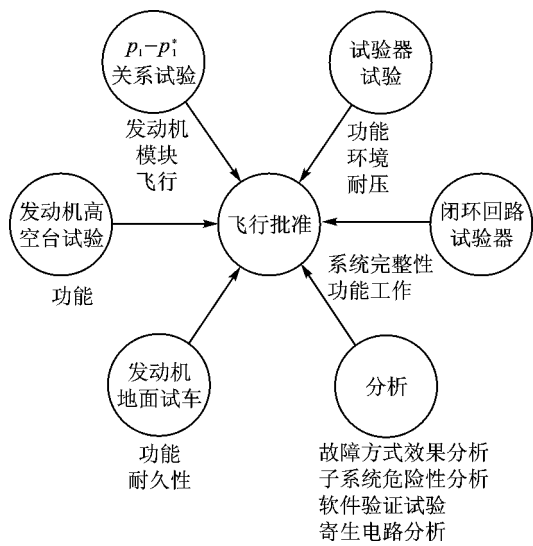


图 5 - 89 数字式电子控制系统飞行前的各项试验

1. 部件试验器试验

新的控制部件均需进行试验器试验,以验证其性能是否达到技术条件所规定的标准。例如,部件跟踪滤波器是 FADEC 的重要构件,它要进行收敛性试验、故障检测、隔离和调节试验、瞬态功能试验。全飞行运行中由重复这些试验在各种飞行和发动机工作状态下确定。另外还包括部件的线性试验、非线性试验、分析试验床试验,用以模拟发动机的非线性瞬态气动热力过程,以此验证滤波器跟踪部件质量和恶化部件的能力。

对于液压机械部件,主要试验包括功能试验、破裂试验和防爆试验。

电子元件包括循环模拟工作试验,环境(湿度、冲击、振动和噪声)试验和软件验证试验。例如,过滤态部件试验验证部件在过滤态中跟踪发动机的能力。此项试验包括模拟从地面慢车至最大净功率的加、减速过程中部件的功能以及动态误差。

2. 闭环试验器试验

在发动机首次试车之前,全部液压机械和电子元件均需在闭环回路试验器条件下进行试验。此试验器采用计算机模拟发动机进行工作,允许这些部件同时运行,既节省试验费用,又能避免带故障在发动机上试验时的危险。

在此试验中验证燃油流量、静子叶片、可调压气机放气活门、主动间隙控制、发动机滑油与燃油温度、反推力装置和其他辅机功能而设计的各种逻辑构成的各控制模式,还包括综合故障逻辑,用于自动隔离故障和选择适当的替换控制通路。

3. 地面发动机试车

首先是考验控制系统的功能,验证控制发动机的能力,进而进行证实系统寿命的加速任务试车。采用加速度变化率逻辑电路构成进行发动机地面启动试验。进行启动、过滤态和主控制系统之间的切换来检查控制系统的工作,考查加速中有无异常现象。

FADEC 地面发动机试验是考查它的综合功能、协调性和可靠性的关键试验。

4. $p_1 - p_1^*$ 关系试验

这是一项专项试验。发动机总换算空气流量 q_{mahs} 与发动机压比 $p_{5\text{II}}^*/p_1^*$ 和风扇换算转速 n_1 有关。由 p_1 经过简单换算可计算出 p_1^* 。该试验是验证进气畸变下 p_1^*/p_1 与 q_{mahs} 之间的关系。进气畸变大时, $p_{5\text{II}}^*/p_1^*$ 随进气畸变自动降低;进气畸变小时, p_1^*/p_1 为最佳值,而对相应于飞机机动飞行时的畸变时, p_1^*/p_1 随 q_{mahs} 增加约 3%。

5. 高空台模拟试验

电子控制系统的高空台试验主要是验证加力燃烧室与控制系统的适航性以及确定初始飞行限制。通过在各高度下进行发动机掉转速和风车状态启动考查装用数字式电子控制系统的发动机空中启动能力,在超、亚声速飞行状态中验证加力燃烧室点火和过渡过程。

在采用双裕度的 FADEC 系统,由于其控制能力很强,因此可以进行矢量喷管与 FADEC 匹配试验,考查 FADEC 对矢量喷管的控制能力。

6. 飞行试验

数字式电子控制系统通过上述试验验证后可以装在发动机上进行 FADEC 控制的应用试飞研究,进行使用试验(通常与其他试验结合进行)。控制系统与飞机上安装的监控盒一起构成一个闭环系统。监控盒的功能是把 FADEC 的输出信号返回到控制系统的输入端,并且记录被检测到的故障。故障检测系统是 FADEC 中的诊断程序,它不断地对整个控制功能进行故障检查。根据检测结果,FADEC 通过转换器把故障代码传输给监控盒,并且记录下故障代码。

FADEC 要经过长期飞行试验考查其使用可靠性。例如在巡航飞行中,考查 FADEC 是否能使飞机/发动机控制规律的正常稳态工作程序最佳化,从而获得最低的耗油率。在控制推力作为油门函数中考查 FADEC 能否使发动机免于达到一些极限状态,如风扇和压气机失速裕度和最高涡轮温度等。

5.7.3 典型试验设备说明

在第4章4.4节中已论述了环境可靠性联合试验设备。该设备模拟飞行条件进行控制系统的综合环境试验考查,能减少外场设备的更换,明显缩短系统达到成熟的研制时间。

研究表明,由环境因素引起的90%的外场故障都与温度、振动、冲击、高度和湿度有关。通过控制系统在该设备中的试验可以暴露其在设计、材料、制造和工艺等方面的问题。

该设备的环境舱(如图4-30所示)内径为1.68 m,长为1.52 m。该舱采用螺栓与一个位于空气袋上的15 t的测振质量连接在一起,激振器也拴接在这个测振质量上并通过舱壁连接到振动夹具上。环境舱的温度是由位于每个舱内的两个加温/冷却器进行控制的。每个加温/冷却器都包括换热器和用于循环空气的风扇。湿路回路则由一个泵、起泡器、分配歧管、电磁开关和过滤器组成。空气流经起泡器之后再流经分配歧管。当环境条件剖面指令要求干空气时,电磁开关关闭通向湿度发生器的歧管。而剖面指令要求温暖而潮湿的空气时,湿空气就通过歧管循环。

振动系统产生一种扫描双向正弦波再叠加随机波载荷谱。按照实际的飞行剖面图,计算机控制衰减器,衰减器的信号经过限速器和滤波之后驱动前置放大器和功率放大器,功率放大器以机械方式依次驱动与振动夹具连接在一起的激振器。

数字式电子控制系统的冷却系统包括泵、压力调节器、流量控制阀、流量计、换热器和贮液槽,以硅液代替燃油能确保安全和防火。

环境可靠性联合试验系统和辅助设备包括制冷和盐水系统、蒸汽发生器、真空泵、仪表空气系统、配电站和冷却介质系统。

该设备在模拟最大高度上升率方面受到真空泵泵吸能力的限制。最大高度下降亦受到干燥空气供气能力的限制。从热应力角度看,冷却介质的温度的瞬变问题十分重要,它可能在发动机的控制系统内产生热应力,冷却介质温度变化率足以导致最有害的热应力,而在试验设备万一工作不正常时,又能保护被试部件。

环境可靠性联合设备可以按型号设计规范综合考查控制系统抗湿度、抗振动/冲击、抗冷热温度交变和抗飞行高度瞬变的能力、结构强度的改变或其他缺陷的产生。这种综合环境试验考查对控制系统的改进和发展是相当重要的方法,由于能实时模拟飞行环境,试验结果的可靠程度很高。

5.8 部件试验结果对整机的适用性

5.8.1 概 述

在 5.1 节已简单地论述了部件试验结果对整机的作用。单独部件试验结果对整机的适用是一个很复杂的问题。

在稳定状态下,若在试验器上能全部精确地模拟真实发动机的边界条件,则部件试验结果完全可以适用于整机。但是,在大多数情况下,真实部件外界条件十分复杂,不可能保证精确的模拟。另外,由于相邻导管或其他部件的存在,对发动机部件的过渡性能影响相当大,因此,单独部件的性能与整机上部件的性能之间可能存在很大的差别。

5.8.2 稳定工作状态

发动机在稳定工作状态或在非常缓慢变化的飞行状态下的性能称稳态性能。稳态性能包括发动机在正常飞行条件下的喘振及熄火极限,但不包括发动机加速或其他剧烈扰动时所产生喘振后的发动机性能。

为了使得稳态下的部件试验结果可以适用于整机,就必须严格的模拟下列各项条件:

- 进气温度及压力的平均值;
- 部件进口压力、温度及速度分布;
- 散向周围的热损失;
- 机械因素,如漏气或抽气、封严和间隙等。

若将部件试验结果应用于整机,必须精确模拟该部件在发动机上工作时的真实平均压力及平均温度。进口平均压力及平均温度对压气机和涡轮的影响主要是由雷诺数 Re 引起的,特别是在高空条件下,其影响更为显著。这些参数对燃烧室的影响也很大。

上述因素中,进口流场分布的影响最为复杂,模拟也很困难。任一部件出口流场的不均匀都将对下一部件起显著影响。这一因果关系存在于进气道与压气机之间、压气机与燃烧室之间、燃烧室与涡轮之间以及涡轮与加力燃烧室之间。

在不能正确模拟环境时产生误差的可能性很大。单独的机械因素影响并不大,但是,许多机械因素的综合影响可能引起很大的误差,因而必须加以研究。

1. 流场分布的影响

(1) 进气道对压气机及涡轮的影响

发动机是在压气机进口均匀的压力场及速度场的假定下进行设计的。但是,经验表明,在正常工作条件下,该压力场及速度场远非均一。压力场的不均匀分布是由于进气道中的气流局部分离及撞击损失所引起,其压力变化可以高达 $\pm 20\%$ 。这种气流畸变的大小及范围随着发动机转速、飞机速度、进气道形成、攻角或偏航角、辅助进气道及放气门的存在以及其他类似的因素而变化。实际飞行中的流场分布十分复杂。

图 5-90 示出压气机进口周向压力变化 $\pm 15\%$,压气机出口压力沿圆周方向接近于常数。在大约 $130 \sim 300^\circ$ 的低压区内,空气流量减少,因而引起发动机燃烧室内局部富油及涡轮沿周向严重的温度梯度。涡轮进口也有类似的温度分布存在。为了避免在该区域内涡轮静子的过热及损坏,必须降低涡轮进口平均温度,因而使推力下降。若进口流场的畸变在 $15\% \sim 20\%$,则推力损失可能很大。

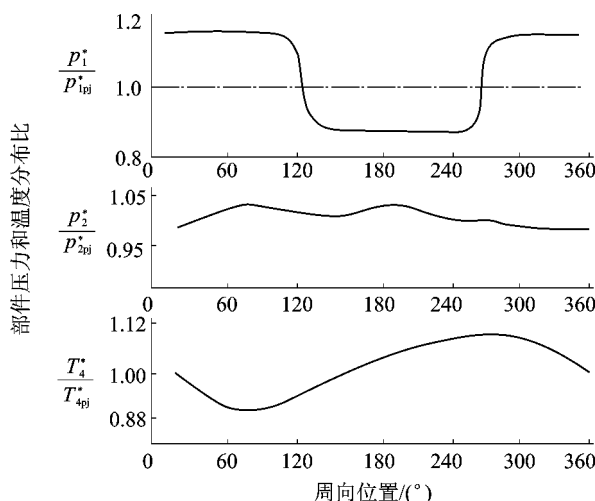


图 5-90 进口压力畸变对发动机压力及温度分布的影响

周向压力比变化对压气机及涡轮只是稍稍地改变了部件的工作条件,因而空气流量及效率的变化并不十分大。

气流畸变最重要的影响是使压气机喘振裕度减小。流场畸变时,喘振线大大下降,并在高转速处可能与工作线相交。因而,基于均匀进口流场的压气机部件试验结果所设计的发动机,在真实飞行时有可能无法在高换算转速下工作。

(2) 压气机对燃烧室的影响

随着发动机工作状态的变化,压气机出口速度和压力分布可以有相当大的改变。这种大的均匀度变化对燃烧室出口以及涡轮出口温度分布有较明显的影响,如图 5-91 所示。即使在试验器上进行了精确地模拟,但当其试验结果应用到整机时,也要做一些修正,才能获得满意的燃烧流场。

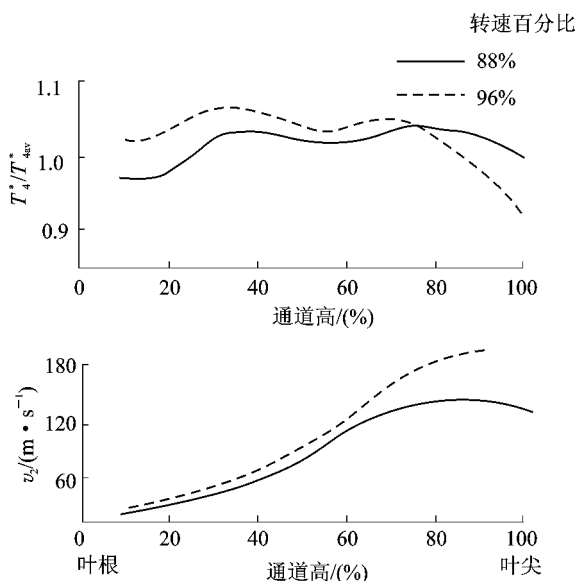


图 5-91 压气机出口速度分布对涡轮出口温度分布的影响

(3) 涡轮对加力燃烧室的影响

涡轮出口流场的不均匀性对加力燃烧室的影响如图 5-92 所示。加力燃烧室进口速度分布是极其不均匀的。由该图看出,若不采取专门措施进行准确模拟,则从试验器与从发动机上测得的结果差别可能相当大。因此,在加力燃烧室试验器上必须合理的模拟加力燃烧室进口流场。

关于流场分布的影响,将部件性能试验结果直接应用到整机的最主要影响因素是流场畸变和分布。在发动机正常工作范围内,发动机部件效率在真实外界条件与部件试验器中采用的理想均匀分布条件之间的差可达 5% ~ 50%。但是,如果部件试验是在精确模拟发动机上游部件所给出的进气条件下进行,则部件试验就能揭示出所要考虑的一些主要问题,而整台发动机就只需要做一些最终小量修改。

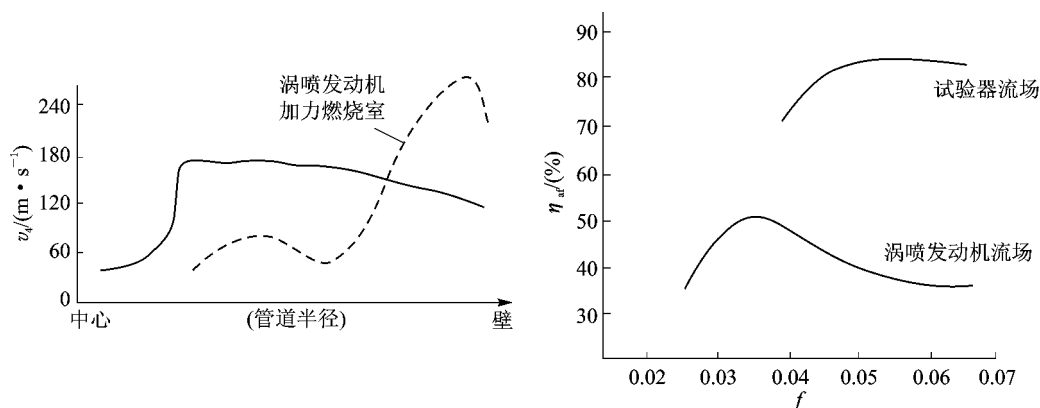


图 5-92 在发动机上和试验器上加力燃烧室进口流场和燃烧效率的比较

2. 发动机外壳的热损失

在飞行时,沿发动机外壳具有很大的轴向温度梯度。从压气机进口到出口,沿发动机燃烧室、加力燃烧室均存在着这种温度梯度。但在单独部件试验器上,通常是将试验件壳体隔离起来进行试验的。在实际飞行中,发动机壳体所遇到的外界条件有很大变化,由低速高空飞行的低温条件直到超声速飞行下的高温冲压空气条件。例如,在相同压比下,压气机部件试验流量(隔热条件)应用于飞行条件(非隔热条件)约低 8% 压气机效率亦相应低了 3%。

3. 机械因素的影响

许多需要适当模拟的机械因素可能影响部件试验结果在整机上的应用,其影响的大小非常悬殊。由于它们的影响程度很难预先推测,其唯一的办法是坚持严格的真实模拟。在涡轮试验中下列因素实际上没有正确模拟 在试验器上采用了均匀进口温度以及计算涡轮效率忽略下实际的涡轮出口旋转角。一般认为转子径向间隙不同的影响最为严重。单独部件试验与整机试验相比,其累积误差约 5%。因而,这种误差比较大,并且单独涡轮部件试验必须进行较大修正才能适用于整机。若许多细节能详细模拟,则对于压气机、燃烧室和涡轮,其单独部件试验结果与整机试验结果都是相当一致的,图 5-93 示出了这些结果的比较。

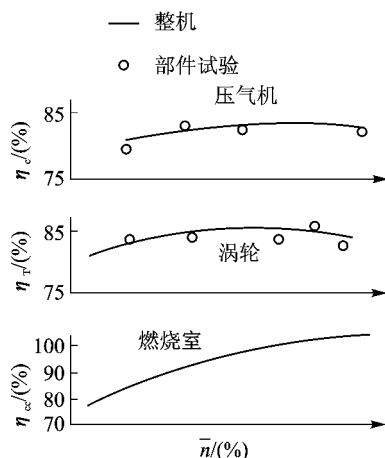


图 5-93 部件试验与整机试验结果的比较

所列的系属于定型试验中高空台模拟试验内容。

表 6-1 高空试验台试验项目

类 别	主要试验项目
高 空 模 拟 调 试 试 验	1. 结构完整性调试 2. 整个工作包线的振动测量 3. 整个飞行包线内发动机止推轴承轴向力的测量调试 4. 振动与应力分析 5. 系统可靠性和工作特性的测量与调试 6. 部件性能调试,主要是加力燃烧室性能调试,必要时也测量风扇、压气机的性能特性 7. 风车特性和长时间工作可靠性的测定与调试 8. 空中启动特性的测定及调试 9. 发动机总性能和工作稳定性的测定和调试 10. 进气畸变、紊流条件下发动机稳定极限的测定和调试 11. 发动机吸入燃气容限的测量与调试
质量 保证 条例 所 规定的 高空 试验	1. 飞行前规定试验 (1) 专项列出的高空试验包括振动测量、高空性能和稳定性试验(进气畸变、功率分出、飞机系统抽气对发动机性能和功能的影响)、推力瞬变试验、功能试验、发动机启动/再启动试验 (2) 持久试车中的高空试验 35% 的时间要求发动机进气和流经发动机周围的冷气均应模拟飞行包线内最高总温进行循环运转 3.3% 的时间应模拟最大可能的总温总压进行循环运转(持久试车中 57.7% 时间的常温试车是在地面台架上进行, 43.3% 时间的加温和加温、加压试车是在高空试验台上进行) 50 小时持久试车, 150 小时持久试车 2. 定型试验中的高空试验 (1) 专项列出的高空试验,同飞行前规定的高空试验并增加高空风车旋转试验 (2) 持久试车中的高空试验,其试验时间比例与飞行前规定试验的持久试车时间比例相同 (3) 环境与吞咽试验,包括 低温启动和加速试验 环境结冰试验 吸入大气中水的试验 吸入武器排烟试验 代用燃油和应急燃油试验以及新油品鉴定试验 吞冰试验 吞砂试验等 (4) 进气道与发动机联合试验,流场相容试验,综合调试试验 (5) 飞行任务包线内机动飞行、过渡态试验 (6) 发动机与喷管、引射喷管联合试验 (7) 进气道—发动机—喷管联合试验 (8) 飞机机体—进气道—发动机联合试验 (9) 振动与应力试验 3. 技术鉴定试验中的修正系数测量试验 4. 技术鉴定试验中的发动机振动测量试验

类 别	主要试验项目
高空试验台探索性试验	1. 发动机高空性能探索研究 2. 部件性能和稳定性极限试验研究 3. 加力燃烧室性能稳定性极限试验研究 4. 风扇和压气机性能和稳定性极限试验研究 5. 推力矢量喷管试验研究 6. 矢量喷管与电子调节系统联合试验研究 7. 燃烧室性能和稳定性以及涡轮进、出口温度的测量和研究 8. 发动机动力特性的研究 9. 发动机对进气流畸变的敏感性、畸变传递和畸变容限的试验研究 10. 发动机-进气道匹配性能及稳定性研究 11. 进气道-发动机-喷管-调节系统共同工作试验研究 12. 恶劣环境下启动过程的试验研究 13. 发动机空中启动和再启动过程的研究及其空中工作范围的研究 14. 加速过程及其在空中工作范围的研究 15. 机动飞行时发动机工作过程的研究 16. 高度-速度特性扩大试验研究 17. 吸入发射武器的废气容限及机理研究 18. 引射喷管中二次流和二次流模拟试验研究 19. 飞行试验和实际使用中发现问题研究 20. 在稳定、非稳定流动状态下,重要部件振动与应力测量和分析研究

探索性试验研究可以由新的发动机研制计划提出,也可以由使用部门为排除某种使用故障提出,也可以由设计生产部门为探明发动机详情、挖掘发动机的潜力而提出,也可以由研究部门按照气动热力学、燃烧与传热技术、结构强度、喷气技术和调节理论等方面的技术发展动向而提出。

作为高空模拟试验的实例如下:

① F100 发动机是 F-15 飞机的动力装置,两台发动机经历 2×150 h 持久试车,其中高空台试车为 68.75 h,并且未经飞行台试飞阶段,直接装 F-15 飞机上试飞。

② F101 发动机是 B-1 轰炸机的动力装置,在高空台上全面考核了发动机在飞行包线内的性能和特性,其考核点如图 6-1 所示。该发动机定型试车采用 314 h 持久试车,分为 2×154 h 两个阶段,其中

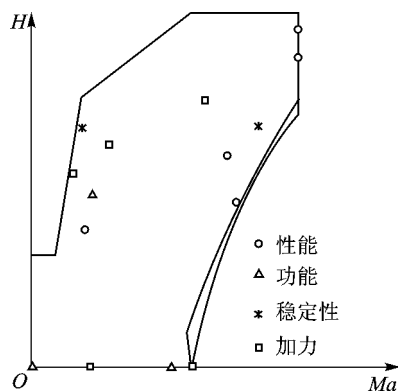


图 6-1 F101 发动机高空台试验

2 × 80 h 在高空台进行。

③ F404 发动机是 F-18 飞机的低涵道比发动机。在 150 h 持久试车中有 78 h (约占 52%) 是在高空台上进行的。试验后直接装 F-18 飞机试飞。其试验点如图 6-2 所示。

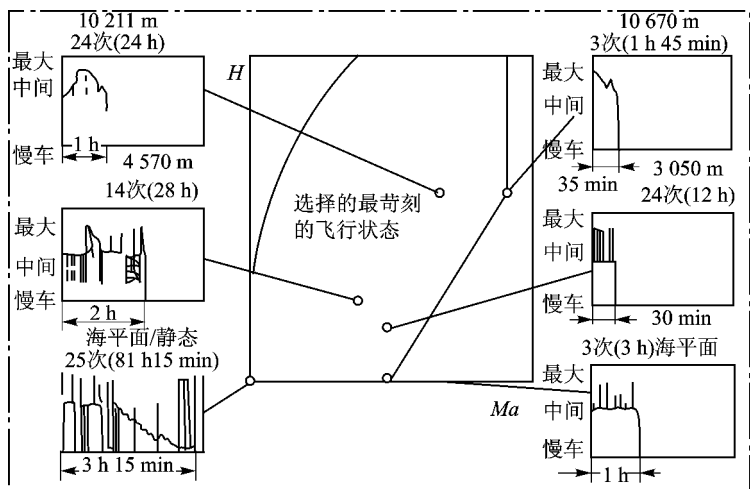


图 6-2 F404 发动机的 150 h 试车循环

6.2 高空试验台及其数据采集系统

6.2.1 高空试验台及其发展

1. 高空试验台的型式及组成

据不完全统计,美国拥有 14 个大小的高空试验基地,约 32 个高空试验舱,还有四座推进风洞。主要是设在阿诺德工程发展中心 (AEDC),国家航空与宇航局 (NASA) 刘易斯 (Lewis) 研究中心,通用电气公司 (GEC) 和普惠公司的佛罗里达西棕榈海滩的高空试验台。英国约有 10 个试验舱,主要是英国国家燃气涡轮研究院 (NGTE) 和 R · R 公司的高空试验台。法国约有 7 个舱,德国有一个舱。俄罗斯 ЦИАМ 共有 5 个高空舱,Ц-4Н 舱为连接式高空舱,舱径为 5.7 m,采用该舱已试验发动机 800 多台次。20 世纪 90 年代又建造了 10 m 舱体直径高空台,其供气能力略低于美国。主要高空台的试验能力如图 6-3 所示。

高空试验台有 3 种型式 连接式高空舱、自由射流式高空舱和超声速风洞。

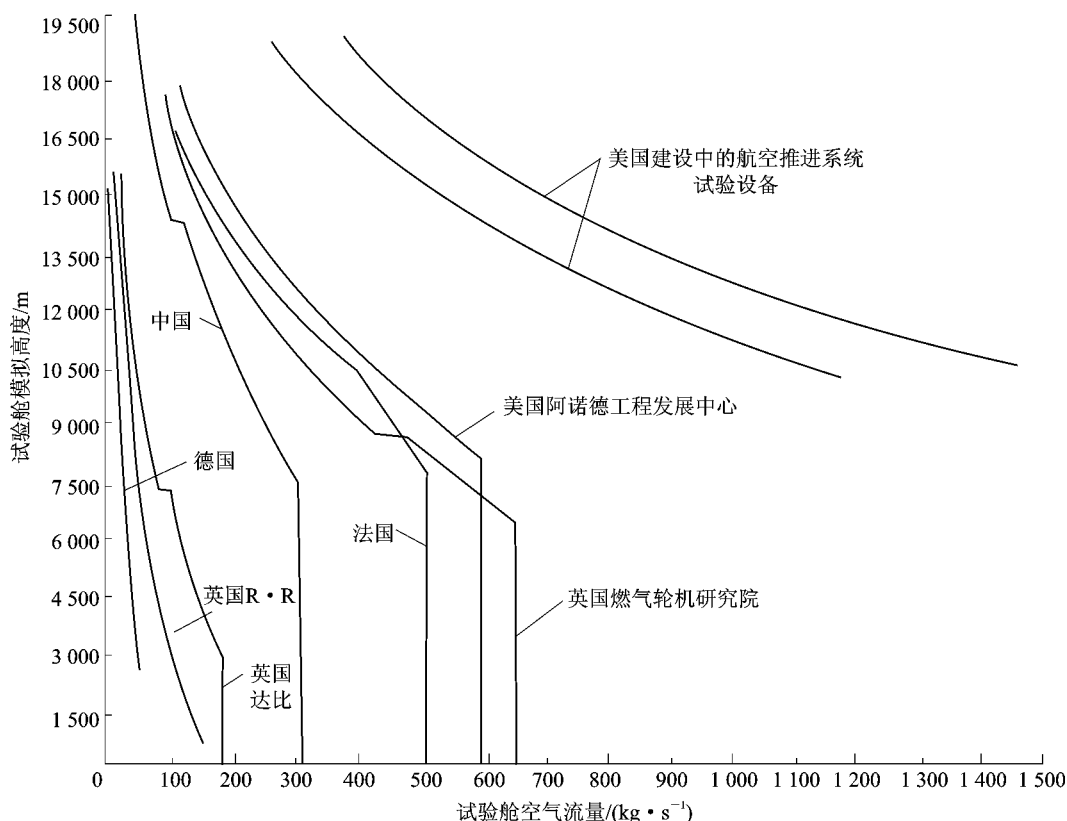


图 6-3 部分国家高空试验能力比较

(1) 连接式高空舱

连接式高空舱用于模拟发动机内部气流流动,而不模拟外部流动,即是将相当于飞行条件下飞机的进气道出口状态总温、总压的空气供给发动机,并在发动机周围的试验舱内模拟相当于飞行高度的静压。被试发动机安装在试验舱内,试验舱用隔板分成前后两部分,前舱收集空气。图 6-4 示出典型连接式高空试验舱。该舱进气温度范围为 $-70 \sim 300$ 。试验 181.4 kg/s 的加力式涡喷发动机的工作包线如图 6-4 (b) 所示。该高空台能满足工作范围很宽的一系列涡喷发动机性能要求。它装有冷、热气流的处理设备,由此流出的气流可与环境空气混合,以模拟工作范围的特定工作温度。图 6-4 (c) 示出该舱能获得的进气温度范围。该舱除能在稳态条件下检查性能以外,还能测定发动机在瞬态循环中的工作情况。发动机试验数据通过数采装置和计算机输出,还采用摄影和显示系统指示被测参数。

高空试验台的试验舱亦称温度压力舱,简称温压舱。图 6-5 示出连接式带隔板的温压舱

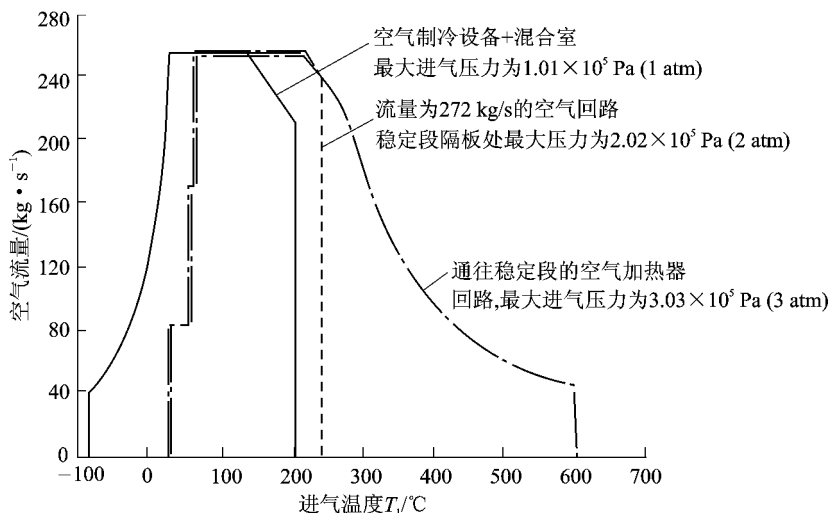
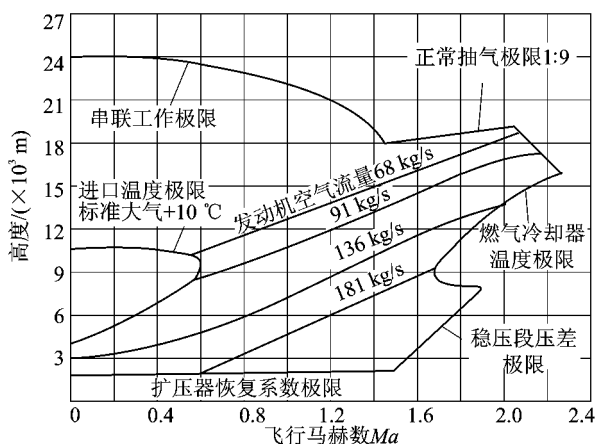
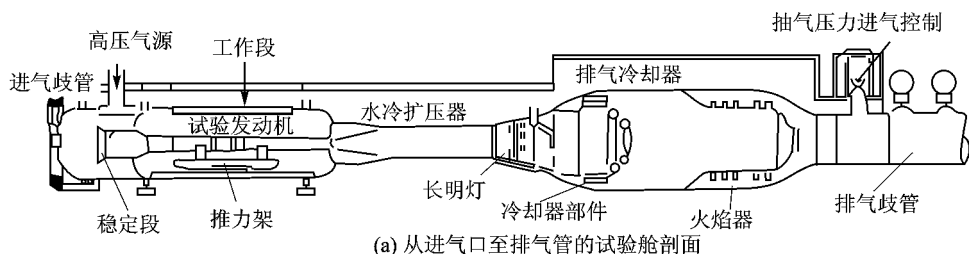


图 6-4 典型连接式高空试验舱

中被试发动机主要测量截面。隔板 7 把试验舱分成进气舱（前舱）和后舱。后舱保持静压等于模拟高度的气压。带有双扭线进气道的发动机进气部分放在温压舱的前舱内。隔板和发动机之间留有不大的径向间隙，以保证测量推力时所必需的发动机自由移动。在设备进口装有整流锥 3，借此在发动机前获得实际上是径向的空气，亦即进气冲量等于零，从而简化了推力计算。在发动机后面装有试验台扩压器，使喷气流的动能转变为静压，也就是改善了抽气机的工作条件。

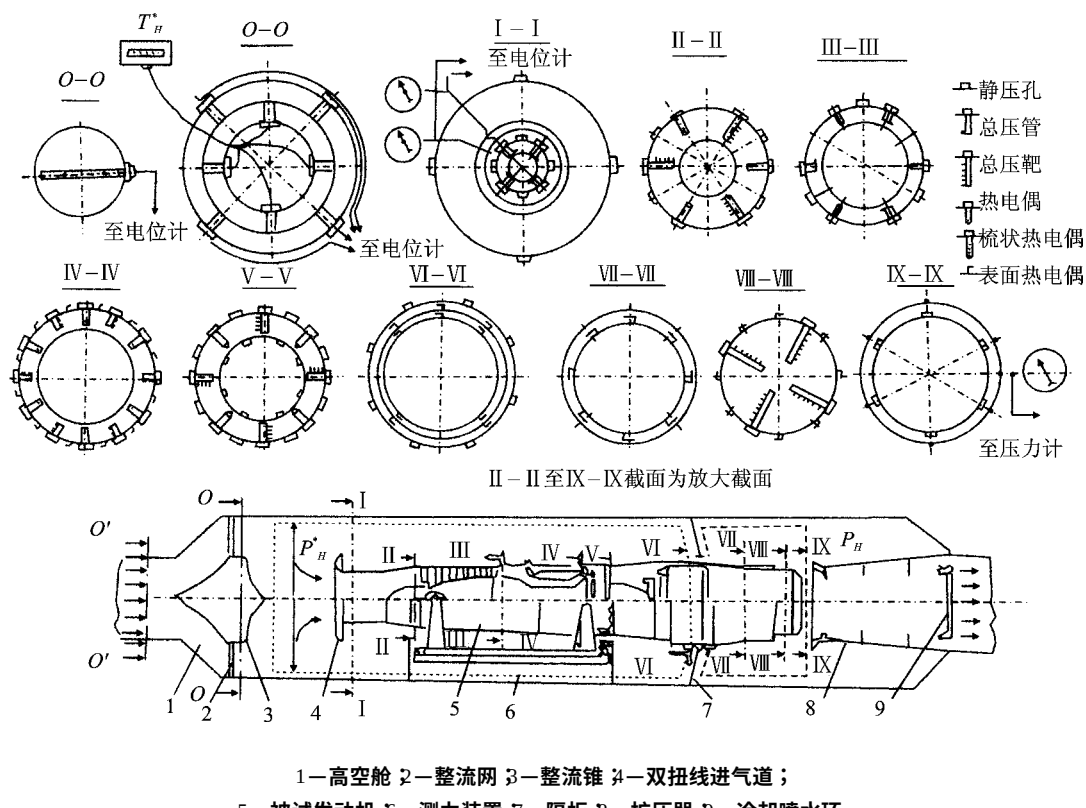


图 6-5 带有隔板的温压舱和发动机主要测量截面示意图

带有隔板的高空试验台不足之处在于空气经过发动机与隔板间隙的漏气。由于这个原因降低了可达到的模拟高度极限和推力测量的准确度。同样，还由于沿发动机和测力装置外表面的静压分布而产生推力测量误差。

从一个试验转换到另一试验时，进气温度对装在舱内的所有设备和仪表的影响是引起试验过程中个别参数测量准确度降低。又由于温压舱热惯性大，所以调到规定状态所需时间较长。

(2) 自由射流式高空舱

这种高空舱可以模拟包括进气道在内的整个动力装置的内部流动条件,而且还能模拟沿某一轨迹的飞行条件。图 6-6 示出发动机—进气道装于自由射流高空舱中的简图,自由射流喷管提供超声速射流,射流空气以飞机的飞行速度流过,进气道—发动机处于“自由飞行状态”下进行试验。

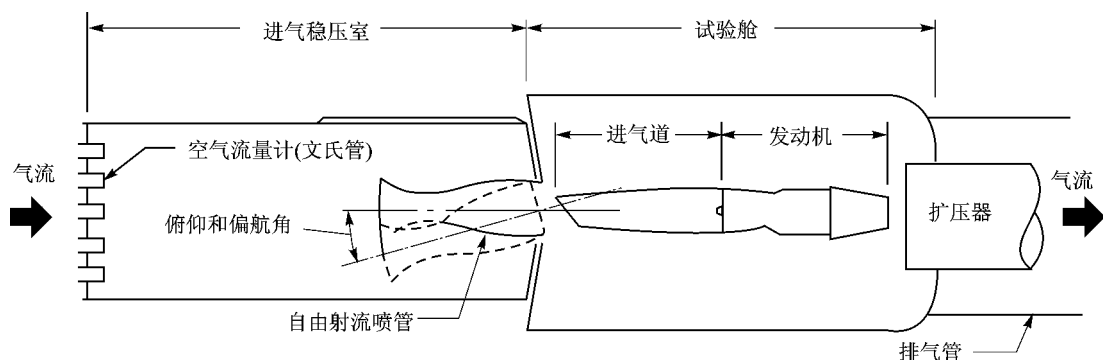


图 6-6 自由射流式高空舱

这种高空舱的气源供气 and 抽气的流量约为发动机本身需要空气量的 2~3 倍,即供入超声速喷管的空气流量有 $1/3 \sim 1/2$ 进入发动机,而有 $1/2 \sim 2/3$ 从溢流扩压器流过而进入抽气系统,以造成超声速进气道的进口条件。自由射流高空台的气源及所需功率,约为连接式的 2~3 倍,运行费用也要高 2~3 倍,因而一般仅在发动机整个飞行包线的高空高速飞行区,即对进气道与发动机匹配有较大影响区进行试验,而发动机本身大量的研究性试验工作仍是在连接式高空台上进行。

超声速风洞将在 6.5 节中论述。

(3) 高空试验台的组成

高空试验台是一种很庞大的试验设备。图 6-7 示出 R·R 高空模拟试验台的布局。该设备主要包括一个气源站、两个连接式试验舱和一些辅助设备。

1 号试验舱为轴向进气,主要用于涡喷和涡扇发动机试验 2 号舱为侧向进气,主要用于涡轮桨和涡轴发动机试验。英国曾经利用该设备研制了达特、康维、斯贝、RB199、RB211 和 EJ200 等发动机。有关加力燃烧室的试验也都是在这两个舱内进行的。

一般高空试验台的主要辅助系统如表 6-2 所列。

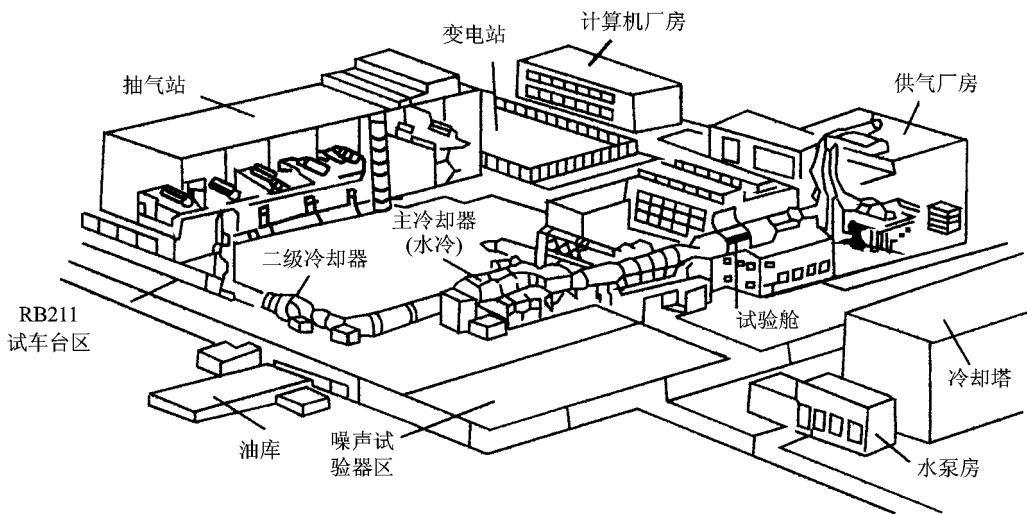


图 6-7 高空模拟试验设备布局

表 6-2 高空试验的主要组成

序 号	系统名称	说 明
1	气 源	由多台压气机和抽气机组成。用于试验舱供气和抽气
2	高空试验室	用来模拟压力、温度条件,发动机装在其内试验
3	燃油系统	分高温、低温、常温燃油系统用来提供各种试验用燃油
4	二氧化碳灭火系统	用于试验灭火 稳压室灭火系统用于发动机内着火 地下室灭火系统用于地下室工艺间着火灭火
5	舱内冷却通风系统	从大气引入冷却空气,降低试验时发动机产生大量辐射造成的舱内升温,确保舱内温度 > 150
6	高空舱温度和压力调节系统	保持舱内发动机进口总压 p_1^* 、总温 T_1^* 和环境静压的稳定,以模拟给定的飞行状态
7	发动机滑油压力补给系统	高空舱运行时间长,试验连续运行,需自动补给发动机滑油。主要包括滑油箱、油滤、油泵、阀门和流量计等
8	舱内泄漏系统	排除舱内积水、积油和积污。在试验舱内最低部位开泄漏孔,经泄漏管连至密封水池
9	通信联络、舱内照明及监视系统	电话对讲机和直接对话,保证舱内有足够的亮度、装设潜望镜观火系统

序 号	系统名称	说 明
10	排气系统	降低发动机排出的高温燃气温度,由抽气机增压排出至大气,保证尾喷口附近的静压达到试验高度的静压
11	常规测试系统	采用测试仪表进行压力、温度、转速流量和振动等的测量
12	自动数据处理系统	大容量数字计算机系统进行数据快速采集和实时处理
13	瞬态计算机和动态参数测量设备	进行动态参数测量,如空中再点火、加力点火以及冷启动等。测量参数有压力、燃油流量、转速、位移、温度、时间、电压和电流等
14	加力燃烧试验装置	试验加力燃烧室的高空低马赫数下点火燃烧稳定性、大速度下振荡燃烧
15	防冰试验装置	模拟飞机穿云结冰状态,考验防冰系统可靠性

2. 高空台及其试验技术的发展

由于先进军民用发动机的迅速发展,继续新建和扩建高空模拟试验设备是一项重要任务。用于军用发动机试验的高空台将在自动控制、自动测试上采用更新的系统以增强其试验功能。用于 7:1 和 12:1 的高涵道比大推力的超级民用发动机试验的高空台,主要是增大舱的尺寸。建立巨型高空试验台是航空发达国家竞争的主要发展项目之一。

值得注意的是经济大国日本已投资 1.7 亿美元于 1993 年开始兴建日本军用喷气发动机高空台,用于分析发动机的高空性能。该高空台占地 100 km^2 ,模拟高度 23 km。

高空试验台的发展还表现在:

其一,随着飞机一体化设计的发展,提出了复杂的前体效应模拟课题,即研究飞机机身或机翼与推进系统的共同工作问题。这对高空试验设备提出了更高的要求。同样,机体后机身与发动机喷管的共同工作也是高空模拟试验的新领域。

其二,随着数字式电子计算机的发展,进行发动机的实时模拟,验证推进系统高空性能和特性的数学模型也是高空试验的新任务。数值实时模拟与高空模拟试验相结合,经济效益十分显著。

其三,随着试验技术的发展和测控设备的更新。要求模拟机动飞行中的飞行轨迹(飞机在机动过渡态飞行)的试验已开展起来。

其四,随着发动机对环境适应要求的提高,在高空试验台进行环境试验的项目越来越多。从过去简单的防冰试验,逐渐发展到利用高空试验台进行吞水、吞砂、吞燃气和高低温环境启动加速试验等,大大丰富了高空模拟试验技术的内容。

其五,发动机的重大改进也必须在高空台中进行,促进了高空台试验技术的发展,诸如发动机操纵性试验,反推力装置试验,推力矢量喷管试验、全权限数字电子控制系统与矢量喷管

相结合试验等。

最后,随着电子技术和计算技术的发展,研制、设计、生产和使用部门愈来愈重视高空试验台的测量与控制系统的更新、改造、增添和重新配置。这不仅可以提高测量数据的精度,更重要的是可以减少试验能源消耗并提高试验效率。例如,美国的航空推进系统试验设备的试验费用在三个机种上的比较如表 6-3 所列。

表 6-3 美国的航空推进系统试验设备的试验费用比较

发动机	未更新前老设备	带自动测试与控制系统的更新设备
F100	100%	90%
F101	100%	74%
CF6	100%	74%

可以看出,增设自动测试与控制系统可以明显减少试验费用。

6.2.2 自动化数据采集系统

高空台数据采集系统是用于发动机高空模拟试验录取其性能参数和典型截面测量参数的测控系统。GKS 高空试验台是一典型用于涡喷涡扇发动机进行高空模拟试验设备。该设备的数据采集系统是一种测量通道多、功能齐全、采集速度快以及工作可靠的先进测试系统。该系统主要包括三大部分 NEFF620 高速前端采集子系统,PSI8400 压力电子扫描采集子系统和 VAX4000-500 控制与处理计算机系统组成。图 6-8 示出 GKS 高空台数据自动采集和处理系统。

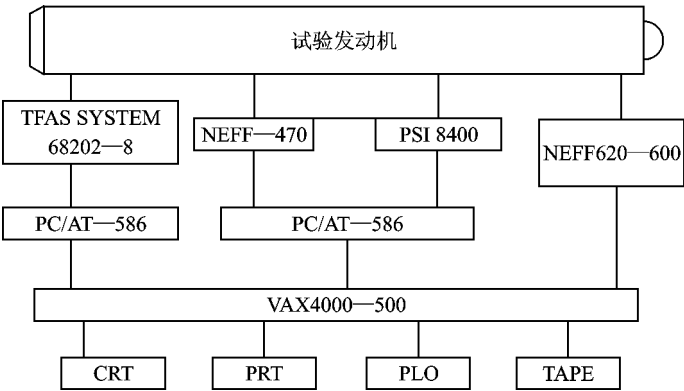


图 6-8 GKS 高空台数据自动采集和处理系统

中心计算机 VAX4000—500 的内存为 64 MB,外存为 2 000 MB,运行速度为 2 400 万次/s。

数据系统总通道数 1 024 个,气体压力 440 点 温度 200 点,其中热电偶 120 点,热电阻 80 点 应力 100 点 还有液体压力、大气压力、推力、转速、燃油流量和振动等参数。

气体压力测量配有 PSI8400 压力电子扫描系统,其速度为 50 万次/s,采样精度为 0.05%。对于量程 0.01 ~ 0.10 MPa、0.03 ~ 0.3 MPa、0.06 ~ 0.6 MPa、0.1 ~ 1.60 MPa、0.3 ~ 3 MPa,其通道数各为 96、144、128、32 和 16。

NEFF620—600 高速数据采集系统的采样速度为 10 万次/s,数据采集精度为 0.15%。主要采集参数有:温度、转速、大气压力、推力和燃油流量。温度标定量程有:- 40 ~ 350 、 - 40 ~ 800 、 - 40 ~ 1 100 、 0 ~ 1 100 对热电阻为 - 200 ~ 500 、 - 50 ~ 150 。推力采用桥路,共 2 个通道 燃油流量采用频率通道,量程为 50 ~ 1 300 Hz 转速采用 BCD 码,量程为 0% ~ 110 % 共 4 个通道。

最终数据处理、显示、打印和存盘由 VAX4000—500 中心计算机完成。振动监测分析系统由 68202—8TFAS SYSTEM 与 PC/AT—586 微机配套组成;其他除压力外的参数监视由 NEFF470 与 PC/AT—586 微机配套完成。

设备操纵台计算机显示、操作系统与气源站主机联网。阀门的控制由计算机专用功能键通过计算机完成。

动态测试记录分析仪由磁带机、示波器配合实时记录显示,试验时可选点作频谱、相位分析。

数据采集系统在投入使用前应进行每个测量通道的计量标定,即是采用不同的标准信号发生器模拟各种测量信号输入到各标定通道,确定每个通道的系统误差和随机误差,再按误差合成理论确定测量通道的总误差,以确保试验测量结果的准确度。

6.3 连续式高空台模拟试验方法

本节将以 GKS 高空试验台为例,较详细论述高空台模拟试验方法。

6.3.1 试验范围

GKS 的试验范围如图 6-9 所示。最大模拟高度 25 km,最大飞行马赫数为 2.5。模拟发动机的进口总压为 $0.0706 \times 10^5 \sim 2.942 \times 10^5$ Pa 进口总温 - 50 ~ 215 发动机流量 5 ~ 350 kg/s 发动机环境压力 $0.0248 \times 10^5 \sim 0.785 \times 10^5$ Pa。GKS 高空台适于海平面静止状态空气流量 120 kg/s 以下的涡喷和小涵道比涡扇发动机试验。

GKS 高空台能进行下述试验:调整和鉴定发动机的高度-速度特性,各部件共同工作性能,加力燃烧室性能及其稳定工作边界,确定发动机的稳定工作边界,检查发动机空中启动范

围和过渡态性能,检查、调整发动机各系统性能及工作可靠性,检查发动机结构强度、振动,进行进气流场畸变试验,高/低温启动和吞水、吞烟等环境试验,全尺寸加力燃烧室调试试验,进行发动机改进、发展性试验。

6.3.2 GKS 高空台主要设备说明

GKS 高空台包括气源、空气处理系统、混合器、进气调压系统、试验舱和排气系统等组成。空气系统有 $\phi 250\text{ mm} \sim \phi 3\,000\text{ mm}$ 的各类管道有 $\phi 250\text{ mm} \sim \phi 2\,500\text{ mm}$ 直径不等的各类阀门 170 多个。

1. 气 源

气源用来提供试验舱内所模拟的高空环境条件。GKS 气源为 DA—3500 离心压缩机 10 台,工作压比 4.2 DA—1000 离心压气机 4 台,工作压比 5.5。总安装功率达 $14 \times 10^4\text{ kW}$ 。气源最大供气量为 350 kg/s ,最大容积流量为 $25\,000 \sim 27\,000\text{ m}^3/\text{min}$ 。

每台机组都设有“定压比调节防喘系统”,以防止压气机喘振,保护压缩机安全工作。为了防止压气机并联供气或抽气时气流倒流,在各机组的排气管道上安装逆止阀。2 级串联抽气试验时(第一级为一台 DA—3500,第二级为一台 DA—1000)中压比达 23,1 级抽气机的最低进口压力达 $0.0412 \times 10^5\text{ Pa}$ 3 级串联抽气时(2 台 DA—3500—1 台 DA—3500—1 台 DA—1000)总增压比达 66,1 级抽气机进口压力为 $0.0241 \times 10^5\text{ Pa}$,此时高于 25 km 。

2. 空气处理系统

空气处理系统包括空气降温系统和空气加温系统,用于模拟发动机进口温度的模拟要求。

① 空气降温系统是把气源供给的 40°C 空气降至 5°C ,将空气中的游离水分离干燥、去尘后送至混合器,或者去涡轮膨胀机再降温至 -70°C 后送至混合器的一个复杂系统。该系统有 8 台氨压缩机(每台制冷量 $1.842 \times 10^6\text{ kJ/h}$) 3 台大型氨蒸发器(每台可将 $11 \sim 21.5\text{ kg/s}$ 的空气从 40°C 降至 $5 \sim 20^\circ\text{C}$) 5 台气水分离器 5 台硅胶干燥器 5 台旋风除尘器(可分离出大于 $60\text{ }\mu\text{m}$ 的尘埃) 1 台涡轮膨胀机(可把 50 kg/s 的空气从 10°C 降至 -70°C)。

② 空气加温系统将气源供气进一步加温,以实现现高马赫数飞行时发动机进口空气总温的模拟。该系统由 3 台筒形间接加温炉组成,每台加温炉可使 23.4 kg/s 的空气由 150°C 加温至 500°C ,其最大天然气消耗量为 $2\,060\text{ m}^3/\text{h}$ 。

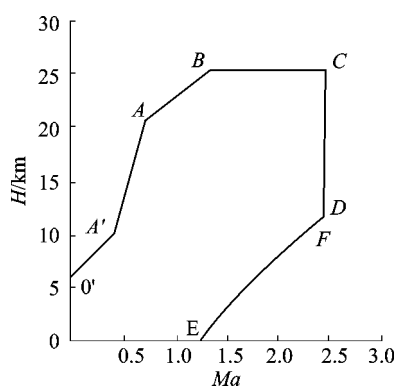


图 6-9 GKS 高空台试验范围

3. 混合器

混合器用于掺混两种不同温度的气流,达到所需的模拟温度,使发动机进口温度场均匀。它是一个套筒结构的纺锤形装置,最大直径 3 m,长 9 m。

4. 进气调压系统

包括两套调压系统。一套是通过调节一个直径 $\phi 800$ mm 柱塞阀的流通面积来保持混合器出口压力 p_B^* 不变的调压系统。另一套是通过调节一个直径 $\phi 1400$ mm 柱塞阀的流通面积来保持高空舱前室压力,即发动机进口压力不变的调压系统 (p_C^*)。这两套调压系统由液压源、旁路液压阀、主路液压阀、PID 调节器、电液伺服阀、位置发送器等部分组成。

5. 试验舱

正如前述,GKS 高空试验舱亦分为前舱和后舱,中间由隔板隔开。在前舱有整流网、导流隔板,目的是使流场均匀。隔板上安装双扭线流量管。试验舱内径 3.7 m,前舱长 7.8 m。前舱温度不均匀度为 $2 \sim 3^\circ\text{C}$,压力不均匀度 $\pm 4\%$ 。后舱内设有发动机台架。距发动机喷口一定距离内安装了 1 个直径 $\phi 1800$ mm 的排气扩压器,如图 6-10 所示。后舱长 15.5 m,壁厚 50 mm。此试验舱可试发动机最大长度不大于 7.5 m 最大直径为 1.3 m 推力为 196 200 N。

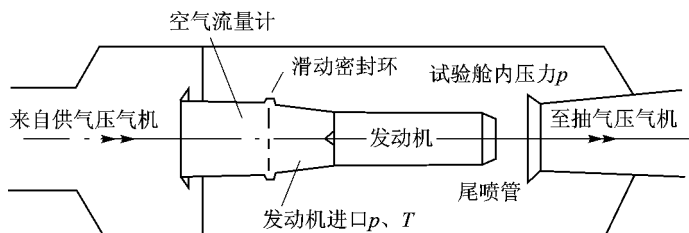


图 6-10 GKS 连接式试验舱

6. 排气系统

排气系统由排气扩压器、“活动排大气段”、活动直通段、排气消音器、排气冷却器及排气调压系统等组成。从排气扩压器至第 3 级冷却器出口总长 81.2 m,总重 1 500 t。

① 排气扩压器直段直径 $\phi 1800$ mm,长 14.4 m,为双层水夹套结构。外筒体内壁装有 24 块导水板,使水流沿着一定的方向流动。

② 直接排大气消音器工作压力大于 1.030×10^5 Pa,工作温度为 250°C ,燃气最大流量为 305 kg/s。当发动机在低空大马赫数工作时,由于排气压力较高,利用其引射作用,可以使后舱引射到一定的试验高度(一定的负压),可以保证发动机处于“堵塞”状态。因此不需用抽气

即可保证发动机的环境压力,可以通过直接排气大气消音器,将发动机排出的废气直接排入大气,以节省试验费用。

③ 排气冷却器的功能是把发动机排出的高温燃气(加力时可达 1 750)冷却至抽气机能接受的温度(50),同时燃气降温的过程也是抽气容积流量降低的过程,即是对燃气的二次增压。排气冷却器最大直径为 8 m,总长 48.8 m,总质量 951 t,工作压力 $<1.030 \times 10^5$ Pa, 可把 160 kg/s 的燃气从 1 750 降至 50 以下。用循环冷却水进行冷却。

排气冷却器由 3 级组成。第 1 级是紧凑式换热器,它可以把 160 kg/s 的燃气从 1 750 降至 1 000 第 2 级为列管式换热器,它可使燃气降至 150 第 3 级亦称灭焰段,用直接喷水把燃气温度降至 50 以下。

运行中通过抽气机抽走燃气来模拟飞行状态。直接排大气试验与抽气试验的转换是通过把活动排大气段与活动直通段相互置换来实现的。

④ 排气调压系统与进气调压系统一样,由液压源、排气调压阀($\phi 2\,500$ mm 直径的百叶窗式蝶阀),PID 调节器、伺服阀、位置发送器等组成。它调节高空舱后舱压力,即发动机周围环境工作压力,简称 P_D 系统。

图 6-11 示出高空台工作原理简图。有关数采系统已在 6.2 节论述。

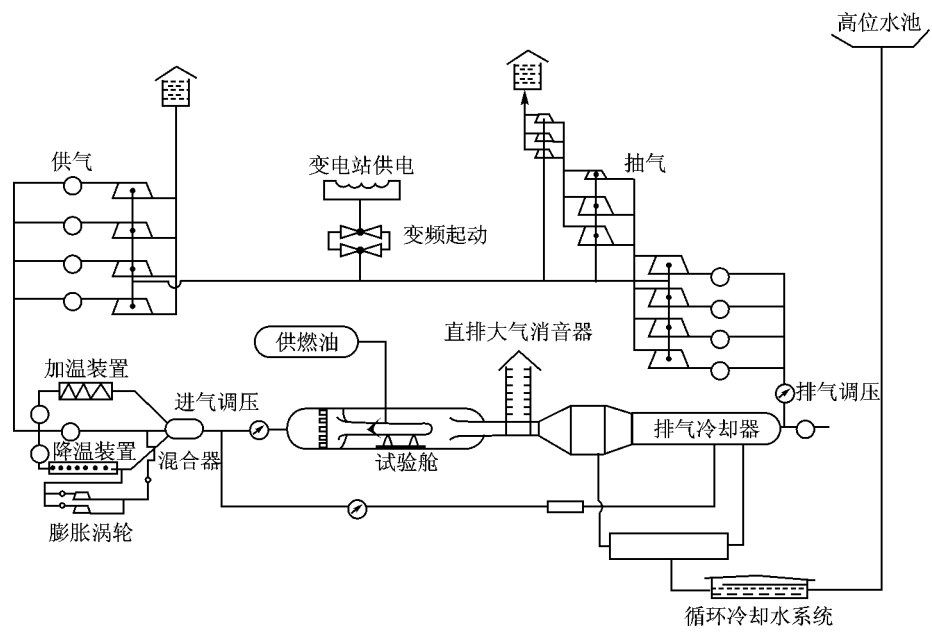


图 6-11 高空模拟试验工作原理

6.3.3 模拟试验方法

1. 发动机进气压力和环境压力的模拟

气源供给的空气经空气处理系统和 p_B^* 、 p_C^* 和 p_D 调压系统的协调工作来模拟发动机进口压力和环境压力。

当发动机改变模拟状态, p_B^* 调压系统能始终保持混合器出口压力, p_C^* 、 p_D 调压系统能随之调定所对应模拟状态的压力 p_C^* 、 p_D 。发动机加、减速和接通加力时, p_B^* 、 p_C^* 、 p_D 调压系统能始终保持混合器出口压力 p_B^* , 所对应状态的发动机进口压力 p_C^* 和环境压力 p_D 不变。

例如, 当发动机由慢车加速到中间状态时, 发动机的进气流量在几秒钟内急剧增加, 此时 p_C^* 下降, p_C^* 调压系统控制开大主路调压阀, 以增加进入发动机的流量, 使 p_C^* 不变。由于 p_C^* 系统的动作, 压力 p_B^* 也下降, 随 p_B^* 系统关小旁路调压阀, 以减小直接进入冷却器流量, 使 p_B^* 不变。与此同时, 由于发动机排气压力升高, 使扩压器扩压效果变好, 因而使后舱压力 p_D 降低, 这时 p_D 系统关小排气调压阀, 使 p_D 压力保持一定值。

环境压力模拟的另一重要问题是根据不同的被试发动机及每次试验状态的变化, 确定用几级串联抽气, 每一级又要用几台机组。后舱压力最低要抽到 0.0248×10^5 Pa, 而抽气机压比仅为 4.2 (DC-1000), 5.5 (DA-3500), 此压比除了用来建立后舱压力 (高度) 之外, 还必须克服沿程管中及阀门的压力损失。显然, 在发动机的某些飞行状态下, 为了模拟真实高度或使喷口始终“堵塞”, 用 1 级增压流程达不到模拟状态, 因此采用 2 级抽气或 3 级抽气。调试结果为

- 1 级抽气 $0.249 \times 10^5 \sim 0.785 \times 10^5$ Pa ;
- 2 级抽气 $0.098 \times 10^5 \sim 0.294 \times 10^5$ Pa ;
- 3 级抽气 $0.0248 \times 10^5 \sim 0.0981 \times 10^5$ Pa。

2. 温度模拟

GKS 高空台采用几个温度模拟段。

(1) - 50 ~ 10 的空气流程

由 DA-1000 压缩机供给的 40 高压空气, 经氨蒸发器降温至 5 , 气水分离器除去大部分游离态水, 硅胶干燥器把空气干燥至 - 38 以下露点, 空气回升至 10 , 经高压旋风除尘器除去 60 μm 以上的粉尘, 进入涡轮膨胀机, 降温至 - 70 , 最后进入混合器。由 DA-1000 或 DA-3500 压气机供给的另一股 40 的空气, 经氨蒸发器、气水分离器、硅胶干燥器以及低压旋风除尘器进入混合器。通过调节 - 70 和 10 两股空气的掺混比例, 即可达到 -

50 ~ 10 的模拟温度。

(2) 10 ~ 40 空气流程

DA—1000 或 DA—3500 压缩机供给的 40 空气,一股经氨蒸发器、气水分离器、硅胶干燥器(降温至 10)、低压旋风除尘器进入混合器。另一股直接进入混合器。调节 10 和 40 两股空气的掺混比例,可得到 10 ~ 40 的模拟温度。

(3) 40 ~ 120 (150) 的空气流程

此温度范围的温度模拟是通过调节经压缩机后冷却器(40)或不经后冷却器(DA—1000 为 150 ,DA—3500 为 120)两股气流的不同比例来达到的。

(4) 120 ~ 215 的空气流程

DA—1000 供给的 150 空气,经加温炉加温至 500 进入混合器,DA—3500 不经后冷却器供给的 120 空气进入混合器,调节这两股气流的比例,即可得到该区段的温度模拟。由于空气管道和设备的热容量相当大,因此一次试验只能做某一温度区段的试验。

现在涡喷涡扇发动机的最大飞行高度已达 25 ~ 30 km,飞行马赫数已达 2.5 ~ 3.0,对于这样宽广的工作范围,发动机工作参数的变化幅度极大,因而发动机的高空性能与地面大不相同,已不能将地面台架试验性能用相似换算来得到发动机的高空性能。更重要的是随着飞行范围的扩大,影响发动机结构强度的最恶劣的气动热力负荷已不是海平面静止状态,而是低空大马赫数或中空大马赫数。另外,发动机高空启动点火、加力点火、加力燃烧稳定边界及调节系统的工作都产生了许多问题。因此,必须利用上述的高空试验台来模拟飞行状态,以准确地确定所研制发动机的高空性能。

6. 4 试验性能的计算

6. 4. 1 推力的计算

在高空试验舱内,发动机不是处于自由流环境工作。由于试验舱内电气设备和发动机电气附件的限制,试验舱内环境温度不能超过 200 ,一般为 50 ~ 70 。因而需要从大气引入空气进行冷却通风。这股冷却空气约占发动机流量的 10%,形成了发动机外部流动。同时,空气流量管固定在前舱中隔板上,为了适应进气温度大幅度变化的热胀冷缩以及推力测量需要的动架轴向活动量,在空气流量管和发动机之间有一个滑动密封装置,亦称进气转接段。因此,推力传感器所测出的力,既不是发动机的总推力,也不是净推力。

图 6-12 示出高空舱内的受力情况。据该图,发动机受力状况如一个圆柱面,其进口面积为进气转接段滑动密封处的几何面积,出口相当于开有面积等于发动机尾喷口面积的圆孔,气流从圆柱面内通过,外力作用在圆柱面上。这种假想的圆柱称为“动量箱”。由图上给定的参数可以求得作用在“动量箱”上的力:

$$\text{从前向后的作用力} = q_{ma} v_1 + A_d p_d + A_s p_s + F_{ch} \quad (6-1)$$

$$\text{从后向前的作用力} = q_{me} v_e + A_e p_e + (A_d + A_s - A_e) p_0 \quad (6-2)$$

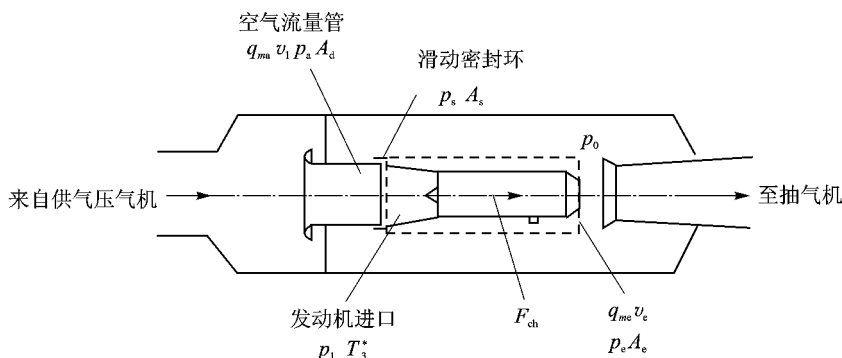


图 6-12 发动机在试验舱内的受力情况

由于发动机静止不动,于是式 (6-1) 与式 (6-2) 相等,因此求出

$$q_{me} v_e + A_e (p_e - p_0) = q_{ma} v_1 + A_d (p_d - p_0) + A_s (p_s - p_0) + F_{ch} \quad (6-3)$$

式 (6-3) 左边为发动机尾喷口处动量和压力的总和,即总推力 F_Σ , 所以按定义总推力一般计算式为

$$F_\Sigma = q_{me} v_e + A_e (p_e - p_0) = q_{ma} v_1 + A_d (p_d - p_0) + A_s (p_s - p_0) + F_{ch} \quad (6-4)$$

式中, q_{ma} ——空气流量管测量的空气质量流量,即是发动机进口流量 q_{mi} , 按测得的流量管中总压 p_1^* 、静压 p_a 及总温 T_1^* 计算;

v_1 ——进气转接段中滑动密封装置处的气流速度, $v_1 = \sqrt{T_1^*} \cdot (v_1 / \sqrt{T_1^*})$, 查 $(v_1 / \sqrt{T_1^*} - p_1^* / p_a)$ 曲线, 求出 $v_1 / \sqrt{T_1^*}$, T_1^* 为测定值;

A_d ——转接段滑动密封处的几何面积;

p_d ——转接段滑动密封处静压, 即流量管内静压 p_a ;

p_0 ——试验舱内环境压力测量值;

A_s ——滑动密封处的环形测量面积;

p_s ——滑动密封环处的静压;

A_e ——发动机尾喷口几何面积;

p_e ——发动机尾喷口处的静压;

v_e ——发动机尾喷口处的气流速度;

q_{ma} ——尾喷口处质量流量；

F_{ch} ——推力传感器所测出的力，即推力秤读数。

实际计算总推力时，还应考虑下述情况：

① 在高空舱内试验时，当模拟高冲压比状态而发动机又处于低功率运转时，发动机所产生的推力不足以克服发动机进口向后的动量阻力，这时，推力秤上的指示值就会出现负值。为了避免这种情况，高空试验台推力测量系统中要预加载荷，因此 $F_{ch} = F_p - F_{ad}$ ，其中， F_p 为实际推力值， F_{ad} 为预加载荷。

② 空气流量管内存在附面层。根据经验，当空气流量管中马赫数在 0.25 ~ 0.5 工作范围内，流量管有效面积为

$$A_D = \mu A_d \quad (6-5)$$

式中， μ ——流量系数。例如，R·R 的高空台 $\mu \approx 0.9898$ ；

A_d —— $T_1^* = 288.15 \text{ K}$ 时的几何截面积计算值。

高空台试验中发动机进口总温 T_1^* 变化范围较大，有效面积也随之变化。一般给出下列经验公式：

$$A_D = A_{D288} [1 + 46 \times 10^{-6} (T_1^* - 288)] \quad (6-6)$$

计算流量 q_{ma} 时截面积应取 A_D 。

③ 尾喷口排气系数对于收敛型尾喷口，由于排气环境在尾喷口外面形成喉道，其喉道面积 A_E 即为喷口有效面积。 A_E 与喷口几何面积 A_e 之比称为喷口排气系数，以 C_E 表示。影响收敛喷口排气系数的因素有收敛角 θ 、收敛面积比 A_e/A_0 、喷口膨胀比 p_e/p_0 、雷诺数 Re 、燃气比热容比 γ 和喷口截面形状等。尾喷口排气系数为

$$C_E = A_E/A_e \quad (6-7)$$

于是，尾喷口有效面积（如图 6-13 所示）为

$$A_E = C_E A_e \quad (6-8)$$

在性能计算中，必须应用有效面积 A_E 。

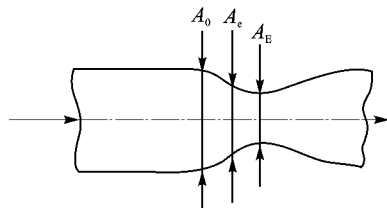


图 6-13 收敛型尾喷口

6.4.2 动量阻力和净推力

高空台上模拟马赫数为 Ma_F 的自由流时，其对应的冲压比 $\pi_{01}^* = p_1^*/p_0$ 。

在飞行中，由于相对马赫数 Ma_F 的自由流给发动机进口造成一附加的动量阻力 F_D ，则

$$F_D = q_{m1} v_0 \quad (6-9)$$

式中， v_0 ——与自由流 Ma_F 相当的自由流速度：

$$v_0 = 65.77 \sqrt{T_H} Ma_F \quad (6-10)$$

T_H ——规定高度的静温。因此，净推力 F_n 为

$$F_n = F_{\Sigma} - F_D \quad (6-11)$$

6.4.3 耗油率

燃油密度与温度有关,温度降低时密度升高,实际燃油密度 ρ_f 的经验式为

$$\rho_f = \rho + 0.000\,686\,T_s - 0.000\,71\,T_f + 0.000\,98 \quad (6-12)$$

式中, ρ_f ——燃油密度, kg/m^3 ;

T_s ——燃油取样温度, $^{\circ}\text{C}$;

T_f ——燃油进口温度, $^{\circ}\text{C}$ 。

燃油流量 q_{mf} 为

$$q_{mf} = \frac{\rho_f \cdot V_n}{\tau} \times 3\,600 \quad (6-13)$$

式中, V_n —— τ 内测量的体积数。耗油率为

$$\text{sfc} = q_{mf}/F_n \quad (6-14)$$

6.5 发动机风洞及测试设备

6.5.1 发动机风洞

发动机风洞(又称推进风洞)是能够模拟整个推进系统的内部流动和外部流动的风洞,主要用于研究超声速推进系统及其部件的相互作用问题,如进气道-发动机与飞机的匹配性能,飞机部件(如机尾)与尾喷管喷射流之间的相互作用,外界自由流与喷射流的相互作用等。

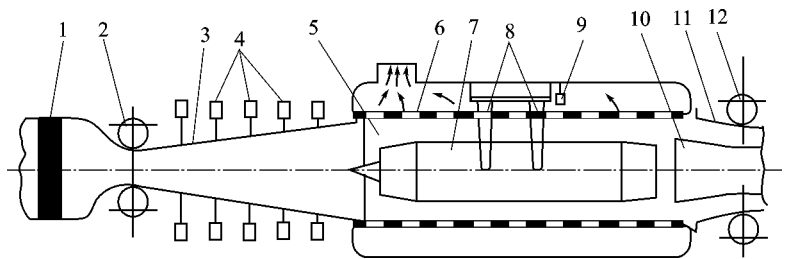
发动机风洞试验是将发动机或其部件装在风洞的试验段中,使其处于风洞喷管所产生的超声速射流的“试验菱形区”内。这种试验所需的供气量很大,一般为发动机流量的 8~10 倍之多。所需设备及其复杂性大大超过自由流试验,但目前为止,只有美国拥有这种设备。

1. 发动机风洞的组成

发动机风洞与一般闭式回路的风洞不同,它应该设有排气的排除系统,因为由于发动机的工作,空气中的氧气含量会有所减少。

发动机风洞的主要部分为喷管、工作段和燃气排气系统及空气供气和排气系统,如图 6-14 所示。燃气排气系统与温压舱中相同。把气流加速到所要求的马赫数的喷管是一种组合结构,两块相对喷管壁是柔性的。对每个 Ma ,所必需的喷管型面是靠每块柔性壁面 15~30 个点上千斤顶的作用力得到的。千斤顶由顺序机构操纵。从一个 Ma 转换到另一 Ma

时,千斤顶改变喷管的临界截面 A_{cr} 和柔性隔的型面,以使面积比 A_{cr}/A_e 能得到所要求的马赫数,而管壁型面是最佳的,它能保证最小的压力损失和喷管出口截面有最好的速度场。



1—整流栅 2—喷管临界截面改变机构 3—风洞喷管 4—改变喷管型面的千斤顶；
5—风洞工作段 6—工作段开孔壁面 7—被试发动机 8—发动机吊架 9—测力计；
10—排气系统内扩压面 11—空气回收系统外扩压器 12—外扩压器外形改变机构

图 6-14 发动机风洞

安装发动机的风洞工作段加有开孔的壁,空气通过它抽出。开孔壁和抽气系统能消除试验时激波的干扰和跨声速吹风中工作段的堵塞,没有这些措施,激波会从风洞壁面反射到试验对象上,并产生自由飞行中不会遇到的作用。

在风洞工作段中,发动机被悬挂在与测力装置连接的定位销上,把发动机与试验台设备连接起来的所有管路如燃油管、仪表导线和脉冲管路等都敷设在定位销内。气流绕飞机元件流过而产生的力包括在阻力部分中。

作为例子,美国阿诺德工程发展中心发动机风洞之一的典型尺寸为 $(4.88 \times 4.88) \text{ m}^2$ (工作段),马赫数为 $1.5 \sim 4.75$,静压力模拟相当于 30 km ,进口最高总温 T_H^* 为 327°C 。主压气机的传动功率为 $161\,000 \text{ kW}$,开孔壁工作段抽气系统的功率为 $67\,000 \text{ kW}$ 。

2. 有效推力 F_{eff} 的确定

有效推力 F_{eff} 等于内部推力 F_{in} 和外部推力 F_{out} 之差,

$$F_{\text{eff}} = F_{\text{in}} - F_{\text{out}}$$

$$F_{\text{in}} = p_H A_e \left[f(\lambda_e) - \frac{p_{eF}^*}{p_H} - 1 \right] - q_{ma} V_F \tag{6-15}$$

式中, p_H —— 给定飞行高度下按标准大气表查得的大气压力；

V_F —— 飞行速度；

$f(\lambda_e)$ —— 气流冲量换算密度 (喷口截面)；

p_{eF}^* —— 喷口截面飞行状态总压；

A_e —— 喷口截面积；

q_{ma} ——流经发动机的空气流量。

$$F_{out} = \int p dA + \int \tau ds \quad (6-16)$$

式中, $\int p dF$ ——作用在发动机短舱外表面的压力的合力;

$\int \tau dA$ ——发动机短舱外表面空气摩擦力的合力;

τ ——切向摩擦力;

ds ——发动机短舱外表面的微元面积。

内部推力很少依赖于外部流动,它取决于作用在发动机内表面的压力和摩擦力,并完全可由发动机的内部流动过程来确定。而作用在外表面上的力完全取决于外部流动条件和绕流表面的外形。因此,由发动机和发动机短舱组成的动力装置(带有进气道和尾喷管),在风洞里试验时要带上与动力装置毗邻的那部分飞机结构件,这一点尤为重要。因为在脱离机身和机翼部分的激波中,可由速度头造成很大部分的空气压缩,以致将需要重新调整发动机进气道的调节计划。

6.5.2 发动机风洞试验

先进航空发动机与飞机多采用一体化设计。机体与发动机进口和喷管出口流场之间产生相互干扰,在发动机与机体表面之间也会产生流动干扰。特别是安装在机翼附近涵道比大的发动机,其干扰影响甚大,其干扰阻力可达总阻力的3%。对于民航飞机,巡航阻力降低1%,每次飞行可节省燃油200~800 kg,可减少直接使用费约1.2%。因此,以涡扇发动机为动力装置的民用飞机均要进行装发动机的风洞模型试验,以确定发动机对机体的干扰阻力,增加发动机的安装推力。

1. 模拟方法

一个理想的发动机模拟器,以下几个参数应与全尺寸发动机相同:

- 进口与出口的流量比;
- 出口气流的压力和温度;
- 进口和出口的单位推力;
- 进口和出口流管的速度和压力分布。

图6-15示出5种模拟方法。

堵体整流模型是在模型发动机短舱进气口和排气口加整流堵体,能粗略模拟由于进气流动量变化对飞机气动力和力矩的影响,不能精确模拟流动状况和相互干扰。

通气模型可以模拟进、排气口的几何外形,不能模拟起飞状态的进气流和排气流动以及它

序号	模拟方式	模拟能力				
		进气道几何外形	排气口几何外形	进气道入口流动	排气流动	进气与排气之间的相互干扰
a	 堵锥模型	不能	不能	不能	不能	不能
b	 通气模型	能	不能	能	不能	部分能
c	 喷流影响模型	不能	能	不能	能	不能
d	 引射器型模拟器模拟	能	能	部分能	能	部分能
e	 TPS模型	能	能	能	能	能

图 6-15 模拟方法简图

们之间的相互干扰。

喷流模拟模型能较好模拟排气口流动和温度,但不能模拟进气口的几何外流和流动状况。

引射器模拟器能模拟进气道和喷管几何外形、排气流动和进、排气之间的相互干扰,能模拟 60% ~ 70% 的进气流量。

涡轮动力模拟器,简称 TPS 是当前最先进的发动机模拟器,它除了内涵道排气不是高温燃气、进排气流量比不等于 1 外,其他和真实发动机很相似,并能模拟进排气间的相互干扰。对于低涵道比和长涵罩的涡扇发动机可采用引射器模拟器;对于高涵道比和短涵罩涡扇发动机,以采用 TPS 最佳。

下面将主要论述引射器模拟器和 TPS。

2. 引射器模型模拟器

图 6-16 (a) 示出我国和德国 DLR 共同研制的 CF6 涡扇发动机动力模拟引射器。其缩尺比为 1/13,驱动压力为 3 MPa,内、外涵流量分别为 1.7 kg/s 和 3.7 kg/s。改变供气压力或引射喷嘴直径可得到不同的进、排气量和内外涵流量比。在内、外涵道分别装 16 个和 42 个总、

静压和温度探头,内、外涵表面开 48 个静压测孔。

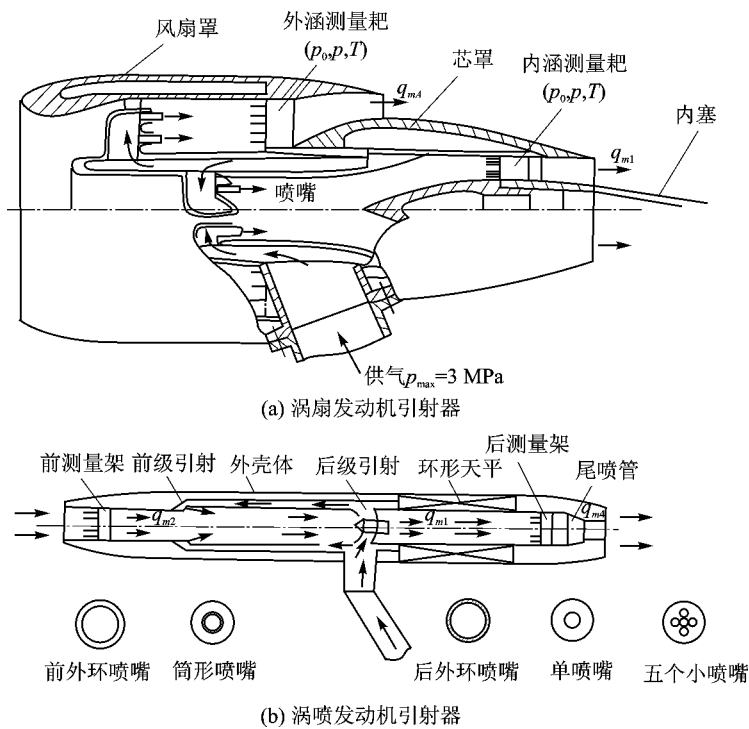


图 6-16 发动机动力模拟引射器

图 6-16 (b) 示出涡喷发动机动力模拟引射器。其长 1 263 mm,最大直径 132 mm,进口直径 64 mm。通过尾支承改变引射器的迎角和偏航角。引射器可进行单级和双级引射。后级引射采用单、多个收敛喷嘴、单、多个拉瓦尔喷嘴、直喷嘴、外环形喷嘴及筒形喷嘴等。前级引射装置有：外环形喷嘴和筒形喷嘴。通常,多个拉瓦尔喷嘴引射效率较高。风洞模型气动力由内式六分量环形应变天平测量。天平外环和引射器外壳相连,在引射器前部外壳体和内体之间留有 2 mm 左右的缝隙,以避免对天平测量产生干扰。在引射器入口和尾喷管前装有总、静压和温度测量探头,通过测量总、静压和温度可计算出进气和排气流量。通过供气管路中的调压阀调节喷嘴的喷气压力。

3. 涡轮动力模拟器 TPS

图 6-17 示出德国 DLR 3m 低速风洞中使用的 TPS 安装在发动机短舱内的简图。高压空气经挂架内通道流入 TPS,气流流过三级涡轮叶片,带动涡轮、涡轮轴及前面的二级风扇旋转。当高压驱动空气压力 $p_0 = 3 \text{ MPa}$ 和流量 $q_m = 0.9 \text{ kg/s}$ 时,涡轮的转速 $n = 45\,000 \text{ r/min}$,风扇空

气流量为 2.11 kg/s 。改变驱动空气压力,可得到不同的涡轮转速和风扇压力比,从而模拟发动机的不同工作状态。外涵道测量耙上安装 30 个总压测头,静压孔 6 个,温度探头 6 个;内涵道测量耙上装 30 个总压测头,静压孔 4 个,温度探头 4 个,以此测量内、外涵空气流量。在内、外涵道表面开有 118 个测压孔以测量 TPS 的表面压力。TPS 的涡轮和风扇的转速都很高,涡轮和风扇与周壁之间的间隙很小,故驱动涡轮的空气必须经过干燥、加温及过滤处理。为了保证 TPS 的正常运转,还需有润滑供油、轴承测温、转速计数及除油除尘等辅助装置。TPS 在使用前必须在校准箱中对其流量及推力进行校准。

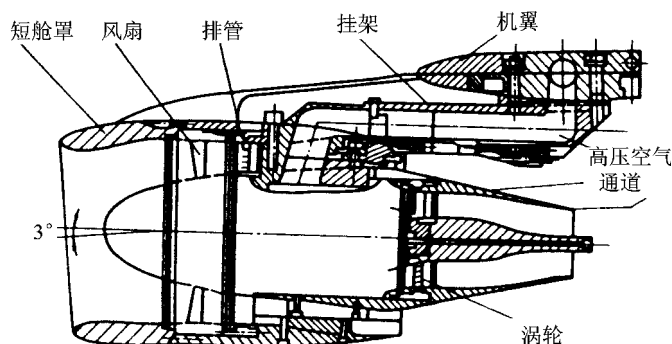


图 6-17 TPS 安装在发动机短舱内简图

对于 TPS 试验,模型采用尾支承,用六分量天平测量模型气动力,空气桥既给发动机模拟器提供高压驱动空气,又不影响天平准确测量。

4. TPS 模型试验

带 TPS 的模型试验主要是确定发动机工作时对机体的干扰气动力及机体对发动机推力的影响。为了测准干扰气动力,一般分下列三步。

(1) TPS 校准

图 6-18 (a) 示出 TPS 校准用的专用校准箱,用于校准不同涡轮转速下,TPS 的流量、推力及测量表面的压力分布。图 6-19 示出德国 DLR 使用的校准箱。箱长 4.2 m ,直径 1.6 m ,通过调压阀门与 $10\,000 \text{ m}^3$ 的真空箱相连。TPS 装在校准箱上,风扇前为大气压,风扇后为压力值可调的低压,从此来模拟发动机喷管的落压比。校准箱最大设计质量流在 0.75 Pa 下为 10 kg/s ,箱内气流流速约为 5 m/s 。箱体前平板装六分量天平,TPS 固定在天平上。高压空气通过弹性空气桥进入模拟器以驱动 TPS。在箱体后部平板上安装了 7 个声速喷管,用于测量流入发动机的流量。校准箱内安装有抗冲击环与阻尼网,其作用是使喷管上游流动均匀。为了便于光学纹影仪观察,在校准箱侧壁上开了一个光学玻璃窗。

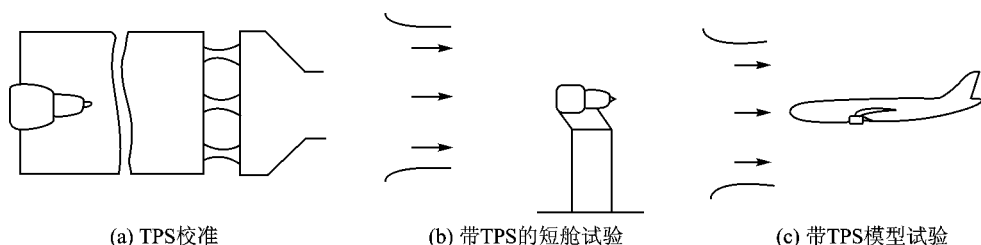


图 6-18 带 TPS 的模型试验方法

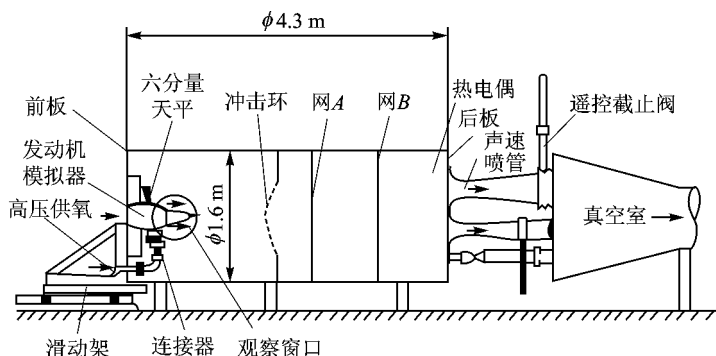


图 6-19 TPS 校准箱简图

(2) 单独带 TPS 的短舱试验

如图 6-18 (b) 所示,此试验测量有外流条件下,不同涡轮转速及不同 α 、 β 角的 TPS 推力,并与相同条件下 TPS 校准(无外流)所测推力比较,两者之差即是外流对发动机推力的影响,此影响量计入干扰阻力之中。单独带 TPS 的短舱试验一般采用边界层固定转换。

(3) 带 TPS 的模型试验

如图 6-18 (c) 所示,将 TPS 装在模型机翼下,测量不同来流马赫数、不同 TPS 工作状态及不同迎角 α 、偏航角 β 下的气动力曲线,以准确地得到发动机的安装阻力(外流对发动机内流的干扰)以及发动机进、排气流对机体的干扰气动力,以此来预测飞机飞行性能,优化单独动力短舱以及机翼/挂架/短舱或机身/挂架/短舱的综合设计。

作为例子,A320 飞机模型在低速风洞中做了带 TPS 和不带 TPS 的试验。图 6-20 示出 TPS 和通气短舱(TFN)两种发动机模拟模型,在相同的条件下做地面效应试验时测得的地面效应气动力增量。从曲线可以看出:采用 TPS 时,所有迎角 α 下的升力系数增量 ΔC_L 都比

TFN 小。这是因为 TPS 的喷流和短舱绕流改变了机翼与地面之间的压力,TPS 喷流的速度高,与周围气流形成了压力梯度,使当地压力降低;此外,流过 TFN 的流量远大于流过 TPS 的流量,故使绕 TPS 短舱的流量小于 TFN,从而降低了机翼与地面之间的冲压效应。这些都使带 TPS 模型的地面效应升力系数增量 ΔC_L 减少。

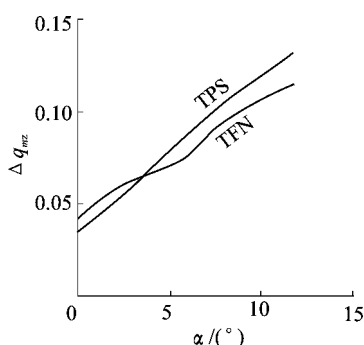


图 6-20 TPS 和 TFN 测得的气动力增量的比较

6.5.3 风洞试验数据采集系统

1. 风洞试验测量参数和控制参数

(1) 主要测量参数

风洞试验主要测量参数是压力,因为风洞试验段的马赫数 Ma 、速压 q 都是根据测量的总压 p^* 、静压 p 来计算的。发动机表面压力系数也要由所测量的各点压力和速压来计算。

空气动力是风洞试验的重要测量参数。它包括气流与模型相对运动时作用在模型上的三个力(升力、阻力和侧力)和三个力矩(俯仰力矩、偏航力矩和滚动力矩)。

其他测量参数还有:温度(根据总温确定雷诺数 Re),模型表面温度;角度(迎角和侧滑角)位移(高速风洞柔壁喷管各点位置的测量和控制,自修正风洞试验段柔壁位置的测量等)噪声;流量及湍流度等。

(2) 主要控制参数

风洞试验的控制参数是能保持所要求的气流状态和试验状态所必须控制的参数。

对高速风洞主要有:风洞气流的总压 p^* 、马赫数 Ma 、静压 p 模型的姿态角(迎角、侧滑角和滚转角)等。

对低速风洞主要有:风洞的速压 q 模型的姿态角。

(3) 流场的显示和测量

流场测量包括速度矢量 v 、压力 p 场和温度 T 场及脉动值的测量。

2. 风洞测控系统

目前,多数风洞均采用分布式测控系统。包括下列子系统:

① 风洞气流流动状态控制子系统。

- ② 模型姿态控制子系统。
- ③ 自动校准子系统。
- ④ 数据采集和处理系统。
- ⑤ 动态数据处理和分析子系统。

要求测控参数准确度高(例如阻力系数测量误差 $\Delta C_D = \pm 0.0001$) 测量、采集和处理高速,即实时性好,先进风洞测力、测压试验只需 10 s ;测量可靠、能报警并建立试验数据库。

3. 典型高速风洞采集系统

图 6-21 示出某 1.2 m 高速风洞的测控系统。

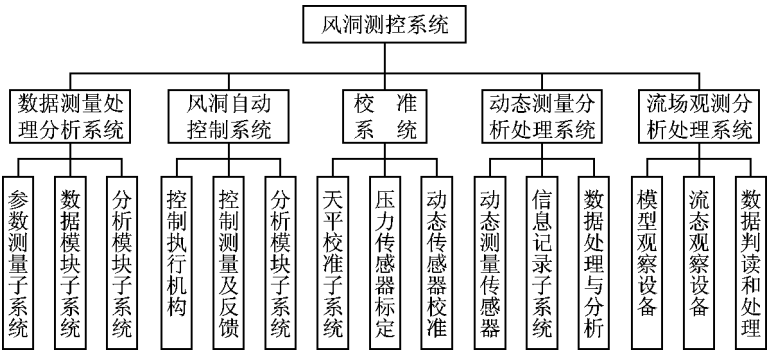


图 6-21 高速风洞测控系统框图

主要设备是电子扫描压力测量系统和气动力天平。压力测量通道 300 个 ;压力测量准确度 0.05% ~ 0.07% ;气动力测量准确度 0.25%。

马赫数自动调节范围为 0.4 ~ 1.3,其波动小于 ± 0.003 ;全模型攻角控制 $\pm 15^\circ$,准确度 $\pm (1' \sim 2')$;测滑角范围 $\pm 5^\circ (\pm 3')$;滚转角 $\pm 180^\circ (\pm 3')$;调压阀在 0.5 ~ 1 s 内应能全开或全闭 ;柔壁喷管控制准确度 ± 0.1 mm。

DSY-128 (S/J) 电子扫描测压系统是新型全集成测试设备,主要用于多点静态压力测量,适合于进行风洞和发动机试验,可以进行进气道流场畸变、风洞流场等测量。图 6-22 示出某 1.2 m × 1.2 m 高速风洞采用 DSY-128J 的测控系统框图。其采集速率为 20 000 点/s,由于 DSY-128J 系统具有实时校准功能,从而保证高的测量准确度。

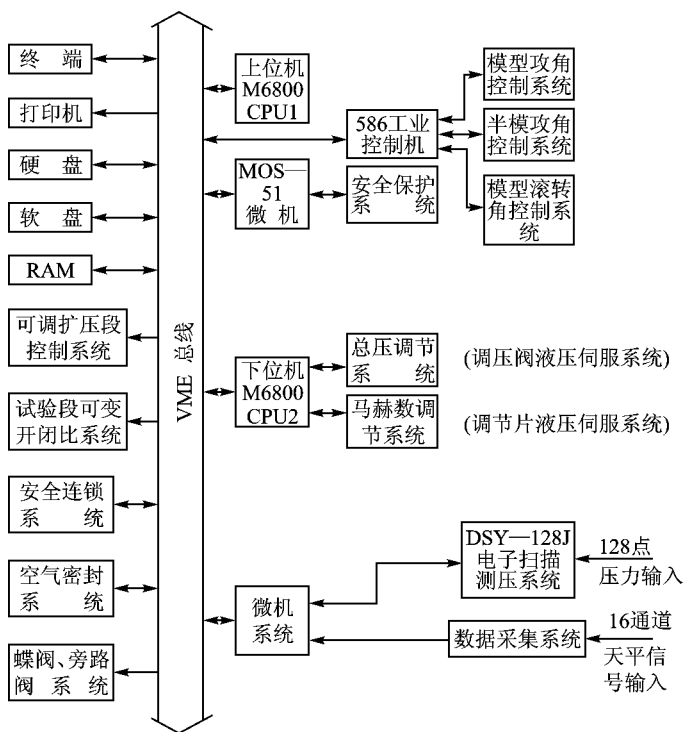


图 6-22 采用 DSY—128J 的风洞测控系统框图

6.6 发动机飞行试验

在发动机地面试验和高空模拟试验良好完成后就可以进行飞行试验。对飞行试验,它要求发动机在很宽的速度和高度范围内能满意地工作。这些包括从零到高马赫数的飞行范围以及从海平面到高空的整个高度范围。此外还要求发动机发出高的起飞推力、高速性能及低空低马赫数的性能,巡航时有低的耗油率,在整个飞行范围内要求有满意的推力调节,包括加力工作范围的推力调节在内。

在飞行中,特别是涡扇发动机中的内流变化范围可达 500% 左右。当发动机的油门瞬变时,试验台要保持相当的进口温度和压力条件,提供相当于稳态飞行时规定的飞行包线内的空气流量是很困难的,因此,必须用飞行试验来进一步验证。特别是战斗机和强击机用的发动机,飞行试验是建立真实进口和环境条件的基本方法。

有关发动机的性能和操纵性问题,一经试飞就能迅速地暴露出来,但发动机寿命问题常常要经过数台长时间飞行考验以致数百台发动机的外场使用才能暴露出来。

发动机应用不同,飞行试验的重点也就不同。运输机发动机重点在于考核燃油消耗量,因此性能试飞对其影响极大。歼击机发动机重点在一个宽广工作范围内平稳的可操纵性和灵敏性,因而操纵试验对其影响很大。

发动机耐久性试飞无论是运输机还是战斗机都十分重要。但考核耐久性的试飞耗费巨大,时间亦长。4.7节论述的航空涡轮发动机载荷模拟器是重要的考核发动机耐久性的新型装置,可试验发动机承受机动载荷的长期工作可靠性。这里不再重述。

6.6.1 发动机使用方法和环境对其寿命的影响

1. 使用方法的影响

发动机的结构设计是依据飞行系统的任务的类型和任务混频来推导设计任务循环。例如飞机飞得多快、多高、多长时间,在什么功率状态,经过多少次循环。飞机实际使用不同,对发动机的设计寿命和可靠性将带来很大影响。

美国通用电气公司(GE)采用“工作苛刻性分析计算机程序”,进行了F101(装于轰炸机B-1)、TF30(装于F-14)和CF6-50(装于军用运输机YC-14)几种发动机的飞行使用研究,引用了总苛刻度 S_t 来评价发动机使用任务:

$$S_t = S_c + S_s \quad (6-17)$$

式中, S_t ——总损伤率(故障/时间)与总基准损伤率之比;

S_c ——循环苛刻度,它为由循环引起的损伤率与总基准损伤率之比;

S_s ——稳态苛刻度,即稳态工作引起的损伤率与总基准损伤率之比。

程序中输入参考发动机使用数据作为基准,并把平均起飞推力下降7.5%、续航时间4.4小时定为基准任务。显然,在基准状态工作时, $S_c + S_s = 1$ 。

图6-23示出装用F101的B-1轰炸机的几种情况,其中B-1的设计任务是混频A为基准,其苛刻度为1.0,是由74%稳态苛刻度和26%循环苛刻度构成。由于稳态苛刻度的增加使固定油门杆的训练任务B相对于基准总苛刻度增加了17%。B、C和D的稳态苛刻度相等,C和D总苛刻度的增加是由于循环苛刻度增加所致。最小油门C和最大油门D的差别表示不同飞行员同一任务的差异,其值达4:1。由此可见,飞行员是造成苛刻度差别的主要因素之一。

图6-24比较了轰炸机和战斗机的发动机设计任务和飞行任务的苛刻度。显然可以得出以下结论。

- ① F-14的任务“混频”的总苛刻度最高。
- ② F-16的战斗任务“混频”的苛刻度比F-16设计任务“混频”的苛刻度要高。
- ③ 轰炸机的稳态苛刻度几乎对于各种任务均为常数。

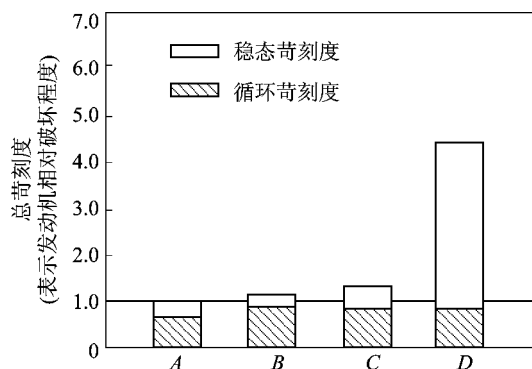


图 6-23 轰炸机使用苛刻度的比较

A—设计任务“混频”（基准） B—SAC¹ 规定的训练任务——固定油门杆 C—SAC 规定的训练任务——油门最小移动范围 D—SAC 规定的训练任务——油门最大移动范围 1—SAC 系指美国战略空军司令部

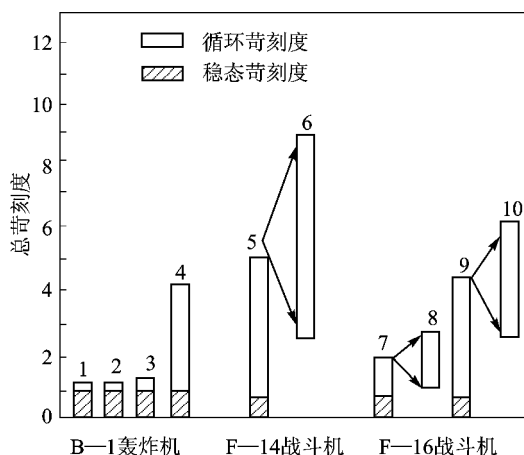


图 6-24 战斗机/轰炸机苛刻度比较

1—B-1 设计任务“混频” 2—SAC 规定的训练任务——驾驶杆固定 3—SAC 规定的训练任务——最小油门移动范围 4—SAC 规定的训练任务——最大油门移动范围 5—F-14 战斗机任务“混频” 6—F-14 各个别任务范围； 7—F-16 设计任务“混频” 8—F-16 任务 9—F-16 战斗任务“混频” 10—F-16 任务范围

④ 战斗机所有稳态苛刻度均低于轰炸机稳态苛刻度。但由于循环苛刻度增加，使总苛刻度增加。

因此可以推得：战斗机任务苛刻度高于轰炸机任务苛刻度，这是由于战斗机高的循环使用成分所致。设计任务“混频”低估了任务的实际循环使用，因为许多单个任务要比任务“混频”苛刻，所以设计任务“混频”往往低估了实际飞行使用。例如，通过 F-14 的研究指出，舰上着陆飞行的苛刻度是任务“混频”的两倍。如果飞机专门用来飞舰上着陆科目，发动机的寿命将大大缩短。

图 6-25 示出战斗机和民用机发动机典型循环的比较。战斗机发动机在一次格斗任务飞行中油门杆变化极大，负荷高，推力变化大，循环次数频繁，而民用发动机的使用却相当缓和，

这是民用发动机(翻修寿命达 10 000 h 以上)和军用发动机(翻修寿命为 600 ~ 1 000 h)寿命差别的主要原因。一般军用发动机的返厂率高于民用机达 4 倍以上。

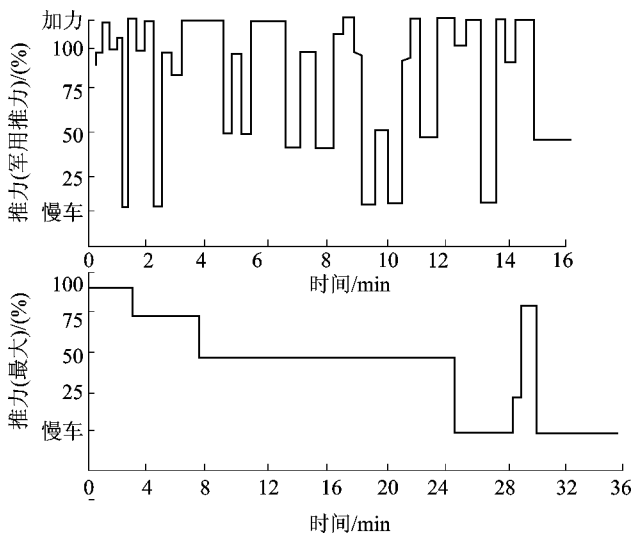


图 6-25 战斗机和民用发动机的典型循环

上述分析表明,军用飞机的工作任务由循环苛刻度决定,而民用飞机的工作任务由发动机和各个构件稳态苛刻度决定。苛刻度增加是由高使用循环成分所致。实际飞行使用苛刻度大于设计任务混频值。

2. 使用环境的影响

(1) 环境温度的影响

环境温度变化时,通过发动机转速和涡轮前温度的变化而影响热端部件的低循环疲劳和蠕变性能。

环境温度升高时,使高压涡轮的稳态转速以及进口燃气的稳态温度升高。在过渡态时,会产生瞬态超转和瞬态超温。稳态转速的提高,使转子零件低循环疲劳性能降低以及热端转子零件的蠕变量增加。稳态温度提高,使涡轮零件,如导向叶片、涡轮叶片和盘榫齿部位的蠕变性能降低。

瞬态超转,仅能影响转子零件的低循环疲劳。瞬态超温,由于零件的热惯性,因此对蠕变不产生影响,但是由于沿叶型壁面及榫齿部位温差很大,因此产生热疲劳,使导向叶片和工作叶片的低循环疲劳性能降低。

所以,由于环境温度的作用,以及加速时的急速瞬态过程,超温超转对于热端转子零件和

导向叶片可能产生严重的低循环疲劳损坏以及蠕变损坏。

(2) 湿环境影响

湿度对沿海一带装用的发动机、舰船发动机、低空飞行直升机发动机均有明显影响。长期处于潮湿环境,对发动机,尤其是压气机,能够加速破坏过程。湿度往往使铝合金叶片表面韧性降低、改变间隙特性,并使金属间颗粒与基体之间的界面变脆,扩大裂纹增长率。

研究表明,裂纹扩展速率与循环应力范围 ΔK_{eff} 有关,

$$dC/dN = A (\Delta K_{\text{eff}})^m \quad (6-18)$$

式中,C——裂纹长度;

N——循环次数;

m——材料常数。

试验表明 湿度能降低材料的表面韧性,使终应力降低,从而使 ΔK_{eff} 增加 (ΔK_{eff} 正比于 $\sigma_{\text{max}} - \sigma_{\text{cc}}$,其中终应力 σ_{cc} 是由于表面裂纹尖端残余拉应变引起的, σ_{max} 为最大应力)。湿度增加,能加速表面裂纹的成核速率,使裂纹扩展速率增加、加速了断裂破坏。

(3) 磨蚀影响

设计上还不能预测磨蚀对寿命的影响。海盐粒有冲击磨蚀和腐蚀双重影响,引起叶片磨蚀和化学降解。砂粒也是一种冲击磨蚀物,尺寸小于 $5 \mu\text{m}$ 的石英粒可引起涡轮部件的磨蚀。发动机本身也产生磨蚀物,如燃烧室积炭(尺寸大于 $125 \mu\text{m}$)。这些磨蚀物相对转子的速度可达 427 m/s ,使叶片的表面保护层脱落,造成麻斑、腐蚀坑、引起应力集中,时间长了就会产生疲劳裂纹。研究表明,轴流压气机叶片的磨蚀是由于尺寸大于 $5 \mu\text{m}$ 、速度为 250 m/s 的粉状颗粒所致。颗粒对叶片表面的攻角 30° 下磨蚀量最大。磨蚀使压气机叶片进气边刻蚀、麻斑、出气边冲击磨损 使发动机功率降低,喘振机率增加,空气量减少。发动机为保持推力就要增加供油量,结果使热部件温度升高,从而降低了耐热合金的蠕变寿命。

(4) 腐蚀影响

海洋环境使用发动机普遍有腐蚀问题。

① 直升机、舰载或岸基战斗机和攻击机受到近海环境的影响,产生冷腐蚀,使压气机工作叶片和静叶片表面锈蚀、腐蚀和产生凹坑,造成应力集中,加速疲劳断裂。

② 热腐蚀是由于高温产生的,并取决于基体金属成分、周围大气成分、各种气体、各种盐类或镀层金属以及温度和暴露时间。热腐蚀的主要形式是硫化、渗碳和脱碳。热腐蚀影响飞机、直升机和舰船发动机。硫化是金属和合金表面上沉积有 Na_2SO_4 为主要成分的盐时发生的热腐蚀。其特点是在含有硫化物沉淀物的合金区上通常存在着与基体金属没有结合力的氧化物氧化皮。若发动机吸入海盐或燃油中含有海盐都会发生硫化腐蚀,造成氧化加速,氧化皮成

片剥落。钠的主要来源是海盐粒被吸入发动机,而燃油中含有硫。在有硫的氧化物、水蒸气和空气的情况下,氯化钠可转变成硫酸钠,因为 Na_2SO_4 是一种比较稳定的盐,所以只要发动机进入了任何含有钠的物质,都不可避免地要产生 Na_2SO_4 。在飞机发动机中,沿海使用环境下,腐蚀一般是大面积的硫蚀。

6.6.2 发动机飞行载荷谱

载荷谱是研究发动机性能、耐久性、贯彻结构完整性大纲中必须获得的关键数据。研究航空发动机实际使用的载荷谱,确定主要部件承受的载荷及其应力的时间历程,对提高航空发动机寿命具有极其重要意义。

1. 载荷谱与寿命

(1) 载荷谱的定义

载荷谱是指发动机在工作中承受的载荷—时间特性。或者说,决定发动机推进功率的诸参数随时间的变化图谱即是飞行载荷谱。

由于作用在发动机上的载荷情况主要取决于实际使用任务和使用条件,因此,发动机飞行载荷谱,就是根据实际使用任务和使用条件按统计规律制定的载荷作用的方案。

航空发动机受有内外气动热力载荷、机械载荷和振动载荷。内载荷谱通常是发动机功率状态的函数,这种载荷又称功率谱。外载荷谱是飞行条件和飞行状态的函数,外载荷谱又称为飞行惯性过载谱。图 6-26 示出发动机载荷的分类。

外气动载荷主要是发动机短舱的压力分布。内气动载荷包括发动机内部的逐级压力、推力和扭矩载荷以及稳态和过渡态的温度分布。结构静载荷包括转子离心力和飞机机动飞行时对发动机造成的惯性力,如各向过载和陀螺力矩。结构动载荷指气流激起喘振,叶片颤振、盘、轴、叶片、机匣和导管等振动。低循环载荷是指发动机使用工作循环时构件造成的大应力疲劳载荷。高温蠕变载荷是指高温涡轮叶片、涡轮盘在高温和高离心拉伸应力持续作用下的组合负载。

发动机的飞行载荷随发动机工作状态(慢车、中等功率、额定、最大和加力)和过渡过程状态的改变、飞行条件的变化(地区、季节、飞行高度和速度)、飞机机动状态的变化、飞机执行任务的改变、飞行员驾驶技术水平差异、油门杆操作程度不同等而变化,载荷实际是一连续变化过程。

按数理统计方法,发动机实际承受载荷是上述诸变化参数的一个随机变量。若取该随机变量的平均值 $E(\zeta)$ 表示时,则为

$$E(\zeta) = x_1 f_1 + x_2 f_2 + \cdots + x_n f_n \quad (6-19)$$

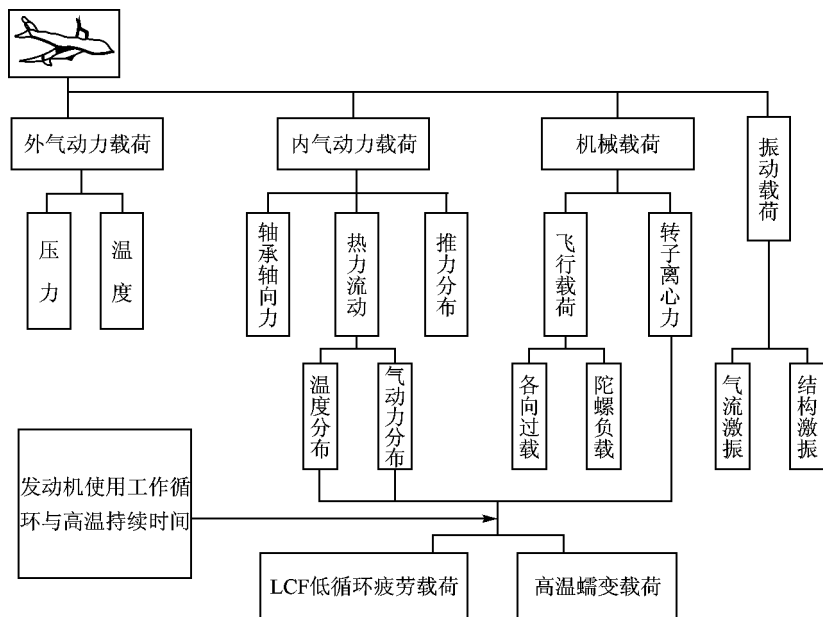


图 6-26 发动机载荷的分类框图

式中, $f_1, f_2, \dots, f_n$ ——各个样本出现的频率；

$x_1, x_2, \dots, x_n$ ——各个样本的载荷值。

由于发动机结构复杂,影响发动机寿命的因素并非单一、任务种类很多。功率状态经常变化,子样变异性就很大。加上各部队使用不同和训练素质差异,因此,只有在同类型任务状态下,实测发动机各参数,才能作为取母体的一个样本进行分析。特别对于歼击机,训练内容和飞行科目多,样本很多,必须将同类载荷合并,然后找出典型代表科目进行分析,以确定主要决定寿命的载荷和循环。

航空发动机作为一种推进系统,其输出功率随时间变化构成了动力机械的载荷谱。航空发动机的推进功率 P 为：

$$P = \{q_{ma} [(1 + \eta) v_e - v_0] + A_e (p_e - p_H)\} v_0 \quad (6-20)$$

式中, q_{ma} ——空气流量, kg/s ；

f ——油气比；

v_e ——尾喷口燃气排出速度, m/s ；

v_0 ——飞行速度, m/s ；

A_e ——发动机尾喷口面积, m^2 ；

p_e ——尾喷口排气压力, Pa ；

p_H ——高度 H 时大气压力, Pa 。

v_0, p_H ——飞行状态参数及环境温度的函数；

q_{ma} ——发动机转速 n 、进口总静压差的函数；

v_e ——压气机增压比、供油量、燃烧室效率和压力损失系数的函数。

航空发动机推进功率不仅是油压函数,而且是飞行状态和环境参数的函数。因此,发动机推进功率参数随时间的变化图谱被称为飞行载荷谱,由于这些参数反映了发动机使用条件,因而亦称发动机使用任务谱。

(2) 飞行载荷谱是决定发动机寿命的前提

现代航空发动机寿命,不仅是简单地定义为发动机总运转的小时数,而且还应规定总循环次数。

飞行载荷谱是确定发动机使用寿命的基本条件。图 6-27 示出发动机结构完整性分析计划,可以看出载荷要素是决定寿命的关键因素。

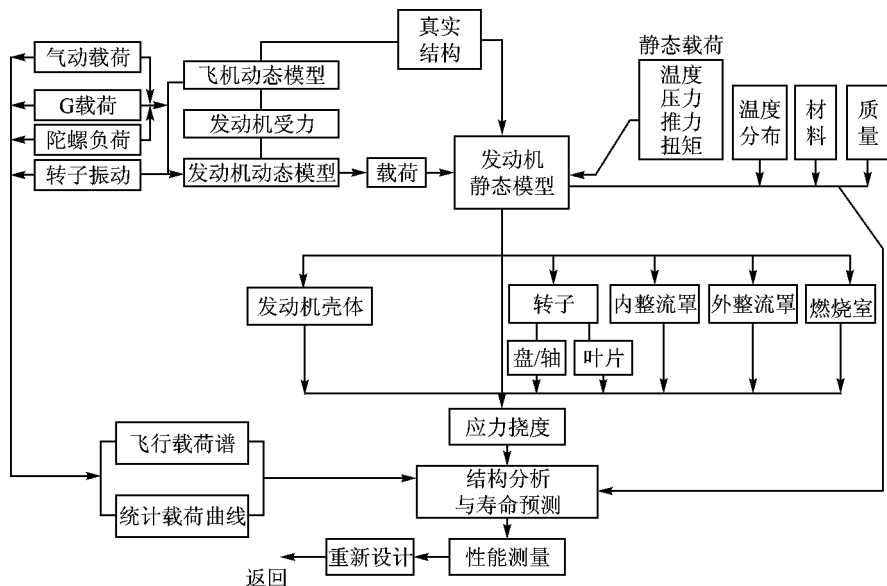


图 6-27 发动机结构完整性 ENSIP 分析计划框图

20 世纪 70 年代,F100 发动机在 F-15 飞机使用中出现了耐久性问题。其原因是实际功率循环超过设计循环 42%,热循环时间累积比设计循环低 61%,加力燃烧室的实际使用循环超过设计循环达 334%。这说明原来根据使用任务要求和设计资料推算的发动机工作循环未能真实反映实际使用。

实际表明,限制发动机零部件寿命的主要故障是低循环疲劳、热疲劳、应力断裂、蠕变和腐蚀等。低循环疲劳影响发动机的很多主要限寿部件,诸如风扇盘、压气机盘、涡轮盘和机匣、涡

轮静子、燃烧室机匣、火焰筒、加力燃烧室和导管等。蠕变和热疲劳影响涡轮叶片导向器和燃烧室等。颤振与蠕变影响风扇叶片、压气机叶片。应力断裂影响涡轮叶片和叶盘。

低循环频率一般小于 20 ~ 30 周/min,一个飞行起落大约在 0.5 ~ 2.5 h,而载荷所引起的应力-应变幅值则很大,最大应变超过屈服应变,甚至局部应力集中超过屈服极限。在航空发动机试验中,模拟使用的载荷循环有两种典型循环:

① 主循环,也称 I 型循环。它是从启动—最大或加力状态—停车循环。I 型循环的累积次数对发动机重要的冷端和热端部件寿命有很大影响。一般,每小时工作中 I 型循环的次数由总任务的次数确定。

② 部分循环,也称 III 型循环。它是从慢车—中等推力—慢车的循环。III 型循环包含了足够的热循环,对热端部件低循环疲劳有很大影响。它在实际使用中的累积次数取决于训练中所进行的机动飞行的类型,武器投放战术和性能变换。

飞机的特性和使用任务对低循环时间累积有很大影响。研究表明,高推重比的飞机在爬升、加速、空战训练以及其他任务中热循环累积时间比低推重比飞机的热循环累积时间多。图 6-28 示出 3 种现役战斗机功率循环和热循环时间累积的差别。

在加力式发动机载荷循环中,中等状态工作时间能影响涡轮叶片的蠕变、应力断裂和低循环疲劳寿命。过渡状态工作,最大状态工作一段时间之后,节流到慢车停留一段时间,重新点火加速的过程,产生的热应力同旋转应力组合,将增大部件应变范围,从而进一步降低寿命。

部件蠕变损伤是温度、应力和时间的函数。发动机零部件由于振动疲劳载荷将可以引起高频疲劳破坏。根据零件振动频率、发动机工作转速以及此状态下的持续工作时间来确定高循环载荷状态。加减速状态下要累积出现共振时间,一般通过专题试飞确定。

发动机飞行载荷状态并不是单一的,而是相互重叠,损伤形式也是相互影响的。例如,涡轮叶片高温蠕变与热循环疲劳相互影响,涡轮盘蠕变与低循环疲劳相互影响。各类型号发动机根据其飞行任务要求,均有典型的飞行任务剖面。

总之,准确确定发动机实际使用的载荷谱对其结构设计、强度分析、零部件耐久性试验和发动机使用寿命的确定都是非常重要的。

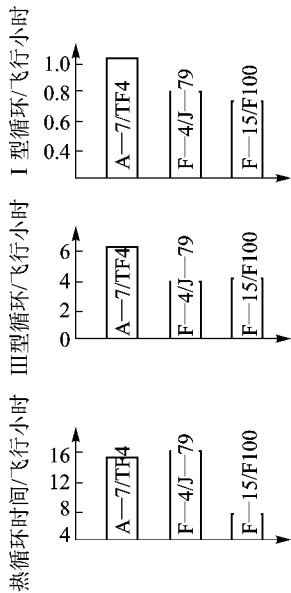


图 6-28 现役飞机的使用数据

2. 几种典型载荷谱

(1) 3 种飞机的典型发动机载荷谱

图 6-29 示出 A-10 飞机地面攻击任务中采集的 TF34 发动机载荷-时间历程示波谱线。它包括高度、速度、过载系数 (g 值)、油门杆角度、高压转子转速 n_2 和低压转子转速 n_1 以及温度随时间的变化。分析 TF34 的示波谱线看出: 飞机在离地面很低的高度 (900 ~ 1 840 m) 上, 速度在 500 ~ 556 km/h 进行了大部分进入目标范围的“地形遮掩”机动飞行和在目标范围内的投弹机动发行, 占发动机飞行时间的 70%。过载系数谱线表示出多次接近最大的 g 值状态, 这是由于低高度、保持大飞行速度的“地形遮掩”飞行及目标范围的机动飞行的结果。最大功率状态占了飞行任务的很大部分, 在低功率和中等功率 (大于慢车功率到中等功率) 进行了多次变换。

图 6-30 示出 F-5E (J85) 和 F-15 (F100 发动机) 歼击机空中格斗、巡逻任务中典型的发动机示波载荷谱线。对 J85 发动机, 包括高度、马赫数、过载系数、排气温度和压气机转速 n_1 随时间的变化。对 F100, 包括高度、过载系数、油门杆角度和高压压气机转子转速 n_2 随时间的变化。

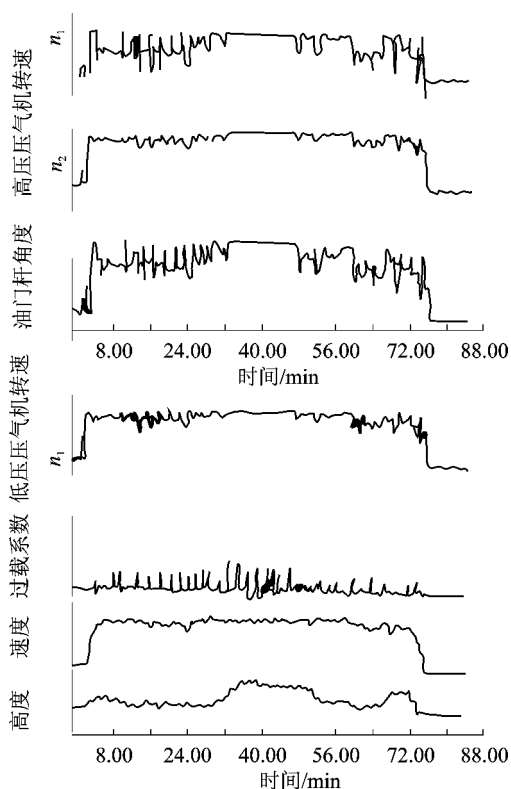


图 6-29 A-10 飞机采集的载荷谱线

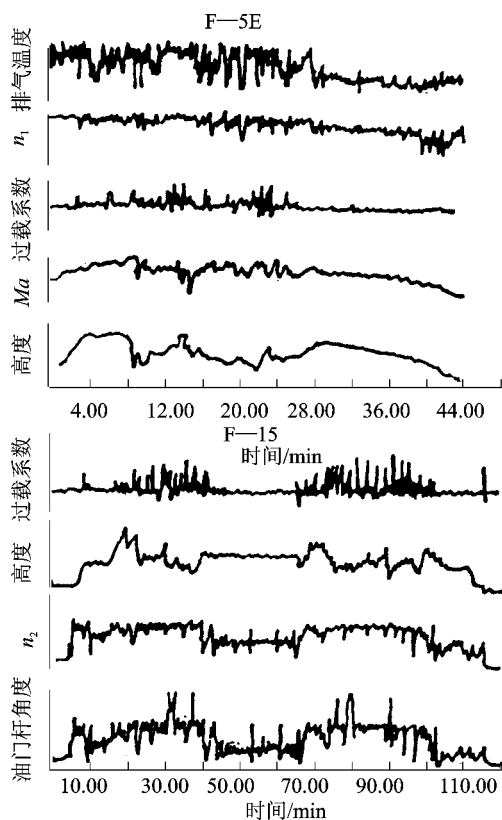


图 6-30 F-5E 和 F-15 飞机采集的载荷谱线

F-5E 和 F-15 采集的发动机载荷谱线,代表了典型歼击机在空中巡逻和格斗任务中的发动机载荷谱。它们很相似,但 F-15 的任务时间相当长,因为在 F-15 飞行中包括空-空加油时间。与 A-10 不同,F-5E 和 F-15 大部分任务是在高空飞行,只有 1/3 为机动任务飞行。格斗飞行是在较低高度和亚声速下飞行的。发动机参数谱线特点是较大量的低速变换和较少的最大功率状态工作时间。F-15 的功率谱线还表示出大量工作时间使用了加力燃烧室工作。谱线中在第 44 min,出现等高度段飞行任务点,是空-空加油的状态示波谱线。

统计 3 个机种的发动机总工作小时数与发动机飞行小时数之比给出:TF34 发动机为 1.3 小时/飞行小时,F100 发动机约为 1.5 小时/飞行小时,J85 发动机为 1.2 小时/飞行小时,就是说,发动机工作时间的 23%~33% 是在地面工作。地面运行通常是在低功率下,累积时间包括电子仪器加温、飞行前和飞行后维护工作、规定飞行项目准备、外部设备和武器的安全检查及等候起飞时间。

统计 3 个机种的 I 型循环实测结果是 F-5E 的使用最为苛刻,达 1.38 次/飞行小时;A-10 为 0.92 次/飞行小时;F-15 最低,为 0.75 次/飞行小时。

图 6-31 示出 3 种飞机的平均功率调整分布。A-10 的功率调整主要在中等功率。F-5E 和 F-15 的功率调整很类似,约 20% 花在巡航功率状态,20%~25% 接近中等功率或高于中等功率状态,慢车状态时间很少。当发动机转速降低时,3 种发动机的每飞行小时的循环次数都明显增加,其中 F-15 增加更明显。

热端部件设计的最重要准则之一是认为发动机在接近最大温度状态运行时,对应力断裂和蠕变的影响最大。认为功率调整在大于 97% 中等状态的发动机工作时间是具有破坏性的。对限制零件低循环疲劳和热疲劳寿命来说,较重要的破坏过程是大转速变换,即是定义为比 80% 中等功率小的一种循环。空测结果表明:A-10 工作时间的 50% 处于 97% 中等功率(地面攻击任务)。这比 F-5E (25%) 或 F-15 (20%) 都明显大。F-15 开加力工作时间为任务时间的 5%。对 A-10 飞机的每飞行小时,发动机低于 80% 中等功率的循环次数小于 1,而 F-5E 和 F-15 约为 6.5 次这种破坏循环。

综上所述,可以看出:

- ① 所有 3 个系统都在地面运行中花费了相当的时间,并且以接近空中慢车功率运行。
- ② 所有 3 个系统使用中都包含大量小幅值的节流循环。
- ③ 按飞行剖面,主要循环次数和最高温度状态,时间很相近。

F-15	F-5E	A-10
22次飞行	21次飞行	31次飞行
43 h	16 h	43 h

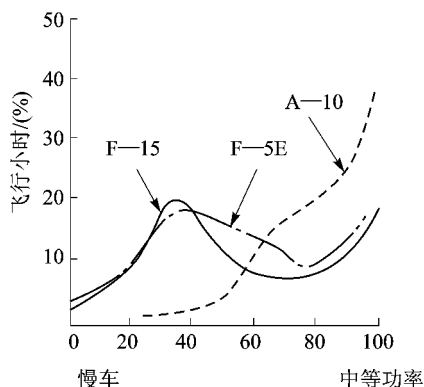


图 6-31 功率调整分布

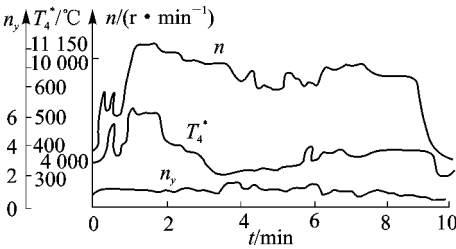
④ 低推重比强击机 A—10 在最高温度状态使用了大量时间,约 50% 发动机飞行小时 海 发动机飞行小时的节流循环较低,小于 1 次/飞行小时。

⑤ 高推重比歼击机 (F—5E、F—15) 使用许多较大的节流循环,6 ~ 7 次/发动机飞行小时, 但最高温度状态时间较少,为 20% ~ 25%。

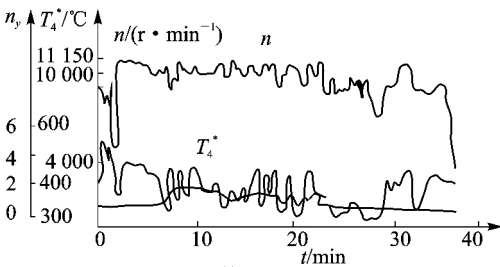
(2) 涡喷 6 发动机飞行载荷谱

我国在空测现役发动机飞行载荷谱方面做了大量测量分析工作。例如,在涡喷 6 空测中 按飞行训练大纲完成了 22 个典型科目的试飞,进行了高度分配、排气温度分布、过载分布和油 压矩阵的统计 又进行了涡喷 6 的试飞测量。

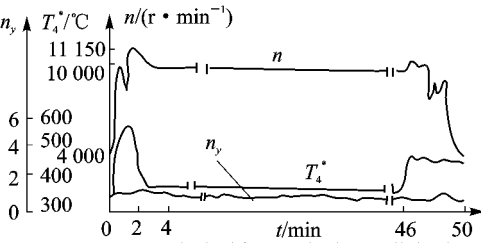
我国空测涡喷发动机载荷谱是在歼 6 Ⅲ 飞机上进行的。空测科目主要有:简单和复杂特 技飞行、空中启动、高中空大速度、高空平流层简单特技飞行和升限飞行、低空简单特技、高级 特技飞行、战斗机暗舱仪表飞行、单机对直线飞行目标水平攻击、单机对地靶照相射击等 18 个 飞行任务。图 6—32 示出典型飞行科目空测的载荷谱,它包括转速 n 、排气温度 T_4^* (涡轮出 口) 和法向过载 n_y (相当于 g 的倍数) 随时间的变化。



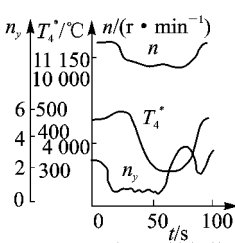
(a) 起落航线的飞行载荷谱



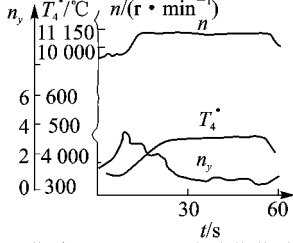
(c) 单机对作简单特技的歼击机攻击载荷谱



(b) 低空单机已知航线飞行载荷谱



(d) 半斤斗翻转加横滚载荷谱



(e) 跃升加盘旋载荷谱

图 6—32 空测的典型飞行科目的载荷谱

表 6—3 列出 100 h 内,发动机的转速循环分配。由该表可知,涡喷 6 发动机的载荷循环 主要是转速 10 000—11 150—10 000 r/min,8 000—11 150—8 000 r/min,9 000—11 150— 9 000 r/min,0—11 150—0 r/min。前 3 种占总次数的 80.28%,而 0—11 150—0 r/min 只占 13.5%。

表 6-3 100 小时内涡喷 6 发动机转速分配

循环 / $(r \cdot \min^{-1})$	1 000—11 150 —1 000	9 000—11 150 —9 000	8 000—11 150 —8 000	7 000—11 150 —7 000	慢车—11 150 —慢车	0—11 150 —0
占总计 / (%)	48.41	15.36	16.51	5.23	1.0	13.49

表 6-4 列出 100 小时内发动机 T_4^* 分配。在 11 150 r/min 时,统计的 T_4^* 为 700、600 和 500 的时间各占总时间的 6.99%、49.20% 和 43.81%,后两者之和占总时间的 93.01%。在 10 000 ~ 9 000 r/min。大量出现的 T_4^* 为 400 。

表 6-4 100 h 内发动机的 T_4^* 分配

$T_4^* /$	700	600	500	400	300
各温度占总计 / (%)	1.48	12.48	38.37	45.36	2.31

空测表明 随过载值增加,其出现的次数明显减少,大量出现的过载值为 1.5,占总次数的 48.27%,而 $n_y = 6 \sim 6.5$ 的占总计的 0.34%。

综上所述,可以看到 航空发动机实际使用的载荷谱是研究发动机寿命的前提和基础。

实际训练环境下使用的载荷谱比按典型战斗任务所推算的循环载荷谱要苛刻得多,平时的训练比典型的战斗过程功率状态的使用更富有破坏性,尤其是对低循环疲劳情况更为突出。载荷谱的苛刻性直接导致零部件寿命的降低。

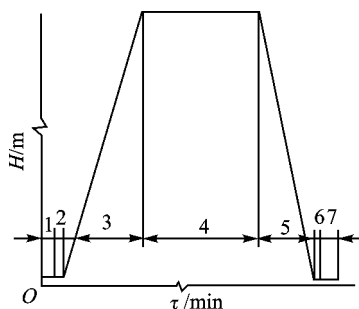
不同机种使用的载荷谱有很大差别。对歼击机,包括大量的节流循环,低循环疲劳是主要影响寿命的因素,热工作时间影响是次要的;低推重比轰炸机最高温度状态的工作时间很大(每发动机飞行小时达 50%),节流循环影响较小,热疲劳是主要影响寿命的因素。

6.6.3 飞行高度-速度图及飞行科目

1. 飞行高度-速度图

飞行高度速度图是描述装用发动机的飞机飞行特性随飞行速度和高度的变化。

图 6-33 示出民航机发动机的飞行剖面图。依赖于机场等级和飞机航线距离的各阶段的时间、航线距离为 省内达 370 km,省际达 570 km,省际大距离达 600 ~ 800 km。图中示出了滑跑时间和地面试车为 5 ~ 9 min 起飞至安全高度 1 ~ 1.5 min 在 0.75 最大连续功率状态水平飞行按飞行距离确定 着陆滑跑 0.5 ~ 2.0 min。



- 1—从慢车到 0.4 最大连续功率状态,在起飞线地面滑行和发动机试车,5~9 min;
- 2—在起飞状态滑跑并起飞爬高到安全高度,1~1.5 min;
- 3—在最大连续功率长时间爬高,15~30 min;
- 4—在 0.75 最大连续功率状态水平飞行;
- 5—从 0.85 最大连续功率到飞行慢车降落和进入着陆,10~25 min;
- 6—在慢车状态着陆滑跑,0.5~2 min;
- 7—从慢车到 0.4 最大连续功率状态滑入停机坪并冷却发动机,5~9 min

图 6-33 民航飞行典型图

图 6-34 示出美国 GE 公司 CF-6 典型航线使用功率循环。启动后 0.5 min 到地面慢车,起飞 2 min,最大巡航状态 48 min,飞行慢车 11.5 min、不定向巡航 5 min,进场 5 min,反推力 5 s、线性减速到慢车 15 s,地面慢车 1.7 min,滑行 5 min,停机,冷却至少 20 min,这是典型的 1.875 h 航线飞行。

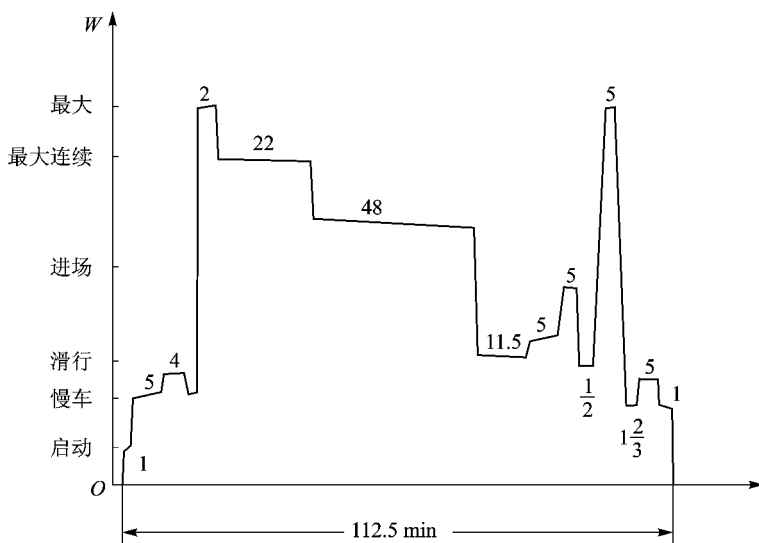
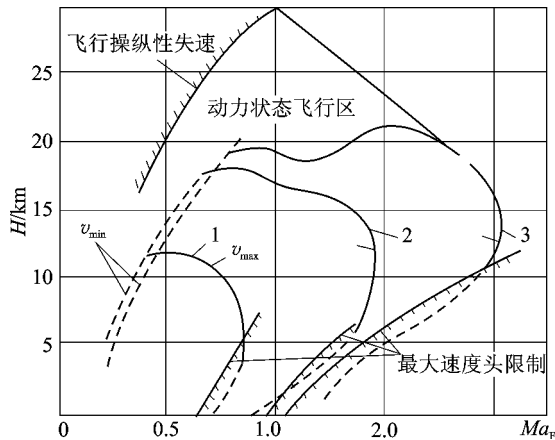


图 6-34 CF-6 民航机典型航线使用谱

图 6-35 示出装用涡喷发动机飞行特性随飞行高度、速度和升限的变化。根据该图可以确定飞行状态的交替和持续时间(也就是相应的发动机工作状态)以及外部作用随着飞行的变化:发动机进口空气压力和温度,可能和鸟类、冰雹等外来物遭遇的速度,以及外部作用出现最大值的状态。例如,对超声速飞机发动机产生的最繁重的状态(在材料温度、空气和燃气的压力、温度方面)不在短暂的起飞,而在爬高和巡航飞行。对其滑油系统则出现在低状态时,因为发动机在低状态时用作制冷剂的燃油温度高而消耗量却又小。对涡轮螺桨发动机,最繁

重的状态是在设计高度飞行,此时涡轮前燃气温度按照调节规律达到最大值等。



1—亚声速飞机 2—跨声速飞机 3—超声速飞机

图 6-35 装用涡喷发动机的飞机特性随最大飞行速度、高度和升限的变化

在多种外部作用下,例如 稳定启动边界、飞鸟和尘粒的数量与质量,它们不应该破坏发动机工作和多种参数出现偏差值的情况下发动机不应该丧失工作能力,如发动机转速和涡轮前温度急增等。

2. 主要飞行科目

通过飞机的某些飞行科目来考察发动机工作可靠性、使用性能和操纵功能。

美国空军司令部规定了 6 种标准任务 ① 空对空格斗 ② 空对地 ③ 低空高速 ④“ A”地面循环 ⑤“ B”地面循环 ⑥ 典型梯形高次循环。A、B 指不同类型的循环任务。

海军飞机的飞行任务包括 保持技术飞行、舰上使用鉴定、导航技术飞行、加油、对地攻击、电子对抗、编队飞行、仪表飞行、空战、空中搜索、投放武器、空中机动、联合作战、近距离空中支援、截击、射击、空中封锁和反潜艇作战等。

轰炸机飞行科目包括 驾驶术空域飞行、起落航线飞行、外场着陆及任务飞行、高/中/低空轰炸、改变高航路和轰炸、对空中目标射击和中队编队飞行等。

歼击机使用变化很大,各机任务也有所不同。目前,尚不能完全统一飞行任务。下面以歼击机飞机的主要飞行科目加以说明。

(1) 检验飞行

这是发动机的初步考核飞行。其步骤包括：

① 先后启动左、右发动机,使转速达到 4 100 r/min (开始右发动机,使转速达到额定转速

后拉回),保持左、右发动机同步待命起飞。

② 起飞爬高,上升至 8 000 m,上升过程注意排气温度和发动机工作。

③ 在 $H=8\ 000\text{ m}$,飞行表速 $v_b=500\text{ km/h}$ 稳定平飞 2 min,在 $v_b=500\sim 600\text{ km/h}$ 以 $\pm 5^\circ$ 俯仰角作上升下滑 左、右侧滑 在 $v_b=400\sim 610\text{ km/h}$,发动机额定以维持稳定盘旋,左、右各一圈。飞行中皆检查平衡情况。

④ 在 $H=8\ 000\text{ m}$, $v_b=500\text{ km/h}$,发动机额定加速至表速最大值 $v_{b\max}$,保持 1 min,收油门减至 $v_b=500\text{ km/h}$ 。

⑤ 返航着陆。

(2) 高、低空大速度

主要考察发动机大负荷工作的性能,工作可靠性,特别是压气机是否喘振、燃烧的稳定性能。

① 正常起飞达高度为 11 000 m,以 $Ma=0.7$ 稳定平飞 2 min。

② 在 $H=11\ 000\text{ m}$, $Ma=0.7$,接通最大,加速至 $Ma_{\max}$,保持 1 min,注意排气温度,然后收油门、放减速板减速至 $Ma=0.7$,继续平飞 1~2 min。

③ 在 $H=11\ 000\text{ m}$, $Ma=0.75$,接通加力加速飞机至 $Ma_{\max}$,保持 1 min,然后收油门,减速至 $Ma=0.75$ 。

④ 降至 $H=1\ 000\text{ m}$, $v_b=600\text{ km/h}$,稳定平飞 2 min,在 $v_b=700\text{ km/h}$ 接通最大加速至 $v_{\max}=1\ 100\text{ km/h}$,保持 0.5~1 min,然后收油门减速至 $v_b=700\text{ km/h}$,返航着陆。

⑤ 飞行中注意超温,法向过载 $\bar{n}_{y\max}\leq 7$,当 $H\leq 6\ 400\text{ m}$, $v_{b\max}\leq 1\ 000\text{ km/h}$,注意异常现象。

(3) 升限飞行及加力接通可靠性

主要考察发动机的最大爬高能力和达到的极限高度,也考察主要部件工作可靠性。

① 地面接通最大起飞,上升至 $H=6\ 000\text{ m}$ 时接通加力,连续稳定上升至升限,此时垂直方向上升速度 $v_y=5\text{ m/s}$ 。

② 在升限(如 18 000~21 000 m)高度,发动机额定,以 $v_y=-15\text{ m/s}$ 下滑至 $H=15\ 000\text{ m}$;

③ 在 $H=15\ 000\text{ m}$,发动机最大平飞加速至 $Ma_{\max}$ 维持 1 min 后接通加力。接通加力成功后维持 0.5 min。断加力改最大后再接通加力。一般进行三次接通。

④ 加力接通成功后切断加力,下降高度返航。

⑤ 可降低高度至 14 000 m 接通加力,飞行中注意超温和转速变化。

(4) 空中启动

这是考察主燃烧室再点火性能。

① 正常起飞上升至 9 000 m,表速达 $v_b=500\text{ km/h}$,稳定平飞 2 min。

② 上升至 9 500 m, $v_b=500\text{ km/h}$, $v_y=-7\sim -10\text{ m/s}$ 下滑,右发动机保持额定,左发动机

逐渐收油门(或左右颠倒)并操纵飞机,保持动态平衡,直至关闭左发动机熄火。当 $H = 9\,200 \sim 9\,100\text{ m}$, 打开启动开关,启动左发动机,成功时记录排气温度、转速和表速。之后转速增至 $4\,100\text{ r/min}$, 关闭启动开关,继续增大转速,保持左、右发动机转速一样。

③ 在飞行表速 $v_b = 350 \sim 550\text{ km/h}$ 、飞行高度 $9\,000\text{ m}$ 以下(不小于 $6\,000\text{ m}$) 进行各表速、各高度下启动,从而获得可靠启动包络线。

⑤ 中空特技

主要考察发动机工作可靠性、稳定性。

① 正常起飞,上升至 $H = 5\,000\text{ m}$, $v_b = 500\text{ km/h}$, 稳定平飞 2 min , $v_b = 600\text{ km/h}$, 发动机额定以维持稳定盘旋过载,左右盘旋各一次。

② 在 $H = 5\,000\text{ m}$, $v_b = 700\text{ km/h}$, 左、右横滚。

③ $H = 5\,000\text{ m}$, $v_b = 450\text{ km/h}$, 发动机慢车,以俯冲角 $\theta = -30^\circ$ 俯冲至 $H = 3\,000\text{ m}$, 后以纵向过载 $\bar{n}_x = 3 \sim 4$ 退出。然后以上升角(飞机纵轴与水平线夹角) $\gamma = 45^\circ$ 上升转弯, $v_b \geq 450\text{ km/h}$ 时退出。

④ $H = 5\,000\text{ m}$, $v_b = 500\text{ km/h}$, 发动机慢车以 $\theta = 45^\circ$ 俯冲至 $3\,000\text{ m}$, 以 $\bar{n}_y = 5 \sim 6$ 退出,然后接通最大状态,以 $\gamma = 45^\circ$ 急跃至 $v_b \geq 550\text{ km/h}$ 时退出,断开最大状态。

⑤ 返航着陆。

6.6.4 发动机飞行试验台试验

飞行试验是检查飞行器、动力装置、机载系统、设备的工作能力和可靠性等项技术要求的综合性试验,其中动力装置的飞行试验仅占整个飞行试验的一部分。针对动力装置的飞行试验又可分为三种:飞行试验台试验、试验机(或验证机)试飞以及原型机试飞。

① 飞机试验台试验是由一架已经定型的多发动机飞机改装而成的,被试发动机通常是放在专门的吊舱中,它不是飞机的主要动力装置。

② 试验机试飞是采用已经定型或经过使用考验的飞机,被试发动机替换飞机的部分动力装置。

③ 原型机试飞是被试的新发动机装在使用新发动机的新飞机上的飞行试验。

对超声速军用飞机发动机来说,上述三种试验中原型机试飞的功能最强,它能在允许使用的飞行包线范围内飞行,动力装置与新的飞机一起试飞能最真实地验证发动机的工作情况,试验机试飞的功能次之,飞行范围接近原型机,真实性稍差,这是一种既能减少风险又能暴露战斗机动力装置存在问题的常用方法,它为原型机试飞打下基础,但受发动机安装空间和飞机-推进系统匹配等方面因素的限制,飞行试验台试验的功能有限,飞行范围小,但发动机改装和测试系统改装的空间较大,所以,比原型机和试验机测试参数多。

1. 飞行试验台

飞行试验台试验和地面高空台试验是互相补充的,它们之间密切关联。飞行试验台试验是国外发动机定型程序中的一个组成部分。

飞行试验台一般是由重型飞机改装而成,取下所有对飞行试验不必要的设备,装上必需的仪表。保证飞行和飞机机动的基本推力是由批生产发动机提供的,被试发动机可安装在机身下面和上面、安装批生产发动机的某一短舱内、机翼下面或飞机尾部。被试发动机的安装应尽量使其工作条件接近实际使用条件。这种由大型多发轰炸机或运输机改装的试验台一般称之为通用飞行试验台。

目前,共有 40 多种通用飞行试验台,如英国的“火神”飞行试验台,美国的 B-52 飞行试验台、苏联的 TY-16、TY-4 飞行试验台及我国的轰 6 飞行试验台。或者试验发动机取代飞行试验台的一台已定型的发动机,安装在其短舱内,如苏联 ИЛ-76 飞行试验台、美国 B-47 和 B-707 飞行试验台等。

通用飞行试验台可以对多种不同型号和尺寸的发动机进行试验,由于这种飞行试验台是预先改造好的设备,所以发动机试验的改装及准备期短。由于是大型飞机,所以拥有的发动机改装及测试系统改装空间大,测试设备多,可以测量更多的参数,每个起落的有效试验时间长。图 6-36 示出 ИЛ-76 飞行试验台的测试和监控系统。该飞行试验台有磁带记录器、光学示波器、各种不同的目视指示器及电视监控系统,并且还装有机载数字计算机,可以实时处理数据。磁带记录器不仅可以以 PCM 方式记录数据,而且还可以以 FM 方式记录数据,ИЛ-76 飞行试验台共有四套测试系统。“火神”飞行试验台平均每 2 个飞行小时能测取 200 000 项数据。

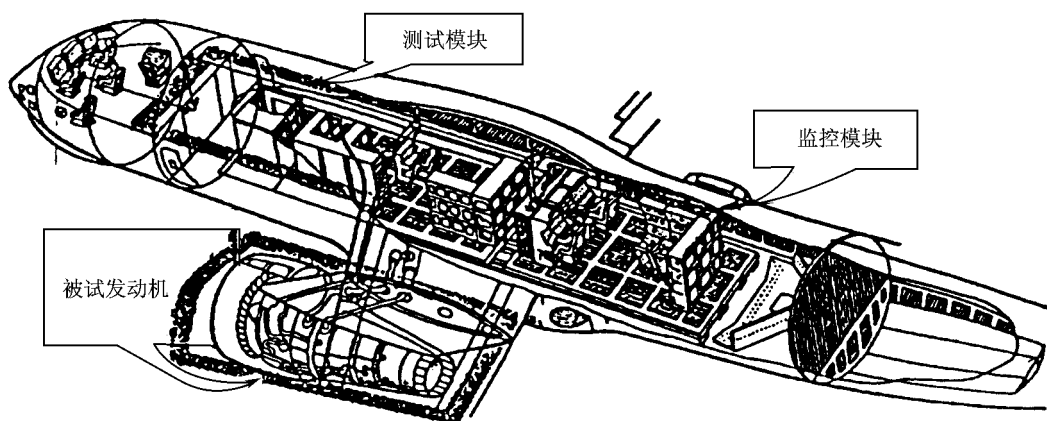


图 6-36 ИЛ-76 飞行试验及测试系统

在“火神”上试验的发动机有奥林巴斯 593、RB199、Spey RB—163 等 在 B—52 飞行试验台上试飞的发动机有 TF39、CF6、TF41、JT9D。苏联把通用飞行试验台作为飞行试验的主要设备,例如,Д36 发动机就在通用飞行试验台上进行飞行试验。

通用飞行试验台受到飞行高度、飞行速度和机动性的限制。其飞行范围都小于同代的歼击机或拦截机,改装后飞行范围还有所减小。例如,英国的“火神”飞行试验台只能飞到高度 15 km, $Ma \leq 0.92$ 我国轰 6 飞行试验台试飞范围在 12 km 以下, $Ma \leq 0.8$ 。而一般歼击机的飞行范围都高达 20 ~ 25 km,马赫数高达 1.8 ~ 2.5。因此,采用飞行台试验时,高马赫数和高高度的数据必须按相似定律加以推算。

另一种飞行试验台是专用飞行试验台,它是由于试验发动机尺寸和空气流量大致相当的发动机的小型双发飞机改装的。用试验发动机取代该飞机的一台发动机,安装在其短舱内。这种飞行试验台受发动机安装空间及飞机推进系统匹配等方面因素的限制,它只能对一种或很少几种发动机进行试验。如法国的阵风 A 飞行试验台、美国的 F—15 飞行试验台和我国的运 12 飞行试验台、苏联伊尔—76 飞行试验台、试验大型涡扇发动机 PW4084 的 B747 飞行试验台等。

专用飞行试验台的试验范围较宽、其飞行包线一般都与试验发动机原型飞机的飞行包线大致相当。这种飞行试验台的选型要考虑以下因素：

- ① 飞机的飞行速度和高度范围。
- ② 飞机的可用性。
- ③ 主发动机的功率余度。
- ④ 飞机系统和结构的适应性等。

在专用飞行试验台上试验的发动机有 法国的 M88、CFM56、CF6、F118、EJ200、F100 AL—31Ф、P36、PW4084 和 GE90 发动机等。专用飞行试验台也称试验机或验证机。

2. 发动机飞行试验台的试验项目

正如前面几章所论述的,整机的试验包括 地面室内和室外试车台试验、地面特种试验、高空台模拟试验、飞行试验台试验和原型机试飞等。随着飞机发动机设计要求的提高和试验技术的发展,飞行试验台试验的某些项目有被高空台模拟试验取代的趋势。如美国 F100 发动机研制过程中,经地面台架和高空模拟试验后,直接装在 F15 和 F16 原型飞机上试飞。F101 发动机也直接装在 B—1 轰炸机上试飞。英国燃气涡轮研究院 NGTE 也把某些飞行试验转到利用高空模拟试验设备进行。

通常,发动机在飞行试验台的试验项目有：

- ① 检查发动机的风车旋转特性。
- ② 确定发动机的气动稳定特性和压气机稳定工作边界。
- ③ 确定主燃烧室和加力燃烧室稳定点火边界、空中启动性能 加力接通、切断的可靠性。

- ④ 确定发动机空中工作的过程参数。
- ⑤ 确定发动机的推力瞬变特性,加速性能。
- ⑥ 确定发动机燃油自动调节系统工作特性 检查控制系统调节的可靠性、响应特性。
- ⑦ 检查机动飞行中滑油系统的工作。
- ⑧ 确定飞机过载、飞行姿态对发动机工作的影响。
- ⑨ 确定发动机的高度、速度特性及共同工作线。
- ⑩ 确定飞机附件空气和功率提取对发动机工作的影响。
- ⑪ 确定飞机武器发射对发动机工作的影响及防喘系统的工作性能。
- ⑫ 确定发动机舱冷却通风性能。
- ⑬ 确定各种状态下发动机的振动过载。
- ⑭ 发动机应力应变测量、涡轮前温度场录取、防冰结冰试验、吞咽试验、进气道匹配试验、发动机舱外部压力测量、煤油鉴定试验等。
- ⑮ 发动机反推力系统性能测定,矢量推力试验。
- ⑯ 发动机使用寿命的验证等。

例如,CF—6 发动机装在 B—52 飞行试验台上进行的试验有:顺风条件下发动机地面启动、起飞与爬高功率安排、发动机风车旋转试验、确定空中启动包线、侧风试验、加减速特性试验、反推力试验、飞机机动载荷对发动机的影响、进气道防冰试验、发动机舱外部压力测量、发动机舱通风冷却试验、附件振动测量及发动机性能测定等,总计飞行了 74 h 以上。

英国 RB199 发动机在“火神”飞行试验台共进行试验达 300 h,高度在 15 240 m, $Ma = 0.92$ 的整个飞行包线范围内检查发动机的性能和操纵性。奥林巴斯 593 发动机也在“火神”飞行试验台上考察了上述 16 项试验的多数项目,总试验时间达 500 h。

和地面高空台相比,发动机飞行试验台具有以下特点:

- ① 试验结果可信度高,高空台在模拟瞬变过程中误差较大。飞行试验台是真实大气条件和飞行条件。
- ② 飞行试验台可以用于检查飞机系统对发动机的影响,诸如发动机的安装特性,飞行姿态和飞行过载对发动机的影响、飞机进气道、发动机舱对发动机的影响等。
- ③ 由于飞行试验台装有进行某些试验的设备和操纵台,因此可以进行空中启动、调节规律、稳定裕度、断油和急剧供油、武器发射、结冰、飞机附件空气和功率提取等专项试验。

飞行试验台的缺点是飞行包线受限制,最大飞行马赫数在 0.9 左右,其安全风险比地面模拟设备大。

飞行试验台和高空模拟台都是研制发动机的必要设备,两者相互补充、紧密配合。

6.6.5 典型飞行试验

前已述及飞行试验的飞行试验台试飞。飞行试验的另一重要部分是在原型机上试飞。

由于飞行试验花费巨大,而试验的发动机通常还不具有足够的寿命,所以飞行试验要提高测试的速度、准确性和测试结果用自动仪器或磁电示波器记录。在试飞中心控制时进行实时显示。

为满足新一代综合飞行/推力控制系统的要求,可采用各种新技术,诸如:传感器和作动器方面的数字作动器、数字传感器和功能余度传感器;飞行计算机方面的多处理机结构、容错/动态重构、大规模/超大规模集成电路、分布式网络、光学计算机、新型电源和系统有效硬件;数据通信方面的光纤数据链、包交换、多路传输和容错多通道;现代控制系统方面的并行处理、多变量控制、解析余度和系统确认方法;多处理机算法/软件方面的平行方法和容错软件等。

原型机试飞是在完全真实飞行条件下进行整个飞行包线的飞行试验,亦可在改进某些发动机部件下进行若干项专项试飞、使用可靠性验证。

对于改进型发动机,一般可在批生产的飞机上进行局部改装,例如歼6飞机,可取下一台发动机装上被试发动机,另一台为原型发动机。增加某些测量线路、仪器即可进行。我国涡喷6甲发动机环形燃烧室、加力燃油喷杆、零级可调叶片、涡轮盘改进等重大研究项目都是采用这种方法进行的。这能使试验面扩大、缩短试验周期。

下面以实例说明飞行试验空测中的一般测量方法、测量参数、采用的传感器及数据分析。

1. F100 发动机飞行试验

F100 发动机是美国 F-15 和 YF16 飞机的动力装置,它的试飞周期达两年之久。为了保证试飞安全,F-15 和 YF16 采取下列措施:

- ① 取消了一些不必要的飞机附件和系统,尽量减轻质量。
- ② 增设应急辅助动力装置,以便在出现空中停车时利用单元推进剂催化燃烧产生动力;增加一个机械装置。在飞机电源出事时可对飞机自动操纵系统实行手动控制。
- ③ 地面遥测站对关键参数进行监控,发动机上还装了自动记录事件过程的仪器、记载超温、超转、热启动和超过循环的情况。
- ④ 最初试飞时,使发动机工作点降低到相当于 95% 推力的位置,以扩大发动机喘振裕度,保证试飞安全。

(1) 测试技术和数据处理方法

1) 测量仪表

在 F-15 飞机上的发动机,尾喷口、后机身和左侧进气道内,共安装 353 个稳态和动态测

量传感器 (如图 6-37 和图 6-38 所示)。

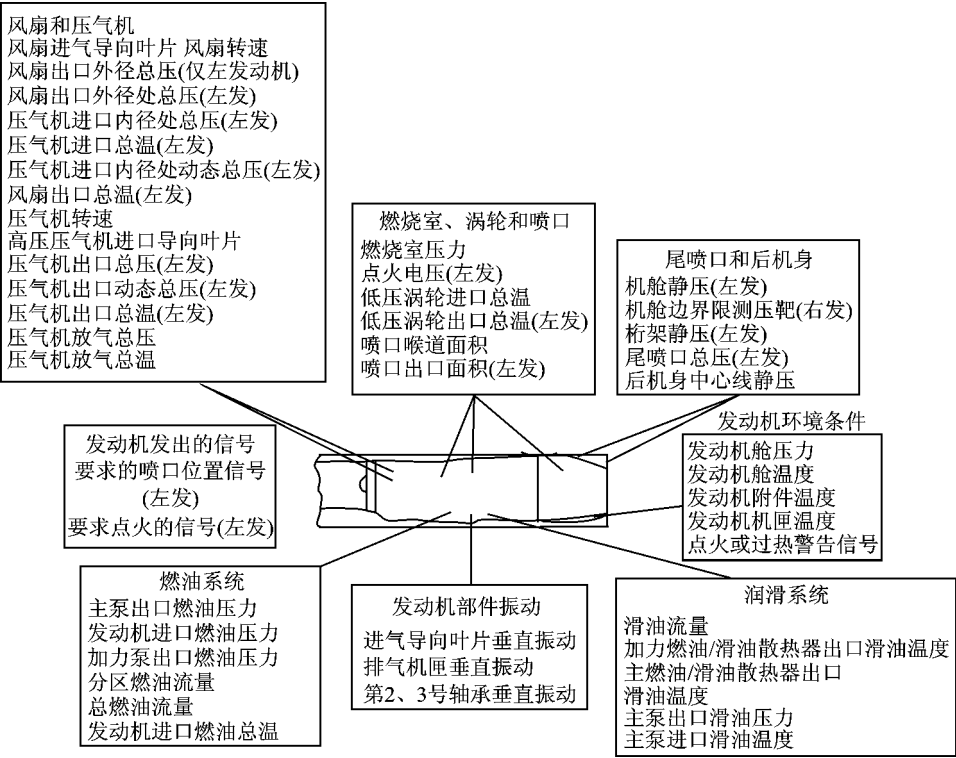


图 6-37 F-15 试飞时发动机的参数测量

在 YF16 上,由于有了 F-15 的试飞经验,同时为了节省试飞费用,对推进系统的测量大量精简,测量参数只有 17 项。

2) 数据记录和处理

F-15 试飞时所用的数据记录系统包括：

① 机载数据系统。采用变频多路系统记录连续变化的参数,并采用分时多路系统分布在飞机各部位,处理附近传感器信号,将模拟量转换为数字量,然后传到中央装置,经处理后输到 14 波道的磁带记录器。除主数据收集系统外,机上还有超短波遥测系统直接与地面遥测站联系。

② 地面系统包括遥测站和检查系统。前者对试飞安全及关键的参数实行遥测监控,及时打印数据;后者供飞行前检查和校准机载测试设备用。

③ 数据处理系统。利用 IBM370/空 145 计算机,在试飞后 24 小时内同时向刘易斯研究中心和美空军试飞中心(AFFTC)提供准确结果。

从远隔两地的空军试飞中心和通用动力公司的活动试飞遥测中心可同时对同一架飞机实

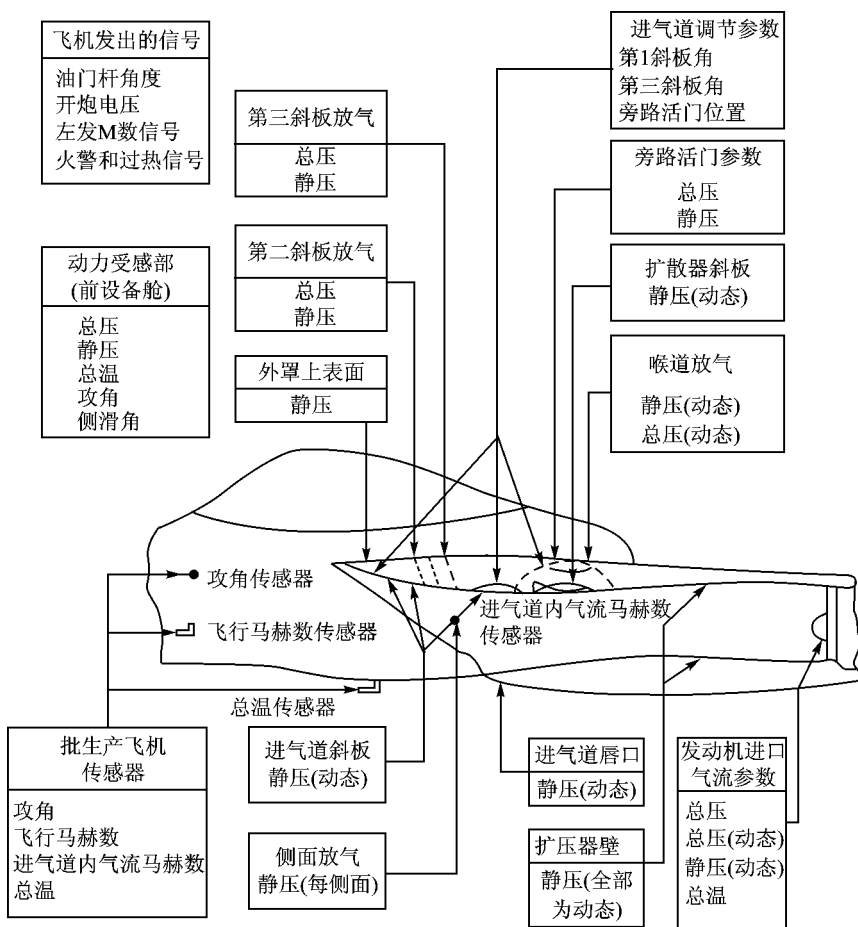


图 6-38 F-15 试飞时进气道的参数测量

行连续监控。当两架同时试飞时,则可进行分别监控。

在每个中心,可实时地显示 40 路参数,通常推进系统参数占 8 项。

试飞后由空军计算中心进行数据处理,主要是利用机载数据记录带。当机载数据系统出故障时,可用地面遥测的数据带补充。

YF16 的所有试飞数据用飞行试验综合分析程序进行分析,如图 6-39 所示。分析的主要项目,即主要子程序包括:气动力特性和性能、推进系统和结构等。根据需要可调用各种子程序进行分析。这些子程序有:

- ① 根据试飞测得的数据计算能力,并使之与飞机的基本气动特性和性能相等。
- ② 推力和耗油率换算到标准大气条件和标准飞行状态。
- ③ 分析发动机特性、监控发动机运行情况。一般均用两小时即可把整个推进系统的数据

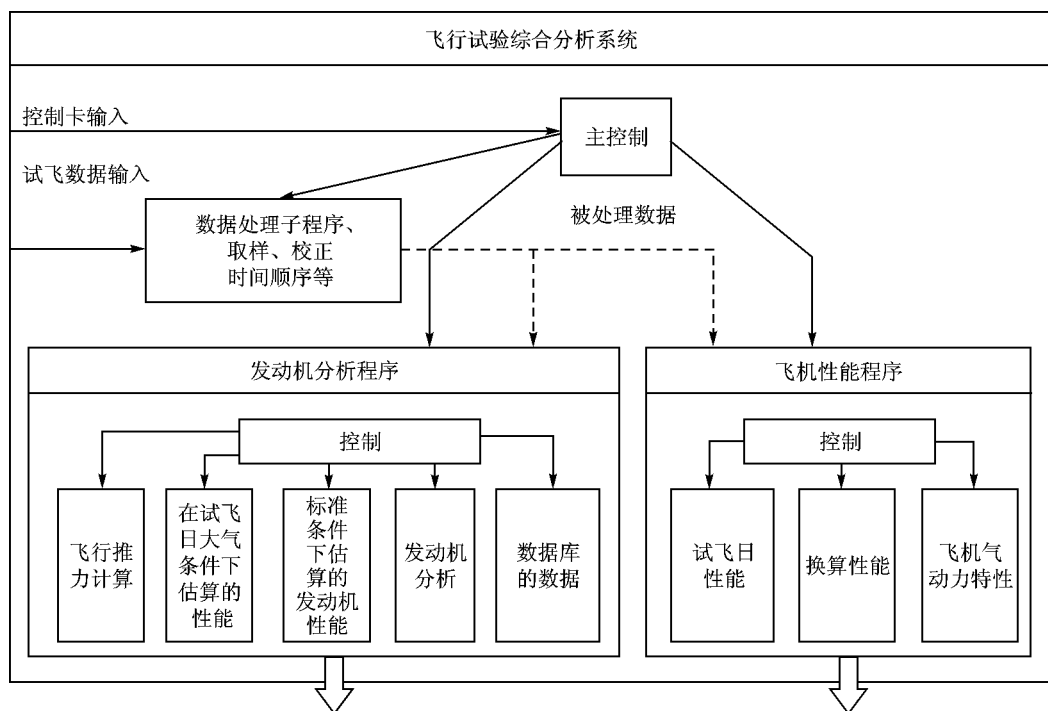


图 6-39 YF16 试飞通用分析程序

分析清楚。

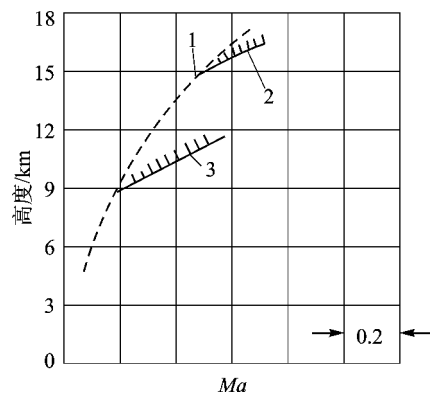
(2) 部分试飞结果

图 6-40 是空测的 F100 发动机推力响应特性。在执行战斗机动、编队飞行以及空中加油等任务时,推力随油门移动的响应特性是非常重要的。F15 早期用 YF100 试飞时,发现油门微动后推力响应很慢。推力响应不好的原因是燃油调节器的供油规律不适合。为此修正了供油规律逐步增大供油线的斜率,使油门杆微动时得到较大的加速供油量,而又不致引起失速,改进后的推力响应特性满足了编队和空中加油的要求。

图 6-41 是空测的 F100 加力振荡燃烧边界。在 F15 和 YF100 早期试飞时会发现加力点火时压力脉动引起风扇失速。为解决上述问题改进了风扇设计、加力调节器,更精确调节油气比,调节器供油律按 Re 进行修正,改善喷油环,在整个加力燃烧室内保持大致相同的油气比。

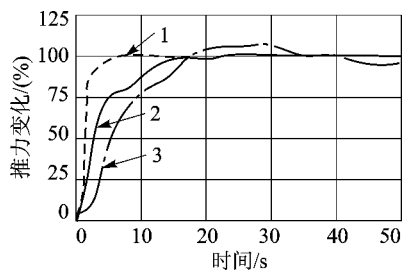
图 6-42 示出 F100 空中启动边界的比较。可以看到,当提取约 11 kW 功率时,空中启动性能恶化。F100 的主燃烧室不曾因大气条件变化、机动飞行或发射武器而熄灭;另一点是压气机转速从高转速衰减到风车状态时间有 60 s,比预计的长。这就使驾驶员有充足的时间在较高的压气机转速下重新点火。这比在风车转速点火的启动性能好得多。F100 采用纯空气

雾化喷嘴扩大了启动边界。



1—F100 改进型 2—YF100 (II) 和 F100 3—YF100

图 6-40 F100 发动机推力响应特性



1—飞机飞行最小马赫数 2—油气比低的稳定边界 3—油气比高的稳定边界

图 6-41 F100 加力振荡燃烧边界

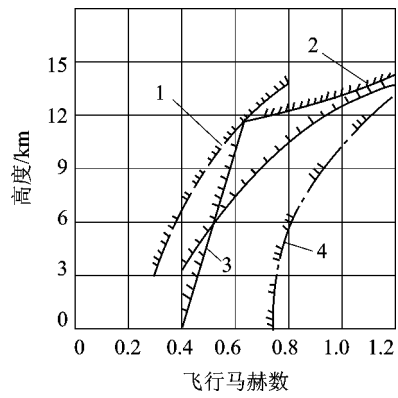


图 6-42 F100 空中启动边界的比较

- 1—试飞确定的启动边界 (纯空气雾化喷嘴) ;
- 2—混合式喷嘴的空中启动边界 ;
- 3—早期估计的启动边界 (不提取功率) ;
- 4—早期估计的启动边界 (提取约 11 kW 功率)

2. 发动机全权限数字式电子控制系统的飞行试验

在 5.7 节中曾较详细的论述了全权限数字式电子控制系统及其主要试验。此系统比液压调节系统可靠性高,硬件故障率降低 50%。

图 6-43 示出数字式电控系统。它有选择地采用余度部件和具有使故障转换成各种工作能力等级的故障检测逻辑电路。

装有数字电控系统的发动机试飞的目的在于考察系统的特点,诸如提高发动机参数控制的精度、改善加力燃烧室的工作、提高空中启动能力、改进故障检验和处置方法、改善诊断及加强维护性。

试飞计划包括在飞行包线内各马赫数和各典型高度下的过渡态测试点,例如,燃气发生器过渡态、加力燃烧室过渡态、空中启动极限值、液压机械式应急控制系统标准、过渡态和转速;飞机加速、爬升和机动飞行时发动机功率的过渡态。

装有数字电控系统的发动机试飞时所使用的各种仪器如图 6-44 所示,测量发动机及其有关燃油系统许多部位上的压力、温度、流量和位置。这些数据均靠装在飞机上的脉冲编码调制数据系统记录,也能遥测传递到地面供实时计算和显示。在宽频调幅磁带通道上记录四个高频响应压力传感器的输出信号,供飞行后动态分析用。

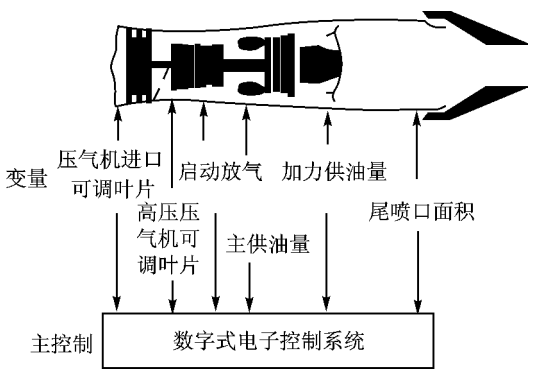


图 6-43 数字式电子控制系统

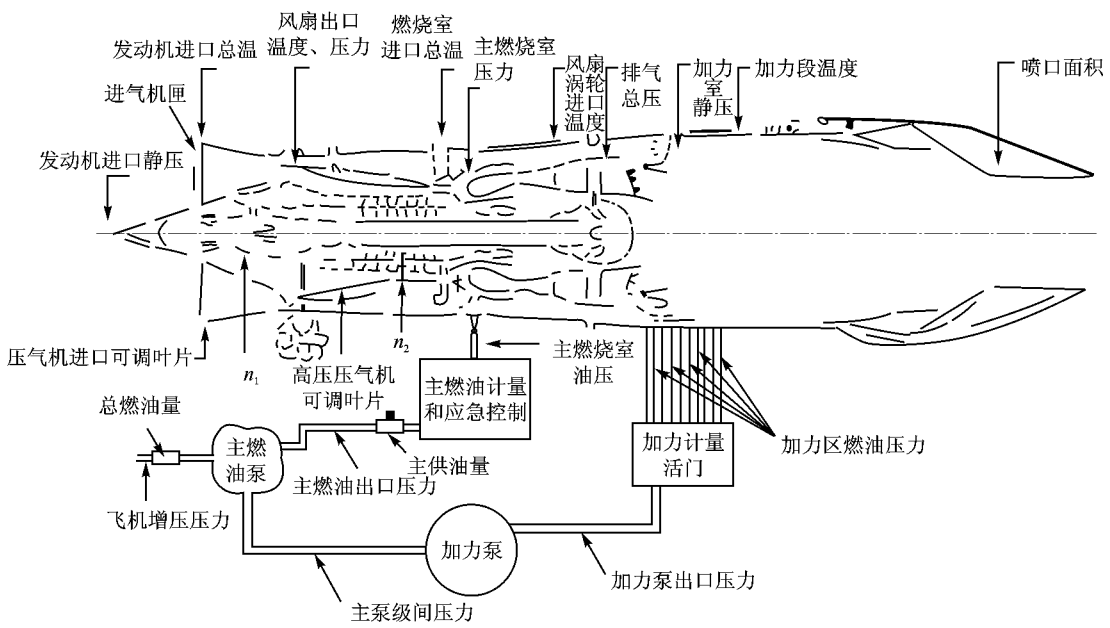


图 6-44 装有数字电控系统的发动机试飞仪器

在飞机驾驶舱内,装有数字电控系统故障指示灯、应急控制器指示灯及一些试验开关等,它们用于各试飞点上所要求的从数字电控系统到应急控制状态的转换。

数字电控系统试飞过程中,在试飞中心控制室进行实时监控。显示系统包括 96 个条幅式航图信息报道、阴极射线管显示的 75 个参数、表示数字电控系统工作状态的指示灯,以及显

示 160 个该系统故障状态的显示仪。

6.6.6 发动机常规空测技术

常规空测的试验项目是很广泛的。例如,确定压气机稳定工作边界 注燃烧室和加力燃烧室结构改进的试飞考核 测定风车状态下发动机空中再点火边界 检查滑油系统、调节系统的可靠性 发动机主要部件改进的试飞 可调叶片工作的考核以及采用新燃料的试飞等。下面以涡喷 6 发动机采用大庆煤油的试飞空测为例加以说明。

涡喷 6 发动机采用大庆煤油 RP—6 的试飞在于考察燃用煤油对使用性能,如推力、耗油率和排气温度的影响 考察是否对涡轮导向器叶片及转子叶片产生腐蚀。

1. 空测参数

发动机空测参数与地面整机试验被测参数基本相同,即包括:

① 各典型截面(诸如压气机进出口、涡轮出口、喷管出口截面等)的气流总、静压。燃油、滑油及启动燃油压力 大气压力 p_H 、 q_H 。传感器多为电位计式,也有应变式和压阻式。

② 各典型截面温度,如压气机进口总温 T_1^* 、压气机出口总温 T_3^* 、涡轮出口总温 T_5^* 和喷管出口总温 T_9^* 、大气温度 T_H 、飞机、发动机表面温度 T_W ,如进气机匣、燃烧机匣和加力筒体的壁温等。传感器多采用热电阻和热偶。

③ 单转子的转速 n 双转子的高、低压气机转速 n_1 、 n_2 。一般采用机载传感器。

④ 位移,如油门杆位移,喷口位移和角位移等。角位移测量是飞行试验中重要参数。

⑤ 过载,如纵向过载、法向过载等(所谓过载是指作用在飞机上的外力 F 与飞机重力 G 之比, $\bar{n} = F/G$ 或多力加速度与重力加速度之比, $\bar{n} = a/g$ 。飞机飞行时沿三个坐标轴均有过载)。一般采用三向过载自记器(如 3n—15)和单向过载传感器(如 MJ1—66, 120A—10C)测量。

⑥ 飞行高度和速度。有关飞行用各类传感器可参考 10.3 节。

2. 测量线路及变换

对于温度、压力、应变三类量的测量采用由传感器感受的信号进入采集器(小信号经调节放大再进入采集器)后经控制器、磁带机、预处理机及计算机,处理结果直接打印。

对转速和流量一类参数,则经变换器和数字采集器进入控制器。

常用的仪表主要是光学示波器—— $K_{12}-21$ ——一种 12 线的线路,可同时测量 12 个数,时间标记间隔可为 0.1 s,灵敏度 S 可各为 2 mm/mA、30 mm/mA 和 250 mm/mA。它携带方便,直观,价格便宜。光学示波器经常装在进气锥、罩舱或武器舱中。我国引进的法国 DAMB 磁遥结合系统在地面可以直接显示空测数据。

3. 技术要求

按试飞具体内容提出不同的技术要求。如试飞 RP—6 煤油时,要求空机称重,加满油称重并在试飞航程期间飞机加满煤油进行飞机称重以及余油称重。

所有仪器、传感器要便于拆装 装机要符合技术要求 高度、速度和动、静压孔接到空速系统相应位置 各类仪器均要可靠接地。

图 6-45 示出测量线路变换图,表 6-5 列出被测参数、测量位置、测量范围、精度要求及传感器等。

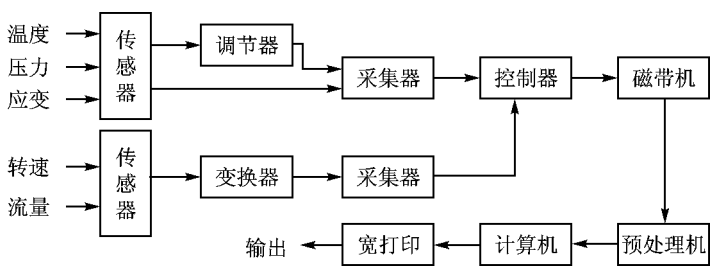


图 6-45 常用试飞测量线路

表 6-5 燃用 RP—6 煤油的涡喷 6 发动机测量参数表

序 号	参数名称	符 号	测量位置	测量范围	精度 / (%)	传感器
1	大气静压	p_H	空速系统引出		1.5	GJY—5
2	大气总静压差	Δp_H	空速系统引出		1.5	GDY—6
3	涡轮出口总压	p_5^*	IV—IV 截面平均	0 ~ 3 kg/cm ²	1.5	CY ₁ —17G
4	涡轮出口静压	p_5		0 ~ 3 kg/cm ²	1.5	CY ₁ —17G
5	主泵付油路压力	p_{fu}	主泵出口副油路位置处	0 ~ 70 kg/cm ²	1.5	CY ₁ —17G80
6	加力喷嘴前油压	p_j	加力泵出口管道上、加装三通	0 ~ 90 kg/cm ²	1.5	CY ₁ —17G—100
7	传感器舱压力	p_{ch}	传感器舱内压力稳定处		1.5	GJY—5
8	油启动器薄膜室压力	Δp_3	在油启动器 p_2^* 腔入口	0 ~ 3 kg/cm ²	1.5	CY ₁ —17G
9	启动汽油压力	p_q	启动燃油泵启动电磁阀前	0 ~ 3 kg/cm ²	1.5	GY ₄ —17G
10	压气机进口总压	p_2^*	压气机进口十字排管、20 点平均		1.5	GY ₁ —6

续表 6-5

序 号	参数名称	符 号	测量位置	测量范围	精度 / (%)	传感器
11	油滤前压力	p_{fp}	粗油滤入口	$0 \sim 3 \text{ kg/cm}^2$	1.5	CY ₁ —17G
12	主泵进口油压	p_{ro}	主泵进口管道	0.3 kg/cm^2	1.5	CY ₁ —17G
13	主油箱舱压	p_{zch}		$0 \sim 0.45 \text{ kg/cm}^2$	1.5	GDY—1
14	法向过载	n_y				JT2131
15	飞机攻角	α		$0^\circ \sim +15^\circ$	2.5	GGJ
16	飞机侧滑角	β		$-5^\circ \sim +5^\circ$	2.5	GGJ
17	油门杆位移	φ 左 φ 右	油门杆处	$0^\circ \sim 110^\circ$	1.5	HR44
18	尾喷口位移		尾喷口作动筒	$400 \sim 550 \text{ mm}$	1.5	HR—44
19	压气机进口总静压差	Δp_i	整流支板十字排管 (20 点平均) 与支承间 4 点壁孔平均引出		1.5	KW—2231
20	压气机出口总压	p_3^*	II—II 截面 (平均)	$0 \sim 9 \text{ kg/cm}^2$	1.5	CY ₁ —17G—10
21	油滤后压力	p_{ph}	粗油滤出口	$0 \sim 3 \text{ kg/cm}^2$	1.5	CY ₁ —17G
22	冷端温度	T_{ld}	冷端盒内	$-40 \sim 120$	1.5	CW—120
23	压气机出口总温	T_3^*	II—II 截面 (平均)	$-40 \sim 350$	1.5	成 型
24	大气总温	T_H	机头处左下侧	$-60 \sim 60$	1.5	CW1002
25	涡轮出口总温	T_5^*	IV—IV 截面 (4 支平均)	$0 \sim 900$	1.5	成 型
26	主泵入口油温	T_{by}	主泵入口管路上	$0 \sim 120$	1.5	CW—300
27	左发放气带打开信号	xhF	由放气带“ A ”电门并联引线		1.5	
28	启动汽油温度	T_q	启动燃油泵前管路上	$-20 \sim 50$	1.5	CW—300
29	最大状态接通信号	xhz	以最大按钮处引出		1.5	
30	启动点火信号	xhq	从点火线圈处引出		1.5	
31	加力接通信号	xhj	从加力按钮处引出		1.5	
32	副油箱油温	T_f	副油箱加油口	$-30 \sim 60$	1.5	CW—300
33	左右发动机转速	$n_{左} \ n_{右}$	与机上 JT—3 并联	$0 \sim 12\ 000 \text{ r/min}$	0.5	机 上
34	左发瞬时主油耗	$Q_{sj左}$	左发主泵入口管路上	$0 \sim 8\ 000$	1.0	$M_z/0750/B30$
35	右发瞬时主油耗	$Q_{sj右}$	右发主泵入口管路上	$0 \sim 16\ 000$	1.0	$M_z/0750/B30$
36	双发总油耗	Q_{Σ}	装耗量表传感器的管路上		1.0	$M_z/1000/B60$

图 6-46 示出 P II 型发动机飞行测量的慢车至最大状态各参数随时间的变化曲线。这是在高度为 11 150 m, 飞行表速 $v_b = 508 \text{ km/h}$ 得到的。其中包括了高、低压转子转速 压气机出口压力和温度 涡轮出口压力和温度 燃油、滑油压力和喷口面积的变化。可以看到, 当从慢车增加转速经 3 s 后, 压气机出口压力 p_3^* 、涡轮出口压力 p_5^* 均基本保持为常值, 而涡轮出口温度还在继续增加, 说明温度稳定过程较慢。

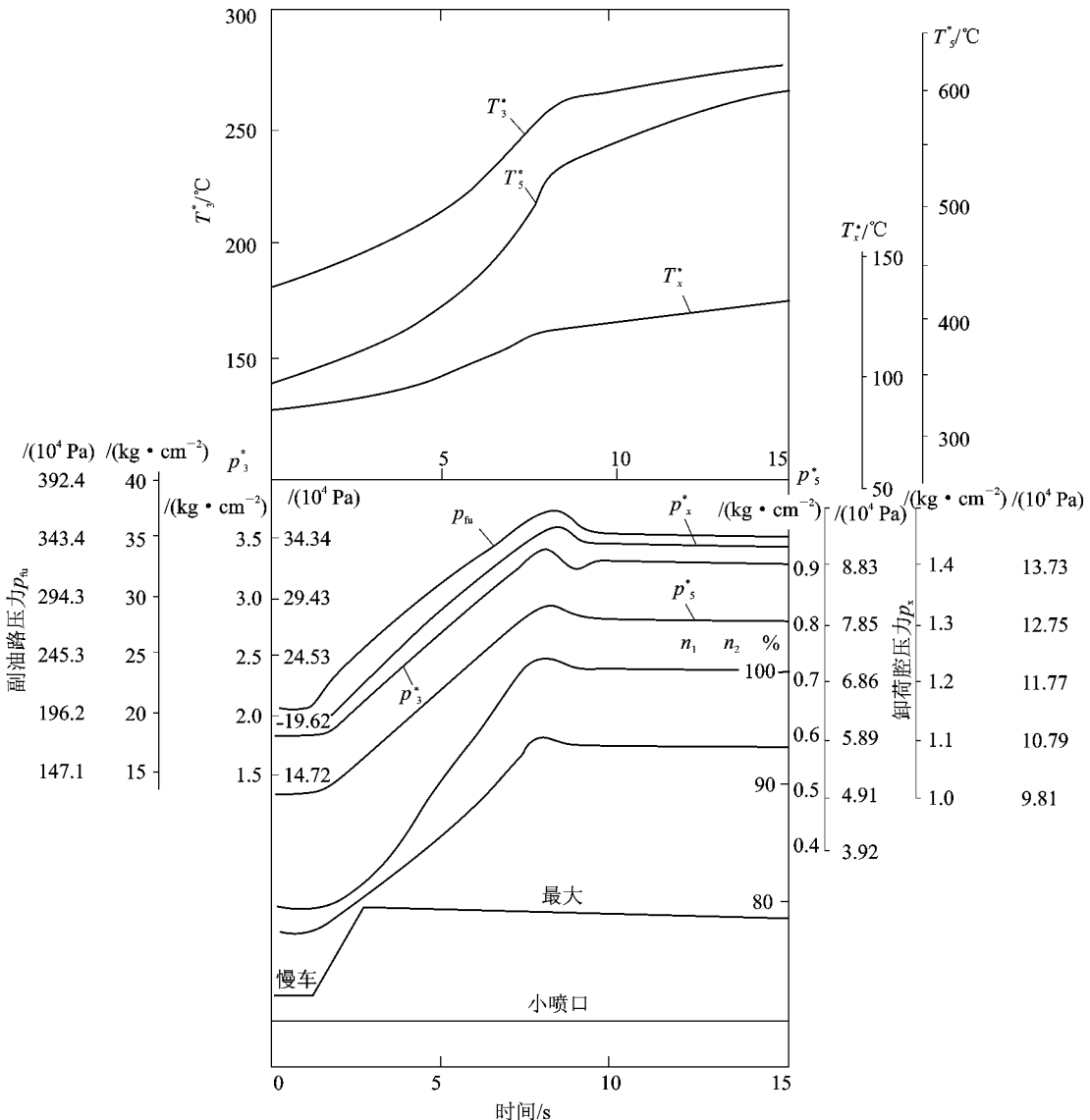


图 6-46 P II 型发动机从慢车到最大状态有关参数随时间的变化曲线 ($H = 11\,150 \text{ m}$, $v_b = 508 \text{ km/h}$)

图 6-47 示出涡喷 6 甲发动机装环形燃烧室试飞时测出的空中启动历程。发动机关车后转速在 1 min 内从 9 700 r/min 降至 2 800 r/min,后重新点火启动,这时启动汽油压力 p_q 和主泵副油路压力 p_{fu} 急剧上升,点火成功后 (约 3~4 s) 转速急剧上升。飞机保持平飞状态 (即下滑速度 $v_y=0$) ,此结果是在 8 420 m 高度测出的。

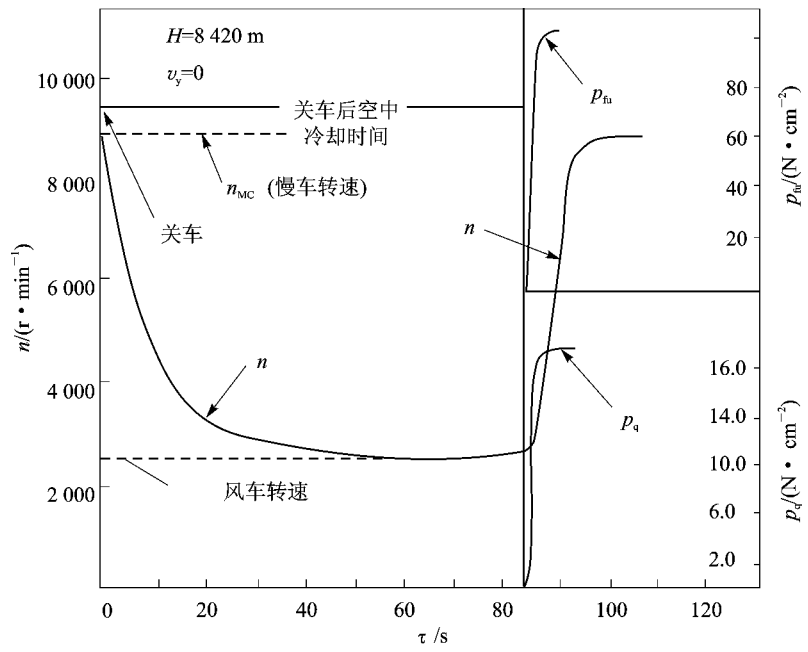


图 6-47 涡喷 6 甲发动机环形燃烧室的空中启动历程

6.7 飞行参数的换算

6.7.1 国际标准大气

现代飞机的飞行高度一般不超过 30 km。这一高度是对流层和平流层范围。在对流层 (在赤道约为 16~18 km) 压力和温度时刻都在变化,这影响发动机特性,即使同一台发动机的性能也因大气状况不同而不同。一般冬天飞机发动机性能比夏天好,这是大气温度影响密度,从而影响发动机推力所致。

为了比较发动机和飞机的性能,人们引出标准大气。目前主要有三种标准大气 国际标准大气 (ICAO) 苏联标准大气 (CA) 美国标准大气 (NACA)。西欧国家主要采用国际标准大

气。我国位于北纬 $3^{\circ} \sim 54^{\circ}$ ，一般把标准大气定在 35° 左右的黄河流域为宜。

国际标准大气主要是按照中纬度地方各季节中大气的平均值而定的，其具体规定是：

- ① 空气被看作是完全气体 各高度上空气成分相同。
- ② 各高度上，相对湿度为 0。
- ③ 以海平面作为高度计算的起点， $H=0$ ，在海平面处：

$$T_0 = 288.16 \text{ K (15 } ^{\circ}\text{C)}$$

$$p_0 = 1.0133 \times 10^5 \text{ Pa}$$

$$\rho_0 = 1.255 \text{ kg/m}^3$$

$$c_0 = 340.3 \text{ m/s}$$

式中， c_0 ——在海平面上相应于国际标准大气计算出的声速。

- ④ 在气压高度 $H_q < 11 \text{ km}$ ，气温随高度呈直线变化，每升高 1 m ，气温下降 0.0065 K ，即

$$T_H = 288.16 - 0.0065 H_q \text{ (K)}$$

$$t_H = 15^{\circ} - 0.0065 H_q \text{ (} ^{\circ}\text{C)}$$

式中， T_H ——对流层中高度 H 处的温度，K；

H_q ——气压高度，m。

在 $11 \text{ km} \leq H_q \leq 25 \text{ km}$ ，气流温度保持不变，此时

$$T_H = 216.66 \text{ K} \quad t_H = -56.5^{\circ}\text{C}$$

⑤ 压力、密度随高度的变化。当 $H_q < 11 \text{ km}$ ，据大气静力学平衡方程和 $p = \rho RT$ ($R = 287.06 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$) 有

$$\frac{dp}{p} = - \frac{g}{RT} dH \quad (6-21)$$

积分式 (6-21)，并利用 $T_H = 288.16 - 0.0065 H_q$ ，得

$$\frac{p_H}{p_0} = \left(1 - \frac{0.0065 H_q}{288.16} \right)^{\frac{g}{0.0065 R}} = \left(1 - \frac{H_q}{44332.3} \right)^{5.2568} \quad (6-22)$$

$$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0} = \frac{p_H T_0}{p_0 T_H} = \left(1 - \frac{H_q}{44332.3} \right)^{4.2563} \quad (6-23)$$

当 $11 \text{ km} < H_q \leq 25 \text{ km}$ ， $T_H = 216.66 \text{ K}$ ，于是式 (6-21) 变为

$$dp/p = - \frac{g}{216.66 R} dH$$

积分此式，并设 $H_q = 11 \text{ km}$ 处的压力为 p_{11} ，求得

$$\frac{p_H}{p_{11}} = \frac{\rho_H}{\rho_{11}} = e^{-\frac{H-11000}{6341.6}} \quad (6-24)$$

6.7.2 高度定义

1. 气压高度

它是根据实际试飞中所测的压力查标准大气表而得的高度。飞机的高度表就是按标准大气表 p_H 与 H_q 的对应关系来刻度的。因此,气压高度在试飞中最常用,特别是涡轮喷气发动机的性能换算。

2. 密度高度 H_Δ

它是根据实际试飞所测得的空气密度由标准大气表查得的高度。由于实测密度比实测压力、温度难,故很少用。

3. 温度高度 H_T

它是根据实际试飞测得的大气静温由标准大气表查得的高度。 H_T 只限于 11 km 以下。

4. 几何高度 H_{jh}

它是飞机距地球表面的真实高度。 H_{jh} 通常用雷达照相经纬仪或地对空的照相而得。在空速表系统及无线电高度表的校准,测定起飞着陆、爬升率时用。

标准大气见附表 1。

6.7.3 飞行高度、速度和马赫数的确定

1. 气压高度 H_q

气压高度是用测量大气静压来得到的,按标准大气压表与气压高度的对应关系刻度表;飞行速度用测量高度 H 时总压 p_H^* 与静压 p_H 之差来确定。静压由空速管的静压传到室内。速度膜盒感受的是压差 $q = p_H^* - p_H$,静压膜盒抽真空,感受大气静压。在 q 和 p_H 作用下,两膜盒变形,使仪器指针偏转,从而测出 H_q 及指示速度 v_z ,如图 6-48 所示。

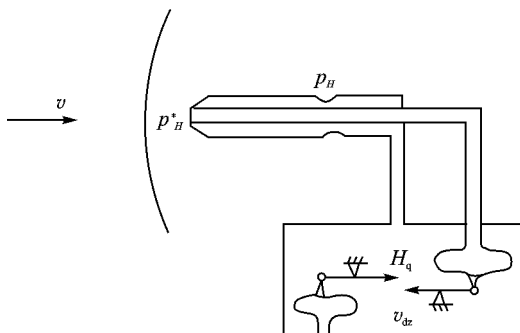


图 6-48 飞行速度、高度仪器工作原理

以压差测定空速有三中情况：

① 低速情况, $Ma < 0.4$, 应用伯努利方程：

$$q = p_H^* - p_H = \frac{1}{2} \rho_H V^2 \quad (6-25)$$

② $0.4 \leq Ma \leq 1$, 此时压缩明显, 但未出现激波, 采用可压缩伯努利方程：

$$\frac{p_H^*}{p_H} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (6-26)$$

③ $Ma > 1$ 情况, 此时空速管前形成正激波, 采用

$$\frac{p_H^*}{p_H} = \frac{\gamma + 1}{2} Ma^2 \left(\frac{(\gamma + 1)^2 Ma^2}{4\gamma Ma^2 - 2(\gamma - 1)} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (6-27)$$

改写式 (5-27) 为 q 形式, 于是,

$$q = p_H^* - p_H = p_H \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{\rho_H V^2}{\gamma p_H} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right] \quad (6-28)$$

同理, 式 (6-28) 还可改写为

$$q = p_H^* - p_H = p_H \left\{ \frac{\gamma - 1}{2} \frac{\rho_H V^2}{\gamma p_H} \left[\frac{(\gamma + 1)^2 \frac{\rho_H V^2}{\gamma p_H}}{4\gamma \frac{\rho_H V^2}{\gamma p_H} - 2(\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} - 1 \right\} \quad (6-29)$$

由上面方程看出, 对低速情况, 空速 $v = f(q, \rho_H)$, 对 $Ma \leq 1$ 及 $Ma > 1$, $v = f(q, \rho_H, p_H)$ 。为了要刻空速表, 必须使速度与 q 单值对应, 否则无法刻度。若令 $\rho_H = \rho_0$ (标准大气海平面密度), 此时空速记为 v , 称指示速度, 同样在 $\rho_H = \rho_0$ 下, 因令 $p_H = p_0$, 此时空速记为 v_{dz} , 称为地面指示速度, 于是把式 (6-25)、式 (6-28) 和式 (6-29) 变为

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 v_z^2 \quad Ma \leq 0.4 \quad (6-30)$$

$$q = p_0 \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot \frac{\rho_0 v_{dz}^2}{\gamma p_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right] \quad (v_{dz} \leq 1\,224.72 \text{ km/h}) \quad (6-31)$$

$$q^* = p_0 \left\{ \frac{\gamma + 1}{2} \frac{\rho_0 v_{dz}^2}{\gamma p_0} \left[\frac{(\gamma + 1)^2 \rho_0 v_{dz}^2}{4\gamma \frac{\rho_0 v_{dz}^2}{\gamma p_0} - 2(\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} - 1 \right\} \quad (v_{dz} > 1\,224.72 \text{ km/h}) \quad (6-32)$$

这种空速表就可用上述三式预先算得的 q 对 v_{dz} 的单值对应关系来刻度和校准了。

在飞行中, 若 $p_H = p_0$, $\rho_H = \rho_0$, 则 $v_{dz} = v_2 = v_0$, 在气动计算中, 感兴趣的是飞行真速 v_0 , 因此, 把 v_{dz} 要换算到 v_0 。

2. v_z 与 v 关系

$$v_z = v \sqrt{\rho_H / \rho_0} = v \sqrt{\Delta} \quad (6-33)$$

由于 Δ 一般小于 1, 故 $v_z < v_0$ 。用 v_z 表示 Ma 时

$$Ma = \frac{v}{\sqrt{\frac{\gamma p_H}{\rho_H}}} = \frac{v_z}{\sqrt{\frac{\gamma}{\rho_0}} \cdot \sqrt{p_H}} = \frac{v_z}{1.069 \sqrt{p_H}} \quad (6-34)$$

式中, v_z 的单位为 km/h, p_H 为 p_0 。求 v 可用下式:

$$v = 20.05 \sqrt{T_H} Ma \quad (\text{m/s}) \quad (6-35)$$

$$v = 72.18 \sqrt{T_H} Ma \quad (\text{km/h}) \quad (6-36)$$

3. v_z 与地面指示速度 v_{dz} 的关系

$$\delta v_{ys} = v_z - v_{dz} \quad (6-37)$$

式中, δv_{ys} 称为压差修正量, 其物理意义是人为的用 p_0 代替空速测量方程中的 p_H , 压差 $p_H - p_0$ 使 v_{dz} 比 v_z 大, 增大的值称因压差 ($p_H - p_0$) 而引起的修正量, 即压缩性修正量。

4. 马赫数的测定

在 $\gamma = 1.4$ 时, 由式 (6-26) 和式 (6-27) 得

$$\frac{p_H^*}{p_H} = (1 + 0.2 Ma^2)^{3.5} \quad (Ma \leq 1) \quad (6-38)$$

$$\frac{p_H^*}{p_H} = \frac{166.92 Ma^2}{(7 Ma^2 - 1)^{2.5}} \quad (Ma > 1) \quad (6-39)$$

因此, 马赫数与 p_H^* / p_H 成单值关系, 于是式 (6-38) 和式 (6-39) 可用作校准马赫数表, 把上两式预先作成表格。

5. 由仪器记录值换算成真速 v 及马赫数

在刻空速表时, 把速度由 v 变成 v_{dz} , 试飞后, 需要将 v_{dz} 换算成真速 v_0 。换算方法有:

① 由 $v_b \longrightarrow v_{dz} \longrightarrow \delta v_{ys} \longrightarrow v_z \longrightarrow Ma \longrightarrow v$ 或者由 $H_b \longrightarrow H_q \longrightarrow p_H \longrightarrow Ma \longrightarrow v$ 或者由 $T_b^* \longrightarrow Ma \longrightarrow v_0$ 。对于低空低速飞机及直升机, $\delta v_{ys} \approx 0$, $v_{dz} = v_z$, $v = v_{dz} / \sqrt{\Delta}$ 。进行这种计算要应用标准大气表。其中 v_b 为飞行表速。由于仪表的惯性、粘性及动摩擦, 管内空气质量的惯性及管内压降等因素使 v_{dz} 降为 v_b , 所以要进行空速系统的延迟修正后方可得到 v_{dz} 。

② 由 $v_b \longrightarrow v_{dz} \longrightarrow Ma \longrightarrow v$ 或由 $H_b \longrightarrow H_q \longrightarrow Ma \longrightarrow v$ 或者由 $T_b^* \longrightarrow T_H \longrightarrow v_0$ 。其中 $H_b \longrightarrow H_q \longrightarrow \delta v_{ys} \longrightarrow v_z$ 。这种换算稍简化些, 可不采用标准大气表。

③ 由 $p_b \longrightarrow p_H \longrightarrow v_z \longrightarrow Ma \longrightarrow v$ 或者由 $T_b^* \longrightarrow T_H \longrightarrow v_0$ 。这是较为合理的计算过程。

6. 速度、高度误差源

试飞中,确定马赫数和真速的准确性非常重要。用空速系统测高度、真速、马赫数的误差源如下:

① 机械误差修正量。这是由于仪器的指示系统和记录方法所引起的误差。若仪器在地面已校准,则机械修正量为零。

② 延迟修正量。这是由于静压室、连接导管壁摩擦及静压孔附近压力变动很大等引起的静压失真。

③ 气动与激波修正量(又称位置误差)。这是由于空速管的几何尺寸、翼型绕流(或机头绕流)、产生激波等原因引起的静压失真。因此,修正方法如下:

当速度、高度仪器按速压 q 及静压 p_H 校准时,其修正方法为

$$q = q_b + \delta q_{\text{机}} - \delta p_{\text{延}} - \delta p_{\text{激}} \quad (6-40)$$

式中, q_b —— 仪表记录的总静压差;

$\delta q_{\text{机}}$ —— 机械误差修正量;

$\delta p_{\text{延}}$ —— 延迟修正量;

$\delta p_{\text{激}}$ —— 气动激波修正量。

$$p_H = p_b + \delta p_{\text{机}} + \delta p_{\text{延}} + \delta p_{\text{激}} \quad (6-41)$$

当速度、高度仪表按 v_{dz} 及 H_q 校准时,其修正方法为

$$v_{dz} = v_b + \delta v_{\text{机}} + \delta v_{\text{延}} + \delta v_{\text{激}} \quad (6-42)$$

$$H_q = H_b + \delta H_{\text{机}} + \delta H_{\text{延}} + \delta H_{\text{激}} \quad (6-43)$$

在计算修正量时,必须先计及机械修正量,然后计算延迟修正量及气动激波修正量。

6.7.4 大气静温的确定

大气静温可用气球带温度传感器通过气象雷达测量。试验时亦可采用电阻式传感器测出。大气静温容许测量误差为 $\pm 2^\circ\text{C}$, 试飞要求在 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 以内,其基本式为:

$$\frac{T^*}{T_H} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{Ma}^2 \quad (6-44)$$

式中, Ma 是当地流速除以声速。因此,要求传感器安装无局部高、低温热源影响区。使温度传感器处的空速与空速系统所测得的空速尽可能地一致。故温度传感器一般应装在空速管的伸出杆上 第二是无局部高、低温热源或冷源的影响,如发动机燃烧室、散热器附近,不宜装温度传感器 第三,传感器的轴线尽量与飞机的速度轴平行。

由于温度传感器的热传导、摩擦损失及空气的非完全滞止,可把上式化为

$$\frac{T^*}{T_H} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \gamma_T \text{Ma}^2 \quad (6-45)$$

式中, γ_T ——温度恢复系数, 它由传感器结构、在飞机上安装位置、 P_r 数和 Re 数而定。 P_r 数和 Re 数的影响较少。 γ_T 的物理意义是气流能量恢复的百分数, 一般 $\gamma_T = 0.95 \sim 1.0$, γ_T 越接近 1, 说明传感器设计得越成功。

习 题

- 6-1 试归纳高空试验台的主要试验项目, 有哪些探索性试验?
- 6-2 试说明连续式高空台和自由射流式高空台各自的特点, 用简图表示高空台数据采集系统。
- 6-3 连续式高空台中如何模拟压力、温度? 温度一般分几个流程?
- 6-4 高空试验舱内如何确定推力? 计算总推力时应考虑哪些影响因素?
- 6-5 简述发动机风洞的组成, 说明风洞试验中涡轮动力模拟器的试验方法。
- 6-6 试比较战斗机、轰炸机和民航机发动机的使用特点。
- 6-7 分析歼击机发动机载荷谱的特点, 测定载荷谱有何重要意义?
- 6-8 歼击机有哪些主要飞行科目? 主要考核发动机的哪些性能?
- 6-9 归纳发动机飞行试验台的主要试验项目, 飞行台试验具有哪些特点?
- 6-10 F100 发动机装于 F-15 飞机试飞中有哪些测量参数?
- 6-11 归纳发动机常规空测的主要参数, 用简图表示常用试飞测量线路。
- 6-12 如何确定飞行高度、速度和马赫数以及大气静温?

第 章 航空发动机动态测量、高温测量和级间参数测量

航空发动机是具有复杂气动力、热力和结构的动力装置。现今,航空发动机正围绕着高性能、高可靠性、高经济性进行稳态、非稳态的更深入、更精确的研究和探索。航空发动机的历代发展,很大程度取决于试验和测试技术的先进性。发达国家在航空发动机研制中均把试验技术发展放在极其重要的地位。在近 10 年中动态测量和试验技术取得相当大的进展。通过动态过程的试验研究,更深入地了解了发动机过渡态工作特点,获得了气动热力性能、结构强度等方面的重要数据,为发动机设计改进和发展提供了依据。

本章将主要论述动态测量、高温测量、级间参数测量的新技术,应用激光的测试技术、光学高温计及发动机过渡过程的试验方法和测试系统。这方面的试验技术仍在不断发展、完善。

7.1 发动机动态测量

7.1.1 压气机流场三维动态测量

高性能压气机的研究及流场分析主要依靠试验。采用高频压力探针、叶面高频压力传感器和热丝及多普勒激光测速仪能更好地测取流场特性。采用热丝、探针测量流场动态特性时,其结果受到探头分辨率、频率响应及其本身对流场干扰的影响。激光多普勒测速仪(LDV)是一种非接触测量技术,它具有高空间分辨率和高时间分辨率。NASA 路易斯研究中心进行了 LDV 的深入研究,采用组合式三维 LDV 系统进行了转子内流场三维测量。

1. 组合式三维 LDV 系统

激光多普勒测速仪是不受流动参数(p 、 ρ 、 T)影响的非接触式测量系统。激光束聚焦的探测体积,不论维数多少都是极其微小的。激光测速仪能实现高空间分辨率。图 7-1 示出由一台一维激光测速仪和一台二维激光测速仪构成的三维测量系统。二维 LDV 系统是双色三光束二维系统。光源为 Ar 激光器,使用波长分别用 488.0 nm 和 514.5 nm 的

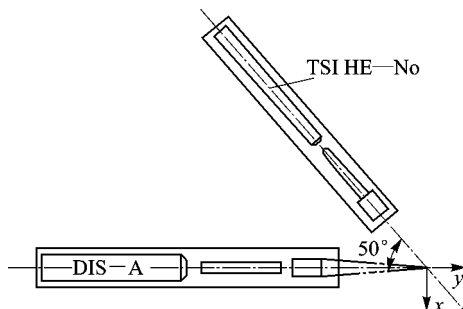


图 7-1 组合式 LDA 系统光路图

蓝光和绿光。一维系统是 TSI 单色系统,使用 He - Ne 激光器,波长为 632.8 nm (红光)。两个子系统光轴间的夹角为 50°,这种布局能测出仿射坐标中的三个分量。经过仿射变化,就可以得到任意指向的三维正交坐标系中的三个速度分量。

(1) 激光测速仪工作原理

激光测速仪是通过多普勒效应测量流体的速度,它依靠流体中存在的与流体一起运动的粒子进行测量。若一粒运动着的微小粒子穿过一束入射激光,则只有当粒子的运动速度垂直于入射激光的传播方向时,它所感知的频率才与入射激光本身的频率相等;否则粒子所感知的激光频率就比入射光本身的频率高或低。若有两束频率为 f_0 的激光,相互入射夹角为 θ ,粒子运动穿过其交点,如图 7-2 所示,这即是广泛应用的双散射系统。此粒子对第一路激光感知和散射的频率 f_1 比 f_0 低一个 Δf 的激光频率,即

$$f_1 = f_0 - \Delta f \tag{7-1}$$

而第二路感知和散射的频率 f_2 比 f_0 高一个 Δf 的激光频率,即

$$f_2 = f_0 + \Delta f \tag{7-2}$$

这样,粒子的散射光中包含有两种频率的光,它们的频率差为差动多普勒频差 f_D ,于是

$$f_D = f_2 - f_1 = 2\Delta f = 2f_0 \frac{v}{c} \sin \frac{\theta}{2} \tag{7-3}$$

由于光速 $c = f_0 \lambda_0$, λ_0 为入射激光的波长,因此

$$f_D = 2 \frac{v}{\lambda_0} \sin \frac{\theta}{2} \tag{7-4}$$

由式 (7-4) 可知,在激光的种类一定 (即 λ_0 一定), 夹角 θ 一定时,多普勒频差 f_D 与粒子速度 v 成正比。因此,若测出 f_D ,就可定出粒子速度 v 若粒子与流体速度相同,则 v 就是流体的运动速度。

如果用一个光电倍增管接收粒子所散射的光,且对 f_1 、 f_2 的散射光强振幅为 E_1 、 E_2 , 散射光初相为 ϕ_1 、 ϕ_2 , 则光电子极感受光的综合光强经简化可表示为:

$$E^2(t) = \frac{1}{2} (E_1^2 + E_2^2) + E_1 E_2 \cos [2\pi f_D t + (\phi_2 - \phi_1)] \tag{7-5}$$

光阴极上引起的电流与 $E^2(t)$ 成正比,这样阴极电流就有两个分量:一是直流分量,正比于 $(E_1^2 + E_2^2) / 2$; 另一个是频率为 f_D 的交流分量,它即是所需的多普勒频差信号。测出此交流分

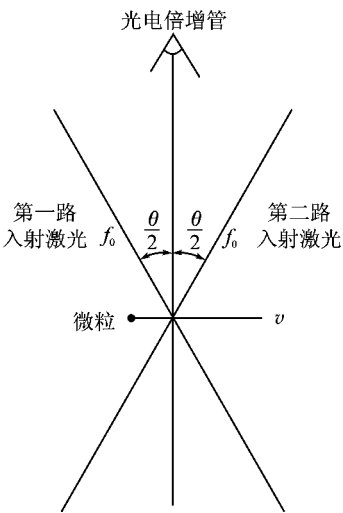


图 7-2 双散射系统

量的频率 f_D ,即可定出流速 v_0 。

当两束激光相交时,在交点会形成一组平行的干涉面 (如图 7-3 所示)。相邻两个干涉面之间距离 ΔS 为

$$\Delta S = \lambda_0 / \left(2 \sin \frac{\theta}{2} \right) \tag{7-6}$$

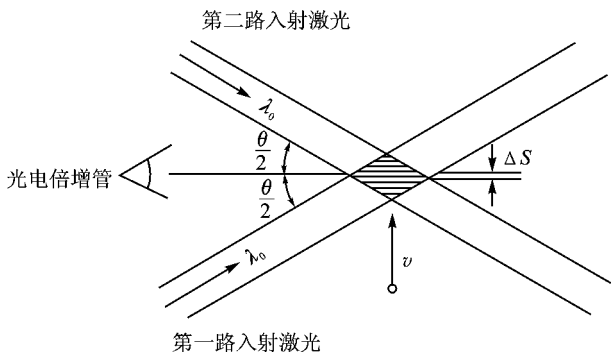


图 7-3 双散射系统的干涉面族

当粒子以速度 v 垂直于干涉面运动穿过它们时,粒子就会散射出一亮一暗的光线,其亮暗交替的频率为

$$f = v / \Delta S \tag{7-7}$$

把式 (7-6) 代入式 (7-7), 即得

$$f = \frac{v}{\lambda_0} 2 \sin \frac{\theta}{2} = f_D \tag{7-8}$$

这就是说,粒子穿过干涉面时,散射光的脉动频率就等于多普勒频差 f_D 。

(2) 激光测速仪光路

图 7-4 示出条纹型、后散射激光测速仪的典型光路,采用氩离子激光器,功率为 1.6 ~ 4.0 W。由测量放入的粒子通过激光条纹所需的飞过时间确定流速。在探测容积内产生激光交叉干涉条纹。在转子机匣上装有光学窗口,激光沿径向从窗口射入。自动定向平面镜装置可以调整聚焦光束的位置,确定进入激光束的角分线,进而能测出径向速度分量。

沿周向测量线路分成 1 000 个角向位置,每个位置均由电子角位移编码器给定。在某一角向位置测量时,记录微粒飞过条纹时间和转子位置,并由微计算机处理。如果在不同轴向、径向位置都进行上述测定,就测出了流场。图 7-5 示出整个激光测速仪测量系统方块图。荧光屏显示下列信息:工作状态 叶片通道总平均速度分布 沿周向 1 000 个周向位置测量速度分布直方图。一般, θ 角的偏差为 0.02° , 条纹间距为 $10.4 \mu\text{m}$ 。视线模糊时,可以调整光束不同角度。

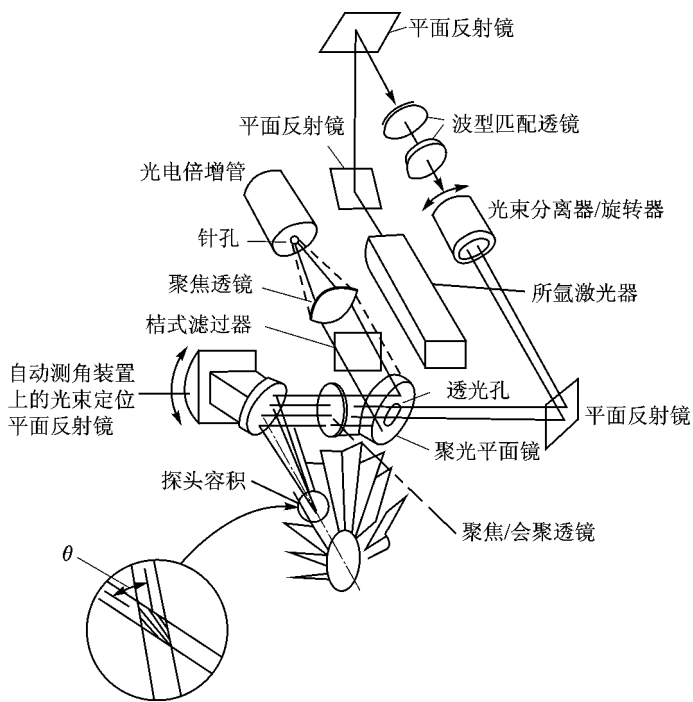


图 7-4 激光测速仪光路图

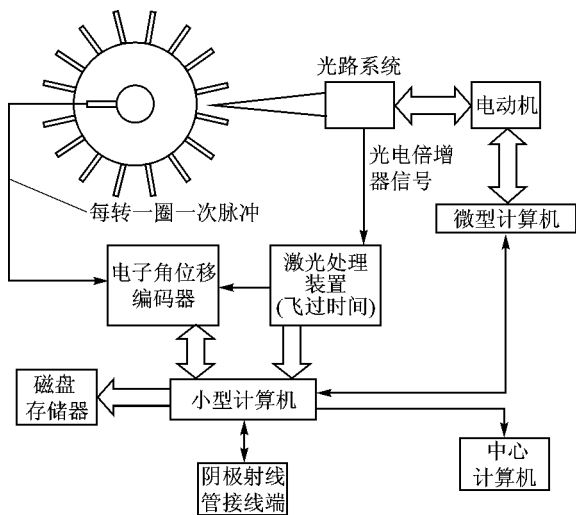


图 7-5 激光测速仪测量系统方块图

2. 压气机测量结果

(1) 跨声速压气机流场测量

试件为核心压气机的进口转子,进口处叶尖半径为 254 mm,毂/尖比为 0.7,转子有 52 个叶片,叶尖弦长 44.5 mm,设计转速 16 100 r/min,叶尖速度为 426 m/s。

在叶片排的上、下游,采用组合探头测量沿径向的总压、总温和流动角。径向静压采用楔形探针测量。上游位置 1 位于转子上游的 1 个弦长处,下游位置 2 位于转子下游 1/2 弦长处。

在最大流量下,转子压比为 1.49。质量流量为 $208 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$,精确到 1%。进口相对马赫数 Ma_r 在最大流量下,叶根处为 1.14、叶尖处为 1.35。接近失速时,即进入非稳态工作时,转子压比为 1.66,质量流量为 $191 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$,进口相对马赫数 Ma_r 叶根处为 1.05、叶尖处为 1.32。采用校准孔板测量质量流量。

激光测速仪的测量位置如图 7-6 所示。探头测量位置标记在三维计算时划分的有限差分网格上。对于距叶尖 15%、50% 和 85% 叶高处,设置 22 个测量位置,叶片排内轴向设置 12 个位置。接近失速时,用激光测速仪只测量距叶尖 15% 叶高处的流速。

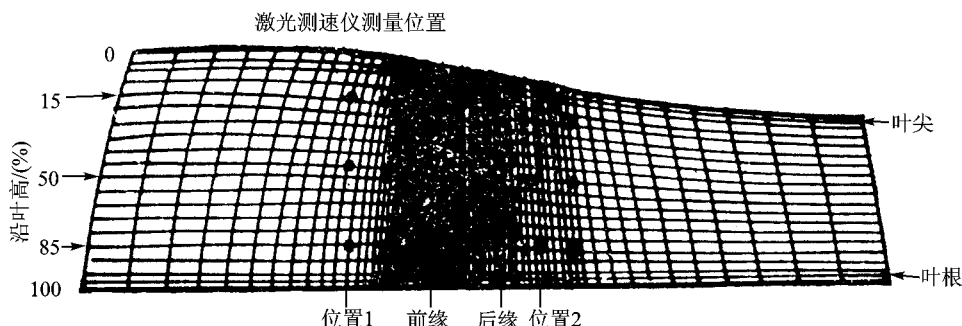


图 7-6 计算网点、激光测速仪和常规探头的测量位置子午面图

对于接近失速点,相对马赫数 Ma_r 的轴向速度分布,在距叶尖 15% 叶高处的激光测量结果示于图 7-7 所示。由该图可以看出,三维计算值与用激光测速仪的测量值在弓形激波系和入口位置处均吻合得很好。入口激波处出现跳跃是由于忽略粘性堵塞作用造成的。

图 7-8 示出距叶尖 15% 叶高处,在 23% 弦长(通过入口激波)处 Ma_r 的周向分布。在 Ma_r 突然降低处,即接近中间区,激光测速仪测量法与三维计算法均良好地确定了激波位置。在激光测速仪中激波模糊,证明是由于放入粒子滞后引起的。

图 7-9 示出距叶尖 15% 叶高处的激波结构,并对比了相对马赫数 Ma_r 的测量值和计算值。激波由虚线表示。由图看出三维计算值和激光测速仪测定值基本吻合,但离开激波时的相对马赫数 Ma_r 测量值高于计算值。在中间区入口激波处,总压恢复系数测定值比计算值低 1.7%。

(2) 风扇流场三维动态测量

应用图 7-10 所示的光路。它类似于图 7-1,是由氩离子双色三光束二维 LDV 和氦氖单色双光束一维 LDV 组成。两台激光器都置于水平面内,相互夹角为 θ 。氦氖激光器光路里采用扩束装置以提高信噪比,其光轴垂直于入射窗口。

试验中采用光学玻璃作窗口。添加的散射粒子采用水雾。为避免三路光信号的相互混杂,在每一路光信号接收器的入口处装设高质量单色滤光片。三路激光测速仪测出的速度需经过三维坐标变换才能转换到指定的正交坐标系。

三维旋转流场的动态测量中有两个关键性问题:其一,确定测点的空间相对位置;其二,保证三路测量的同时性。试验中分别采用开空间窗口和开时间窗口的方法解决。在转子转动过程中,利用每一个叶片给出一个基准信号(如前段所述),再以该基准信号为起点给出一系列等间隔的方波,用这些方波作为采样的控制信号,则方波与基准信号的相对位置就给出测点叶片通道中的相对位置。时间窗口也是一个方波。当三路信号处理器的数据就绪信号(data ready)都落在同一个时间窗口中时,计算机才能进行采样。空间窗口和时间窗口的宽度都可作随意调整,以确定不同的空间和时间分辨率。一般,空间分辨率在 1.2 mm,对应时间分辨率为 0.1 ms。

风扇试件的主要参数为:转速 4 286 r/min,设计流量 $1.9 \times 10^{-2} \text{ m}^3/\text{s}$,叶尖速度 12.6 m/s,叶片数 7、轮毂比 0.5,叶轮外径 56 mm,叶片展弦比 0.9,叶片轴向弦长 11 mm,叶片安装角 45° ,叶片通过频率 500 Hz。

试件装在一个 5 自由度位移机构上,测点位置在轴向和径向上的改变由该位移机构带动风扇做平移来实现。周向测点由空间窗口确定。

沿轴向自前缘 2 mm 起向后共设 6 站,站距 2 mm。最后一站位于转子出口距尾缘 1 mm 处。径向从叶尖向下 1 mm 处开始向叶根部深入三站,站距 1 mm。周向每叶片通道开空间窗

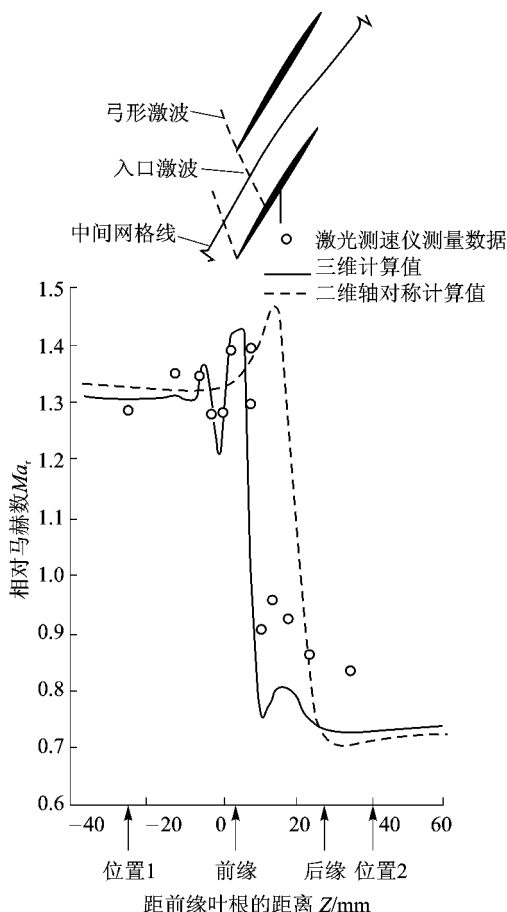


图 7-7 距叶尖 15% 叶高处、中间处、接近失速点时相对马赫数 Ma_r 的轴向分布

口 20 个,对应角分辨率约 2.57°。该空间窗口也被选为时间窗口,对应 0.1 ms。

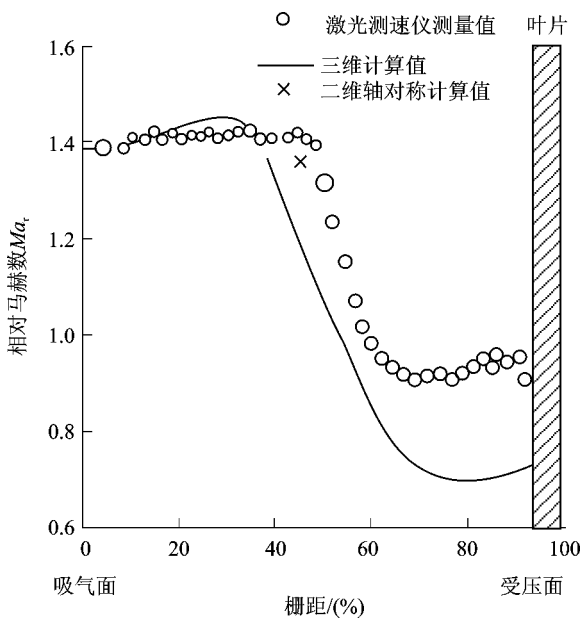
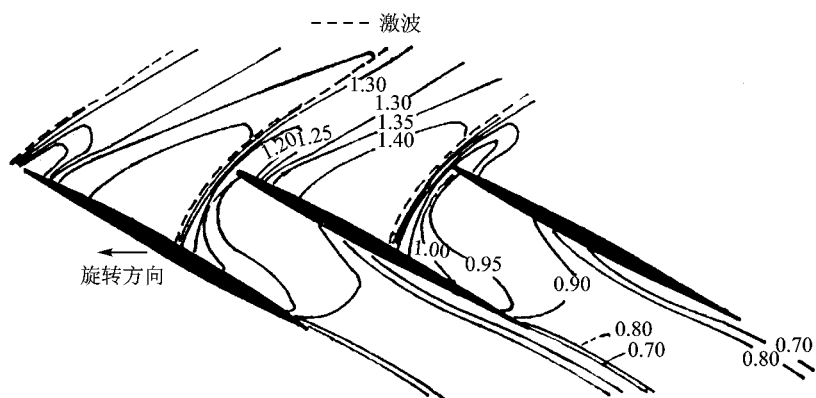


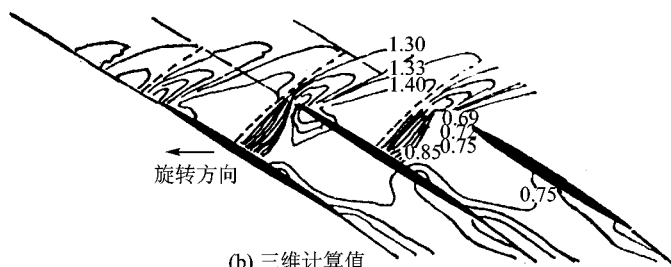
图 7-8 距叶尖 15% 叶高、23% 弦长处 (通过入口激波)、接近失速点时相对马赫数 Ma_r 的周向分布

图 7-11 示出不同叶高处圆柱切面上的绝对速度等值线图,线距 0.03 栅距。在靠近叶尖 93% 叶高处,叶片前部有较大载荷,由此造成的叶片两侧的压差为漏气流动的驱动力。在叶片的中后部,载荷很小,绕过叶端的漏气也将减弱,沿叶尖向下,压力峰和吸力峰都向下游移动,且其强度增强,说明由叶尖的漏气和潜流所引起的流动结构沿流程向下在往叶高中部迁移,而由叶端间隙造成的载荷沿叶高的降低在逐步减小。叶片后部吸力面的相对高速度区说明该处存在分离的趋势。

对于涡量的测量表明,在叶片槽道内部,轴向涡量分布的总趋势是由下向上、由前至后逐渐减弱,且除靠近壁面区由于粘性和角涡引起的涡量分布扭曲外,沿周向基本上是均匀的。近壁处涡强更弱。最大涡量应存在于尾迹和压力两侧的叶片中径区。在叶片出口截面,最高湍流度亦发生在尾迹。由于气流角在叶尖区的欠转以及靠近叶端壁面时的过转,尾迹在湍流区发生扭曲。



(a) 激光测速仪测量数据



(b) 三维计算值

图 7-9 接近失速点,距叶尖 15% 叶高处,叶片间的等相对马赫数 Ma_r 线

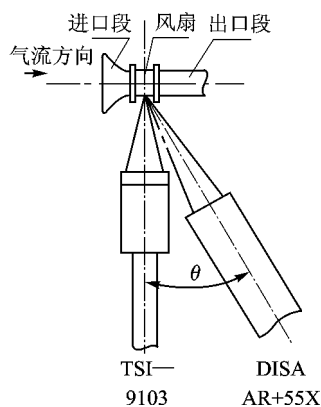


图 7-10 光路安排

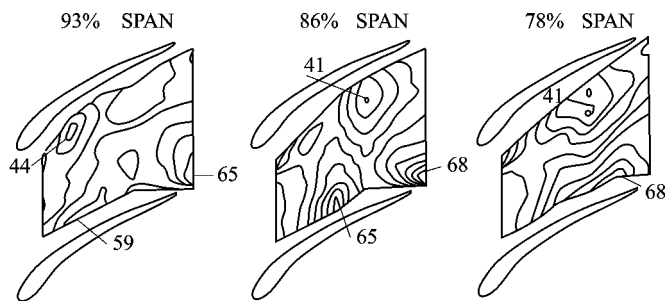


图 7-11 不同叶高处圆柱切面上的绝对速度等值线图

7.1.2 动态燃气温度测试系统

航空发动机主燃烧室中经常会产生工作温度脉动,如火焰筒中燃烧的不稳定产生的温度脉动、燃油喷嘴喷射速度脉动、油泵转速变化、压气机整流叶片调节不准确带来的温度脉动;燃烧室内声耦合效应,声干扰,压力和速度脉动,不稳定释热率以及燃油流量不稳定产生的温度脉动;由发动机部件之间的相互动态干扰引起的工作偏移所产生的温度脉动等。一般燃烧室产生的动态燃气温度可达 280 K 左右。动态温度测量是一复杂技术。下面介绍一种能在航空发动机主燃烧室环境中进行动态温度测量的双线热电偶系统,其补偿方法是基于两个不同直径热电偶对脉动燃气温度场的响应。

1. 动态燃气温度传感器

图 7-12 示出一种双线被动热电偶。一根热偶丝线直径 76 μm ,另一根热偶丝线直径 250 μm ,均通过激光对接焊连接偶丝,并定点焊于支持线上。这种动态温度热电偶对极端环境有良好的适应性,例如:

- ① 适合于几何尺寸大于 2 cm 的一般环形燃烧室。
- ② 温度范围在 1 050 ~ 1 650 K 下累积工作 2 h 而探头无明显烧蚀。
- ③ 压力范围为 1.01 MPa < p < 2.02 MPa。
- ④ 速度为 50 ~ 150 m/s。
- ⑤ 传感器寿命最低 5 h。
- ⑥ 精度,对于 $f \leq 200$ Hz,温度测量误差 $\leq 5\%$;对于 $200 \text{ Hz} < f < 1 \text{ kHz}$,温度测量误差 10%。
- ⑦ 空间分辨率 $D \leq 0.5 \text{ cm}$ 。
- ⑧ 振动为 10g。

这种热电偶的材料为铂/铑合金 (1 900 K) 并在高温下具有良好的抗氧化特性。这种铂/铑合金在拉伸强度、熔化温度、电动势输入、传热、断裂强度以及加热特性均较适合于燃烧室环境。增加铑的含量能提高其拉伸和断裂强度。

热电偶的支承件应能在高温气流中非冷却地工作,以尽量减少热电偶线的传热损失。采用的材料是 Al_2O_3 陶瓷,这种材料的最大应力为 40.42 MPa。最佳组成为铂/30% 铑和 Al_2O_3 陶瓷。陶瓷具有良好的电绝缘性,成本也较低。因此,选用陶瓷制作探头。

对该种双线被动热电偶进行瞬态热分析,以评定脉冲加热、辐射热损失和末端传热损失的影响。用有限差分模型模拟了物理热电偶连线、细线以及较粗的支承线。假定燃气温度为 1 400 K,脉动量 ± 500 K,采用最恶劣环境(最大温度脉动和最小频率)建模,其结果是辐射传热的损失不大于 10 K,但热传导损失最大达 67 K,不能忽视。因此,分析测量温度数据要用包

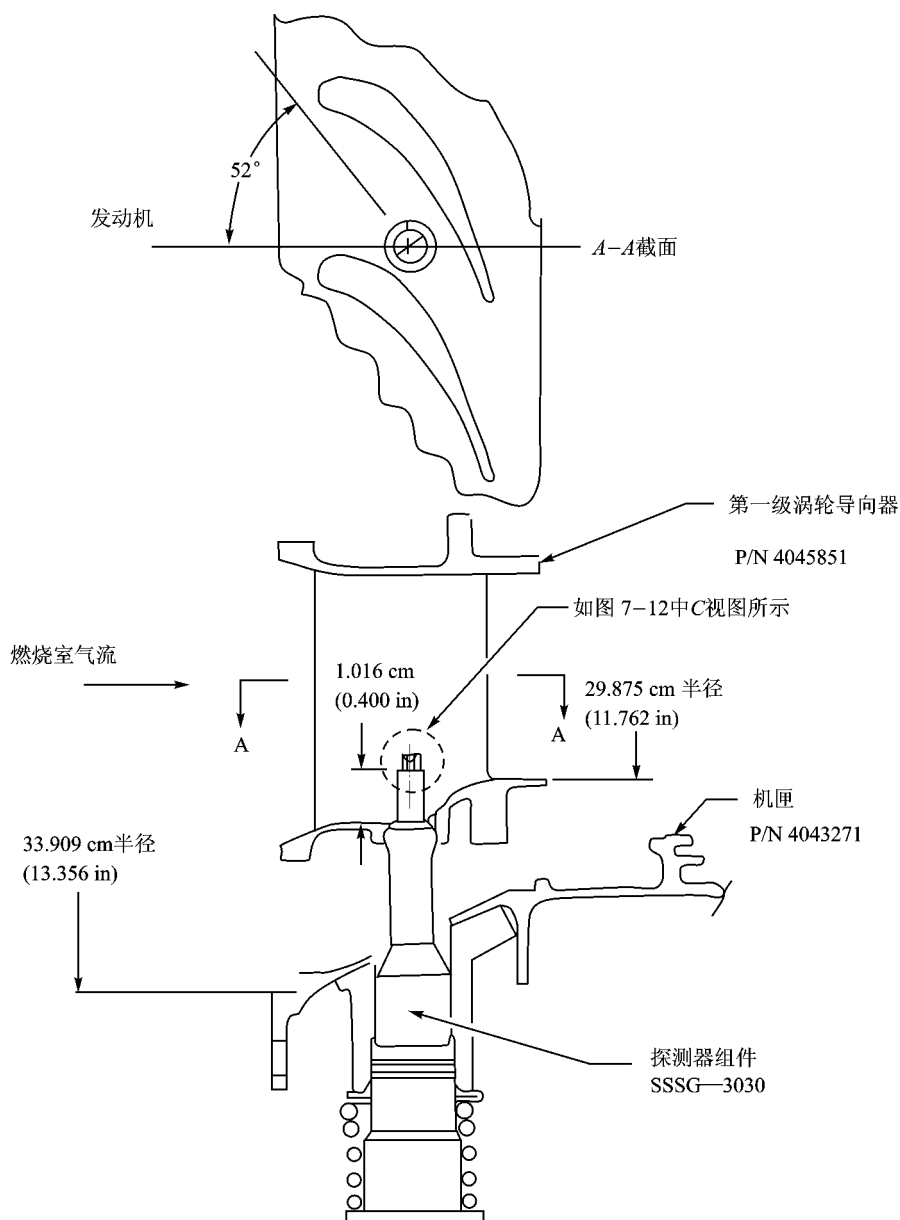


图 7-13 F100 发动机孔探塞 AP-5 处动态温度探头的安装

下有很高的强度和电绝缘性。

在 F100 发动机最大气流条件下考核这种双线被动热电偶工作可靠性,评估陶瓷暴露部分由于气动和振动而产生的应力。其工作条件为

$$T = 1\,682\text{ K} \quad p = 2.01\text{ MPa} \quad Ma = 0.36$$

计算出最大应力为 5.97 MPa。陶瓷棒的固有频率用下述公式计算：

$$f = \frac{\lambda_i^2}{2\pi L^2} \left(\frac{EI}{m} \right)^{0.5} = 6.14 \times 10^4\text{ Hz}$$

式中, $\lambda_i = 1.875$ (悬臂梁)；

E ——杨氏模量；

I ——转动惯量；

L ——光束波长；

m = 质量/长度。

这个频率值高于发动机高低转速引起的叶片通过频率,其最高值为 15 kHz。

对发动机慢车状态气流条件下,沿陶瓷体轴线的温度梯度进行了计算,其使用条件为：

$T_g = 956\text{ K}$; $p = 28.1\text{ kPa}$; $Ma = 0.36$ 。将陶瓷作为处于横向气流中圆柱体进行分析,计算陶瓷体尖部温度 T_p 为：

$$T_p = T_g - (T_g - T_B) \psi = 954\text{ K}$$

$$\psi = \frac{1}{\cosh(L\eta)}$$

$$\eta = \sqrt{4NuK_g / (D^2 K_c)}$$

式中, $T_g = 956\text{ K}$ ；

$T_B = 644\text{ K}$ ；

L ——陶瓷体高度, 1.02 cm；

Nu ——努塞尔数, $Nu = 114.7$ ；

K_g ——燃气的传热率, $K_g = 1.57 \times 10^{-4}\text{ cal} / (\text{s} \cdot \text{cm} \cdot \text{K})$ ；

K_c ——陶瓷传热率, $K_c = 8.33 \times 10^{-4}\text{ cal} / (\text{s} \cdot \text{cm} \cdot \text{K})$ ；

D ——陶瓷体直径, $D = 0.48\text{ cm}$ 。

1.2 K 的热传导损失很低,说明探测头在平均燃气温度条件下可以正常工作,不影响热电偶支承线和最终探测温度。

应用上述公式可以计算热电偶探头元件和支承线的固有频率。76 μm 和 250 μm 线作为两端支承的梁来计算 ($\lambda_i = 4.73$),固有频率为 120 kHz 和 59.3 kHz。510 μm 和 380 μm 支承线作为悬臂梁计算 ($\lambda_i = 1.875$),其固有频率为 24 kHz 和 37 kHz。这些频率更高,而且远离发动机频率,超过 20%。

3. 数据采集和处理系统

图 7-14 示出动态温度数据采集系统。图 7-15 示出动态温度数据处理系统。采集的温度电信号经放大器输入过滤器,动态 76 μm 偶丝和动态 250 μm 偶丝均设有各自过滤器。经

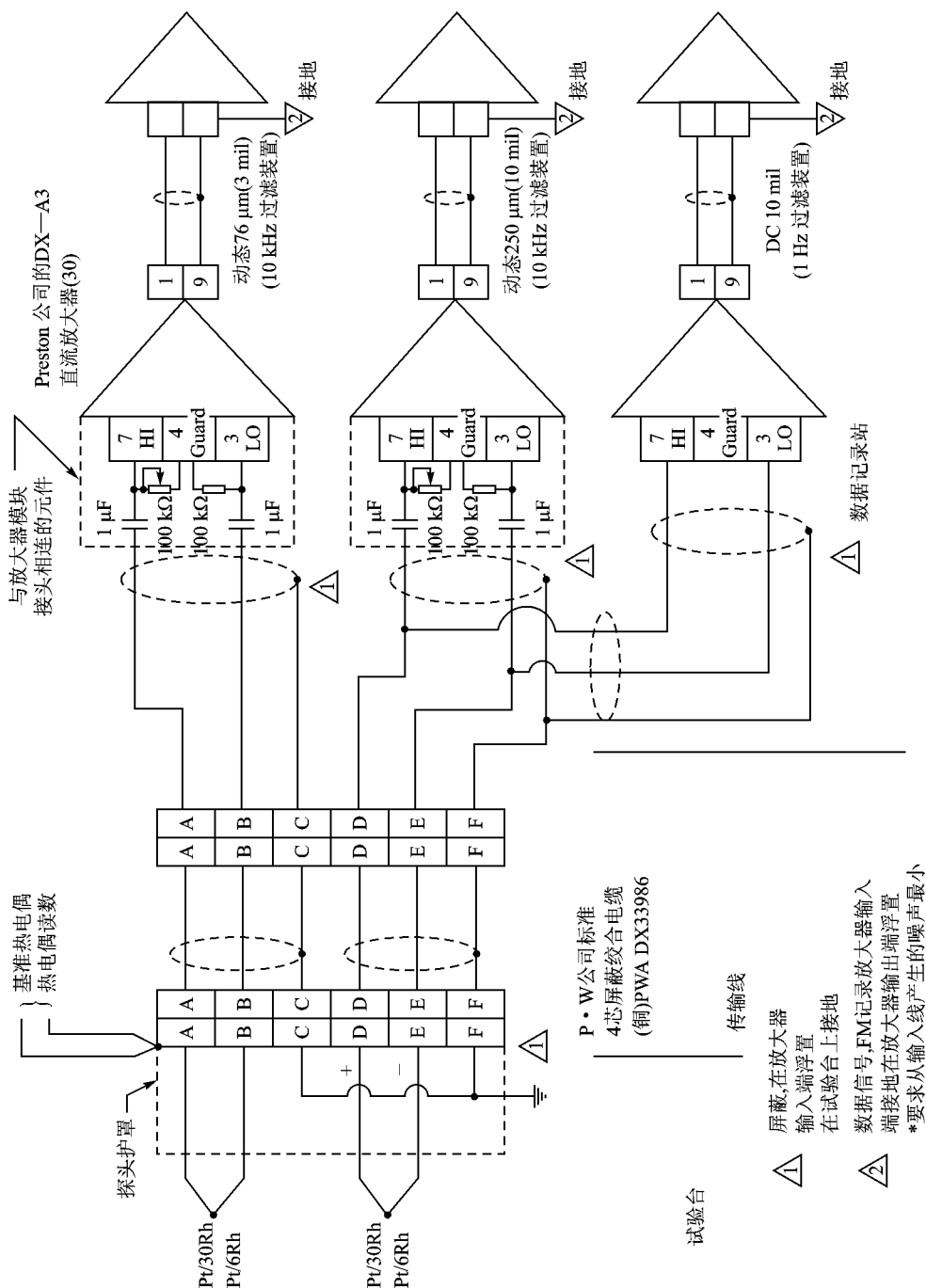


图 7-14 动态温度数据采集系统

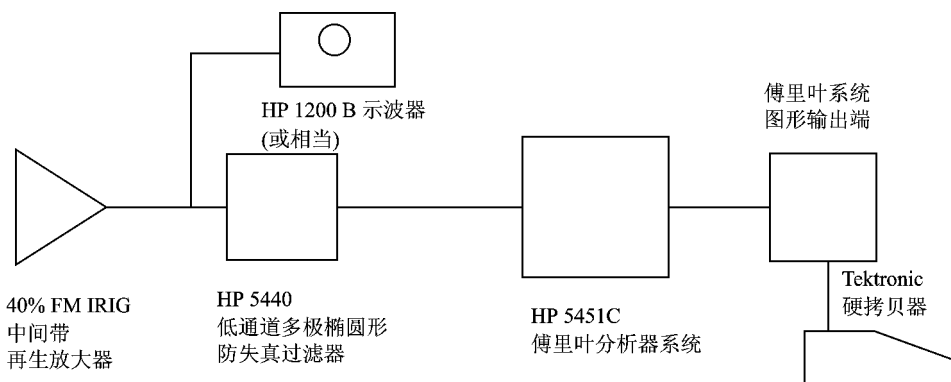


图 7-15 动态温度数据处理系统

过傅里叶分析器系统输出,记录在 FM 磁带上。

对于双线被动热电偶,选用较小直径的热电偶进行补偿,考虑导热和对流的影响。因为在高频脉动时,小直径热电偶具有较好的响应和信噪特性,因此对其频率域进行数字补偿,对补偿频率谱进行傅里叶变换以得到补偿时间波形。经过验证,瞬时谱的频率响应超过 1 kHz,平均谱的频率响应超过 1.2 kHz。

通过虚拟电路类来研究补偿谱,在计算机中比较输入输出波形。实际燃烧室中最有代表性的波形是从 0 ~ 1 kHz,15 K 峰-峰值/ $\sqrt{\text{Hz}}$ 。在 0 ~ 200 Hz 带宽中误差为 6.1% ;在 200 ~ 1 000 Hz 带宽中的误差为 7.6% 对于 15 K 峰-峰值/ $\sqrt{\text{Hz}}$ 波形,在 0 ~ 200 Hz 带宽中的误差为 7.4% ,在 200 ~ 1 000 Hz 带宽中的误差为 12.9% 。

在缩尺燃烧器排气温度约为 1 922 K 下进行了试验。在 F100 发动机试验中记录 76 μm 热电偶元件失效之前的最高温度点。

对采集的 120 个记录进行求和平均,以计算缩尺燃烧室和 F100 发动机数据测点 76 μm 和 250 μm 热电偶输出之间的测量传递函数。在取样率 4 096 Hz 和记录长度 2 048 点/记录下,每个记录为 500 ms 步长。总的作数据平均时间为 60 s。傅里叶系统防混滤波器设为 1 250 Hz。在频率 8 Hz、10 Hz、...、28 Hz、30 Hz 上测量的传递函数用于确定实时的 T 值,用以产生补偿谱。

双线被动热电偶准确的用于动态温度测量,在 1 400 K $\pm$ 500 K 下工作寿命不少于 5 h,频率响应达 1 kHz,空间分辨率 $\leq 0.5 \text{ cm}$,可承受振动 10g。

7.1.3 湍流反应流的激光测量

航空发动机燃烧室中发生的燃烧是湍流燃烧过程。这种湍流燃烧是由湍流流动特性、燃

烧的化学动力过程和放热之间的相互作用决定的。通过试验方法研究燃烧室中湍流燃烧特性,给出湍流燃烧规律的基本预测及其定量数据,对于燃烧室设计、温度场分析和排放物测量均具有很重要的意义。重点在于通过测量了解湍流燃烧机理,其方法主要是通过激光散射测量温度、密度和各成分的浓度,以及速度和几个标量参数之间关系的联合试验测定。

近年来计算燃烧学的发展,其预测方法和激光测量相结合促进了发动机中燃烧室复杂反应流的研究,增进了对其物理和化学过程的理解。

1. 湍流火焰的瑞利散射测量

应用激光探测湍流流动,这是在时间和空间两个变量求解流场的特征参数。可以通过单色激光束聚焦检测信号,或者通过多路激光束聚焦检测信号。标量参数的瞬态测量是采用脉冲光源,其脉冲持续时间在 $10^{-4} \sim 10^{-6} \text{ s}$ 。

气流中夹杂一定浓度的小质量,如尘埃污染和雾化油珠等成为示踪小质点,在接受激光照射后成为“二次点光源”而向四面八方发出“散射光”。这种散射光的特点是沿入射光向前散射光比向后散射光强约 100 倍。微小质点其散射光太微弱,较大质点 ($\geq 10 \mu\text{m}$) 因惯性大,在加、减速气流中会有速度差,因此利用大质点散射光测速会出现误差,故一般要求示踪质点尺寸为 $0.1 \mu\text{m} < d \leq 1.0 \mu\text{m}$ 。

激光散射技术应用于湍流火焰燃烧系统时对“冻结”的化学反应可以按时间测量瞬态湍流火焰,对单点采用聚焦激光束,对平面多采用多维成像技术,它可以拍摄大面积湍流火焰。

基本散射过程有两种:一种是弹性散射,其波长不变,即是由粒子产生的迈耶 (Mie) 散射 (构成前述的激光测速仪的基本原理)、瑞利散射和分子共振荧光。另一种是非弹性散射,包括线性效应的拉曼散射和激光诱导荧光,非线性效应的,如相干反斯托克斯拉曼光谱 (CARS),这种拉曼散射用于测量温度和浓度。

(1) 瑞利散射强度

瑞利散射用于测量温度或密度。当粒子尺寸小于光波长,而粒子的间距大于光波时发生的散射即称瑞利散射。瑞利散射的频率响应高于任一目前基于激光的其他测量方法。

瑞利散射强度可表示为

$$I_s = C I_0 \Omega L \frac{p A_0}{RT} \left(\frac{d\sigma}{d\Omega} \right)_{\text{eff}} = \frac{K}{T} \left(\frac{d\sigma}{d\Omega} \right)_{\text{eff}} \quad (7-9)$$

式中, C ——聚光系统的标准常数;

I_0 ——入射激光强度;

Ω ——聚光立体角;

L ——反射到探测中激光束段的长度;

p ——试验压力;

A_0 ——阿伏伽德罗常数, $6.022\ 045 \times 10^{26}$ 分子数 / (kgmol) ;

R ——通用气体常数 ;

T ——绝对温度。

气体混合物的有效激光横截面由摩尔比加权横截面 $d\sigma_i/d\Omega$ 之和给定 :

$$\left(\frac{d\sigma}{d\Omega}\right)_{\text{eff}} = \sum_i x_i \left(\frac{d\sigma_i}{d\Omega}\right) \quad (7-10)$$

由于假设激光强度 I_0 为常值, 因此, 瑞利散射强度 I_s 的变化可以由温度变化、成分浓度变化或两者共同变化来决定。

(2) 湍流火焰中瑞利散射测量

图 7-16 示出典型湍流火焰试验器。这是一台引风式风洞, 在试验段上游轴对称喷射燃料, 试验段为全窗式, 横截面为矩形, $130\text{ cm} \times 30\text{ cm}$, 长 200 cm 。燃料喷嘴内径为 0.53 cm , 燃料混合物 (氢气中含 0.22 mol 的氩) 整体速度为 154 m/s , 共流空气速度为 8.5 m/s , 射流雷诺数 Re 为 $24\ 000$ 。其光路入口用于多种激光诊断, 设备保持固定, 而整个燃烧通道可以在三个方向上改变。应用该设备可以进行下述试验 :

① 在等瑞利横截面下, 测量湍流燃烧温度, 即是瑞利散射强度的变化影响燃气温度的变化, 从而测出沿火焰中心线几个不同轴向位置的火焰概率温度分布。

② 在等温条件下, 测量摩尔比, 即是瑞利散射强度的变化是由于有效瑞利微元横截面的变化引起的摩尔比的变化产生的。

③ 在等 σ_i/m_i 下, 测量密度, 此种情况下, 燃料、氧化剂和产物每一个都具有相同的 σ_i/m_i 值, σ_i 为微元横截面积, m_i 为燃料、氧化剂或燃烧产物的分子量。应用理想气体状态方程, 可以把式 (7-9) 改写为

$$I_s = C_1 \sum_i n_i m_i (\sigma_i/m_i) \quad (7-11)$$

当所有的 σ_i/m_i 均相等时, 式 (7-11) 变为

$$I_s = C_1 C_2 \sum n_i m_i = C_1 C_2 \rho \quad (7-12)$$

式中, n_i ——第 i 种成分的数量密度, 即单位体积的第 i 种成分摩尔数, 亦称摩尔浓度。

绝大多数常用的燃料的 σ_i/m_i 值都大于空气的值, 而氩和氦的 σ_i/m_i 值都小于空气之值,

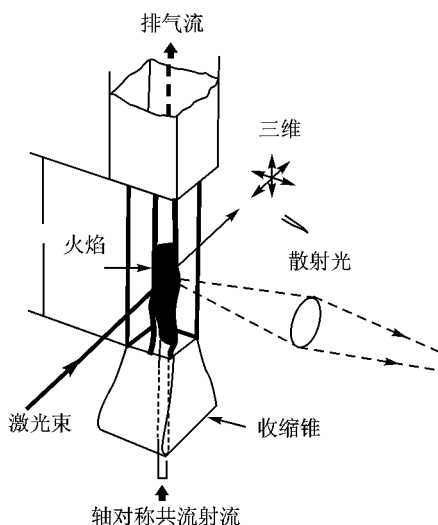


图 7-16 用于多种激光诊断的湍流燃烧试验器

因此可以把它们加到燃料之中以获得所要求的可燃混合物和燃烧产物的特性。例如,一种 H_2 燃料混合物,含有 22% 的氢,其燃料、空气和产物的 σ_i/m_i 值均不大于 2.9%。

图 7-17 示出湍流非预混火焰中由空气密度 ρ_0 归一化的燃气密度 ρ 的概率分布。

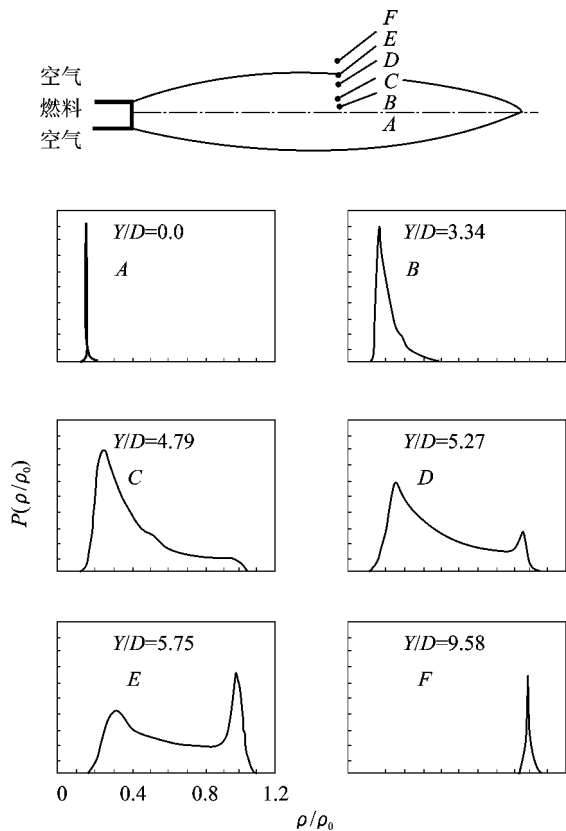


图 7-17 湍流非预混火焰中应用瑞利散射测定的燃气概率密度分布, $X/D = 50$

④ 变温度和变瑞利横截面,在这种情况下,根据其他诊断方法可求得其他参数,并可以通过瑞利散射强度推断火焰温度。

2. 湍流火焰的拉曼散射测量

(1) 拉曼散射

当一频率为 f_0 的单色光入射到透明的气体、液体或固体介质上,除了可以观察到原来频率 f_0 的光外,还可以观测到频率为 $f = f_0 \pm f_R$ 的新的光信号,这种频率发生改变的光散射称之为拉曼散射,它是以印度科学家拉曼 (C. V. Raman) 命名的。

拉曼频移 f_R 通常与分子的转动能级、振动能级和电子能级之间的跃迁相联系。新频率的谱线构成拉曼光谱。散射光的频率小于入射光频率 ($f_s = f_0 - f_R$) 称为斯托克斯光,相反,当散射光频率大于入射光频率 ($f_s = f_0 + f_R$) 称为反斯托克斯光。

当频率为 f_0 的单色辐射入射到分子中产生频率为 f_0 的感应振荡偶极子,然后这些振荡偶极子再被频率 f_R 的分子振动调制形成 $f_0 \pm f_R$ 的新振荡偶极子。拉曼散射就是由这些频率为 $f_0 \pm f_R$ 的感应振荡偶极子引起的。

根据能量转移原理,频率 f_0 的入射光可以看作具有能量为 hf_0 的光子,当该光子与分子碰撞时,一种情况是前述的弹性碰撞,光子与分子无能量交换,光子仅改变运动方向,这即是瑞利散射;另一是非弹性碰撞,这时不仅光子运动方向改变,而且光子与分子有能量交换,使光子能量也发生改变,如果分子原来处于低能级 E_1 的状态,非弹性碰撞的结果,使分子从光子那儿获得一部分能量,而跃迁到 E_2 ,这时光子的频率为 f_s ,即是斯托克斯线,它为

$$f_s = f_0 - \frac{E_2 - E_1}{h} \quad (7-13)$$

式中, h ——普朗克常数。

如果分子原来处于高能级 E_2 状态,那么非弹性碰撞结果将使分子由高能级 E_2 跃迁到低能级 E_1 状态,光子获得能量 $E_2 - E_1$,从而使光子频率变为 f_a ,即反斯托克斯频率,则

$$f_a = f_0 + \frac{E_2 - E_1}{h} \quad (7-14)$$

斯托克斯频率和反斯托克斯频率与入射光频率之差 Δf 称为拉曼频移,斯托克斯线和反斯托克斯线的拉曼频移相等:

$$\Delta f = f_0 - f_s = f_a - f_0 = (E_2 - E_1) / h \quad (7-15)$$

常温下处于低能级 E_1 状态的分子数要比处于高能级 E_2 状态的分子数多得多,因此,斯托克斯线总比反斯托克斯线强,这也是自发拉曼散射总是主要研究斯托克斯散射的缘故。

在燃烧过程研究中,双原子分子的拉曼光谱是十分重要的,这是因为在空气中或燃烧系统中 N_2 和 O_2 是主要成分,而且这些同核双原子分子由于其结构的对称性,它们没有固定的偶极矩,因此它们没有红外光谱。通过了解燃烧系统中拉曼光谱的变化来研究燃烧室中温度和浓度的变化。

一个双原子分子的拉曼频移是由转动频率或振动频率,或它们两者的缔合决定的。通常振动-转动拉曼光谱更适合于火焰测量,因为相对地消除了不同成分光谱的重叠。

自发拉曼光谱仪的突出优点是光电倍增管的累积负荷 Q_i 与激光器能量 Q_L 和成分浓度 φ_{N_i} 呈线性关系,即

$$Q_i = K_i Q_L \varphi_{N_i} f_i(T) \quad (7-16)$$

式中,比例常数 K_i 取决于振动拉曼横截面积、波长和聚光效率,并且通过标定确定。在室温和常压下由燃气样品的振动-转动拉曼散射进行标定,带宽因子 $f_i(T)$ 计及了与温度相关的分子

在其所允许量子态下的分布, $f_i(T)$ 包括光谱位置、形状、光谱仪带宽和激光器带宽诸因素的影响。对于 N_2 、 O_2 和 H_2 , 可以计算出 $f_i(T)$ 。对于像 H_2O 的三原子分子, $f_i(T)$ 的计算值可用性较小。因此, 标定后, 要测量成分浓度就必须同时测量激光器脉冲能量、拉曼信号和温度。

若引入守恒标量 ζ , 代表燃料和产物浓度的代数和, 为一反应标量, 即 ζ 与化学反应过程无关, 在化学反应中 ζ 是守恒的, ζ 的变化仅仅是由于湍流和分子输运产生的。在发动机喷管中产生的原子局部瞬态浓度除以总原子浓度的值就是一个守恒标量, 在喷管中, 该值为 1, 在自由空气流中为 0。其中 ζ 是由测量氮的拉曼信号确定的。贫燃料时, 建立 $\varphi_{N_2}-\zeta$ 关系; 富燃料时 $\varphi_{O_2} < \varphi_{H_2}$, 可建立 $\varphi_{H_2}-\zeta$ 关系。图 7-18 示出原子混合比 ζ 的测量平均值和脉动均方根值随径向位置的变化。

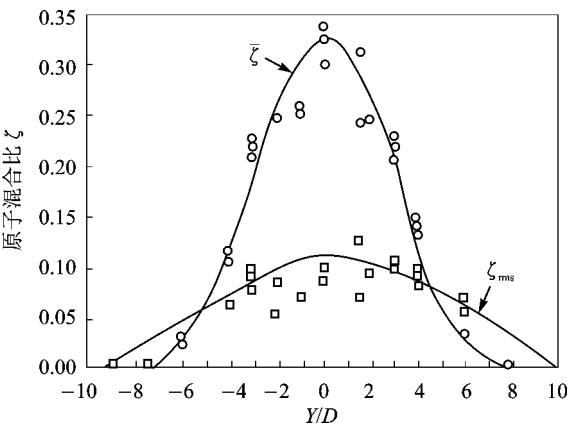


图 7-18 原子混合比 ζ 的测量平均值和脉动均方根值随径向位置的变化, $X/D = 50$

(2) 测量结果

图 7-19 示出标量 φ_{N_2} 、 φ_{H_2O} 、 φ_{H_2} 、 ρ/ρ_0 和 T 的平均值随原子混合比 ζ 的变化。根据这些原子混合比应用数据换算程序可以求得总燃气密度 (如图 7-20 所示) 和温度 (如图 7-21 所示) 随径向距离的变化。

3. 速度-标量的联合测量

湍流流动的输运速率比非湍流中产生的分子输运速率大几个数量级。这些较高的输运速率是速度脉动量 (u' , v' , w') 间的相互关系和速度与标量脉动量 T' 、密度 ρ' 或各成分浓度脉动量间关系共同作用的结果。

在湍流非预混火焰中 (如发动机燃烧室中的燃烧) 曾同时应用激光测速仪-瑞利散射测得

密流关系,应用激光测速仪-拉曼散射确定守恒变量-速度关系。脉动密流 $\rho' u'$ 和 $\rho' v'$ 是很重

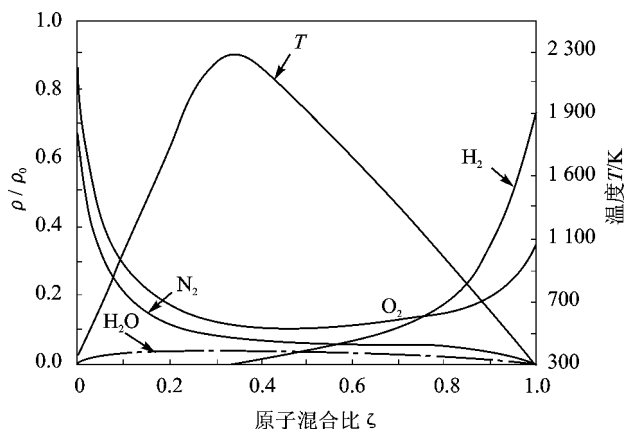


图 7-19 标量 φ_{N_2} 、 φ_{H_2O} 、 φ_{H_2} 、 φ_{O_2} 、 ρ/ρ_0 和 T 的平衡值随原子混合比 ζ 的变化

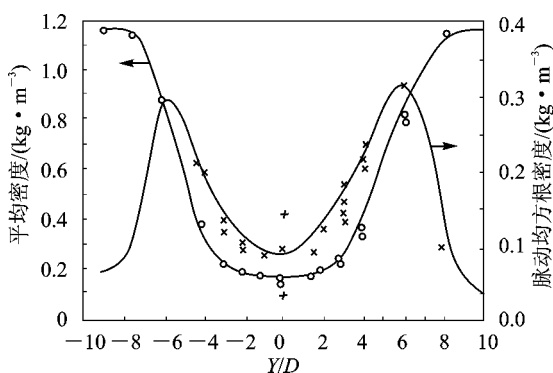


图 7-20 测量的密度平均值和脉动均方根值随径向距离的变化, $X/D = 50$

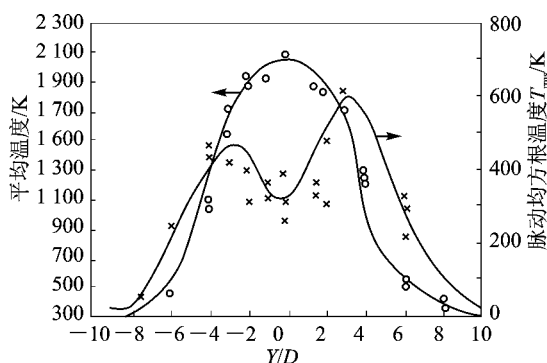


图 7-21 测量的温度平均值和脉动均方根值随径向距离的变化, $X/D = 50$

要的。因为它们都出现在按时间平均的纳维-斯托克斯 (Navier - Stokes) 方程中, 这些项表示轴向和径向湍流质量通量。守恒标量-速度关系对于模拟湍流非预混反应流尤为重要。

(1) 激光测速仪-瑞利散射测量

图 7-22 示出组合式激光测速仪-激光瑞利散射仪装置简图。应用该装置获得如下结果。

① 密流关系 $\overline{\rho'u'}$ 和 $\overline{\rho'v'}$ 在变密度流动中可以控制平均压力梯度对动量输运和标量输运的影响, 并且是由速度梯度和密度梯度产生的。利用这种组合装置可以测量密流 $\overline{\rho'u'}$ 和 $\overline{\rho'v'}$ 沿径向的变化。图 7-23 示出密流 $\overline{\rho'u'}$ 的变化。

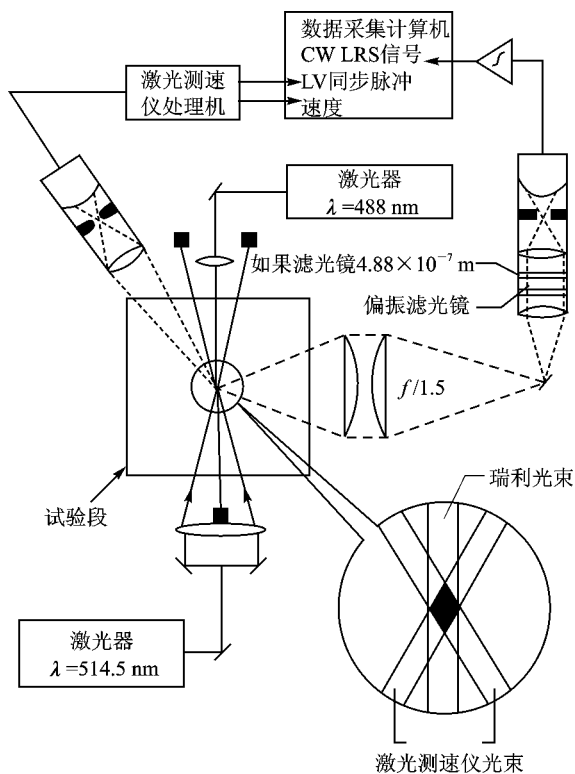


图 7-22 瑞利散射-激光测速仪组合装置

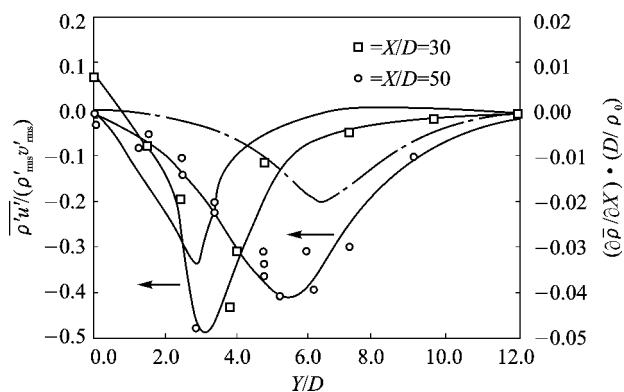


图 7-23 轴向密流 $\overline{\rho' u' / (\rho'_{rms} v'_{rms})}$ 和归一化轴向密度梯度 $(\partial \bar{\rho} / \partial X) \cdot (D / \rho_0)$ 的径向分布, $X/D = 30, X/D = 50$

- ② 测出了轴向密流 $\overline{\rho' u'}$ 和径向密流 $\overline{\rho' v'}$ 均受径向梯度控制,径向梯度比轴向梯度大得多。
- ③ 利用该组合测量装置可测量密流联合分布。在高密度区具有高斯分布特点。能测出空气、燃料和燃烧产物对概率密度分布的影响。

(2) 激光测速仪-激光拉曼散射测量

图 7-24 示出激光测速仪-激光拉曼散射仪组合装置的基本组成部分。试验中通过激光测速仪启动脉冲激光器,然后由脉冲激光器拉曼散射计算各成分浓度和温度。由于激光器动作和激光器脉冲之间的时间滞后与湍流的特征时间相比很小 ($40\ \mu\text{s}$),因此这些测量实际上是同时进行的。

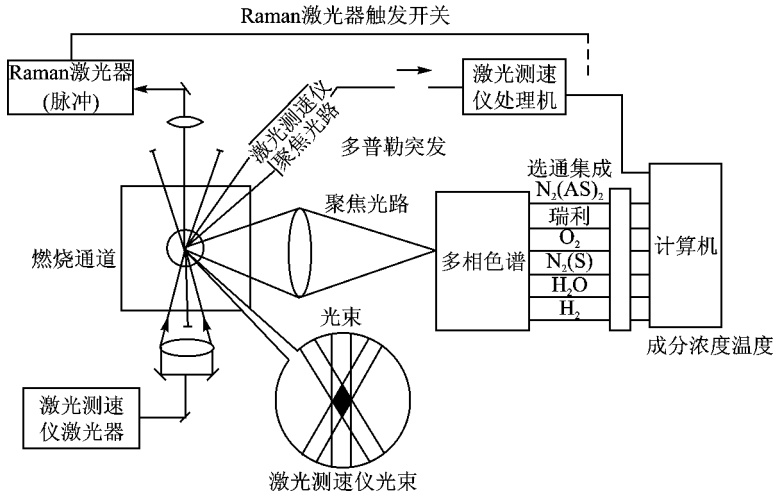


图 7-24 激光测速仪-激光拉曼散射组合系统基本组成简图

在光谱仪出口截面,设计了拉曼光学检测系统,安装了 5 个光电倍增管用接收由 N_2 、 O_2 、 H_2 和 H_2O 产生的斯托克斯振动拉曼散射光,及由 N_2 产生的反斯托克斯振动拉曼散射。这些测量以及激光测速仪测出的速度值都用于确定速度-标量关系。激光数据投射点数据矩阵为 160×8 矩阵。用该组合装置可以进行下列测量:

- ① N_2 、 O_2 浓度和温度分布随径向位置的变化; O_2 、 H_2 和 H_2O 浓度分布随径向位置的变化。
- ② 测出了速度-温度关系 $\overline{u'T'}$ 、速度-混合比关系 $\overline{u'\zeta'}$ 随径向位置的变化;测出了密流 $\overline{u'\rho'}$ 、原子混合比 $\overline{u'\zeta'}$ 和温度 $\overline{u'T'}$ 的瞬态速度-标量关系随滞后时间的变化。图 7-25 示出了这一结果。

上述的瑞利散射和拉曼散射测量技术能够同时测定燃气成分、温度和密度。结合激光测速仪还可以测定速度、脉动参量和流场,对于研究发动机湍流燃烧这是一种更有效方法。

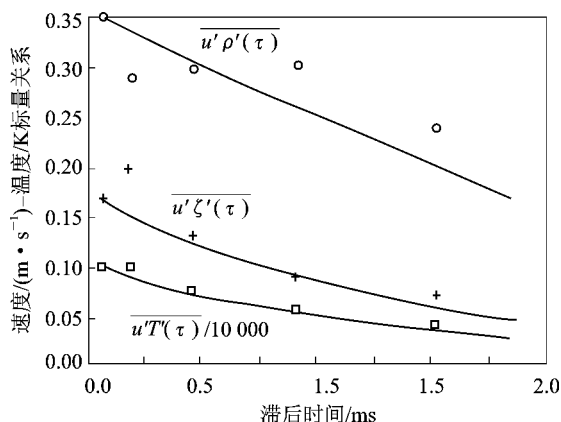


图 7-25 测出的密度 $\overline{u'\rho'(\tau)}$ 、原子混合比 $\overline{u'\zeta'(\tau)}$ 和温度 $\overline{u'T'(\tau)}$ 的瞬态速度-标量关系随滞后时间的变化, $X/D=50, Y/D=4$

7.1.4 动态测试系统及其应用实例

航空发动机动态工作下,存在着内部流动特性和多种相互作用,因此需要高速测量系统和数据处理及图像生成技术。动态试验系统主要包括高速数据采集系统,动态试验数据处理系统和图形输出系统。

下面将概述 3 个例子。其一,论述用于 MD 飞机的超涵道比发动机的飞行试验的动态测量系统 其二,典型动态测量系统 其三,以动态压力测量为例,说明在高负荷双级跨声速风扇转子叶尖区域激波测量中的应用。

1. 超涵道比发动机飞行试验动态测试系统

(1) 高速数据采集系统

图 7-26 示出麦·道公司研制的一种机载数字式数据采集系统。系统主要指标如下:

- 容量为 256 个通道;
- 采样率为 160 万个采样/s;
- 精度为 0.1%;
- 动态范围大于 80 dB;
- 256 个去伪频率滤波器,2 kHz 或 10 kHz 带宽;
- 4 个 64 通道的 14 位 A/D 转换器;
- 10 通道 D/A 转换,用于校准和监控;

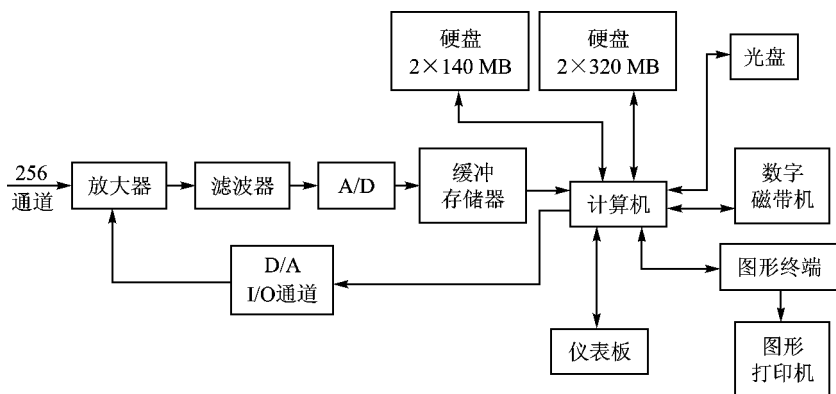


图 7-26 高速数据采集系统

- 采用加固型器件；
- 配有液晶显示器终端。

该系统采用光盘进行记录,共配有 4 个 100 MB 的光盘驱动/控制器组件,每一个可存储 64 个通道的输出数据。动态测量数据先被存入缓冲存储器,然后再转换到固定磁盘,在飞行结束后或飞行期间的适当时候再将其写入光盘。在数据转存到光盘前,固定磁盘可在 17 s 内记录 10 个试验点数据。由高速数据采集系统采集的超高涵道比发动机动态试验数据还必须送到动态数据处理系统进行处理。

(2) 动态数据处理系统与图形输出系统

图 7-27 示出动态数据处理系统。该系统配有微型 VAX II 计算机,一台阵列处理机,用于信号处理,可在 8 ms 内执行复杂的 4 024 点快速傅里叶变换。主要输出设备有绘图仪、磁带驱动器和图形打印机。装有两个硬盘,一个为 80 MB,另一个为 2 × 140 MB,光盘为 4 × 100 MB。

图形输出系统装有一台小型计算机,一台 1 600 位/英寸的驱动器和一台激光打印机、绘图仪。其主要任务是：

- 由磁带驱动器复制所选数据；
- 提供均方根值/峰值数据表；
- 窄带频谱曲线；
- 所选数据的交叉频谱和相关曲线；
- 保证飞行试验和数据处理；
- 模块可以扩充。

系统软件除操作系统外,还配有光盘和原始数据转换软件、信号处理软件、绘图软件和阵

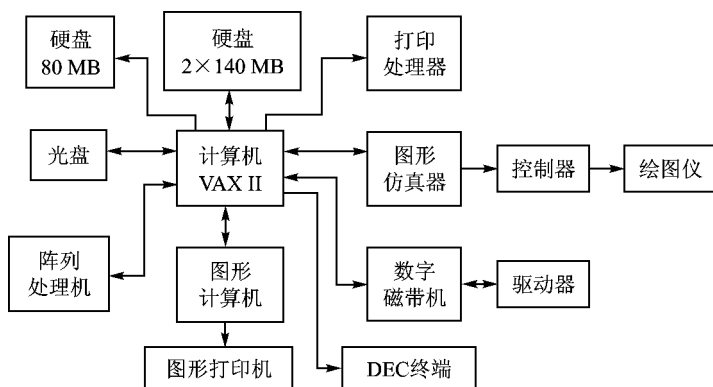


图 7-27 动态数据处理系统

列处理软件。在绘图中采用的软件包功能强、灵活,可处理屏幕曲线和提供硬拷贝。

在发动机飞行试验中,进行动态测量采用下列程序:用 RAPTAB 绘制均方根值的峰值表;用 SRTRMS 绘制均方根值的分类表;AUTOSP 可进行窄带频谱分析;应用 ADSP 提供图形输出系统用的曲线频谱或曲线数据;应用 PSD 进行功率谱密度分析;用 CROSS 进行交叉频谱分析;应用 LISTEN 把曲线数据转换为 TSAS 格式。

例如,应用 AUTOSP 处理程序绘出 2 048 个点的快速傅里叶变换的频谱曲线。AUTOSP 程序可在 13 s 内处理 256 个通道的典型测试点的时间平均窄带频谱数据,并可传到图形输出系统,通过激光打印机绘制出频谱曲线的硬拷贝,其速率为每分钟 4 条曲线。

2. DTAS 动态测试分析系统

DTAS 动态测试系统是我国应用的进行动态测试的系统。该系统主要特点为:

- 模板化结构,构造灵活(2/4/8 通道可选);
- 多通道同时采样,10/50 kHz 分析带宽;
- 75 dB 动态范围,0.2 dB 测量准确度;
- 多片高速信号处理器与 PC 微机构成主从/并行系统,具有高速数据处理能力;
- 多通道实时数字滤波,频率分挡精细,具有实时细化(ZOOM)功能;
- 内置程控电荷放大器,可直接配接压电式传感器;
- 程控差分电压放大器,具有自动增益量程;
- 适用于动态信号测试分析,结构振动模态分析,振动台随机振动控制,状态监测和故障诊断等。

该系统组成和工作原理如下:

DTAS 系统由测试硬件、动态信号分析软件和一台微机组成,其原理框图如图 7-28 所示。

测试硬件包括 模拟信号调理板、数据采集与信号处理板、多功能信号源板、机箱总线底板和 PC—EXP 接口板。

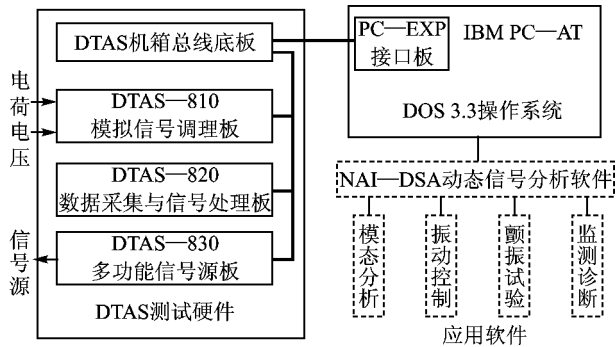


图 7-28 DTAS 系统原理框图

PC 微机在动态信号分析软件 NAI—DSA 的支持下,首先进行系统试验参数和工作方式的设置,然后将工作状态命令传送给系统测试硬件,启动系统进行测试。

模拟信号调理板 810 具有两个独立的输入通道,它将输入的电荷或电压信号进行调理放大后,经高性能模拟抗混滤波器滤除分析频带以外的频率成分再送数据采集与信号处理板 820。DTAS—810 原理框图如图 7-29 所示。其宽频带为 5 kHz、10 kHz、20 kHz 和 50 kHz 可选 动态范围 75 dB。

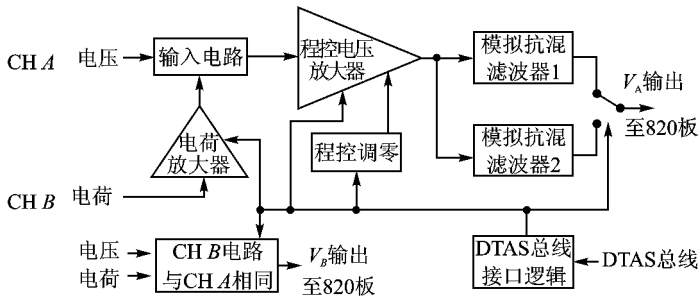


图 7-29 DTAS—810 原理框图

数据采集与信号处理板 820 的 TMS320C25 高速信号处理器控制数据采集电路并进行预处理和分析,如过载检测、触发功能、实时数字滤波、细化、加窗和 FFT 运算。DTAS—820 的原理框图如图 7-30 所示。该处理板可以多通道同时采样、并行处理。经 820 板处理后的时域和频域数据送给 PC 微机。在 NAI—DSA 软件控制下进行相关、传递、概率和三维谱阵图等分析,并以多种形式输出。

多功能信号源板 830 能进行数字波合成、输出。信号源产生正弦、随机和瞬态信号,能满

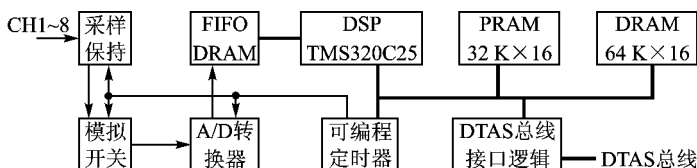


图 7-30 DTAS—820 原理框图

足网络测试、结构模态试验和振动台控制等。

PC—EXP 接口板插在 PC 机总线插槽上。机箱总线底板上设有 16 位地址锁存器。借助数据总线传送各总线插槽的地址。总线的传输速率为 360 ~ 400 KB/s,传输距离为 2 m。

该系统主要用于振动控制、颤振试验和监测诊断。

3. 风扇叶尖激波结构的动态压力测量

叶尖激波结构的测量需要高速采集系统、高精度小直径压力传感器和先进数据处理技术。

(1) 动态压力测试系统配置

图 7-31 示出测量激波结构的动态压力测试系统框图,它是由高速数据采集和模拟记录系统组成的。由于被测的风扇转子为高负荷双级跨声速,其双级叶片通过的频率高达 3 kHz 和 8 kHz,因此要求测试系统的频率响应分别为 20 kHz 和 30 kHz 以上。为测量转子叶尖外壁瞬态压力场,并保证激波前沿位置的准确,要求压力传感器直径尽可能小,测量系统的总频响应在 20 kHz 以上。

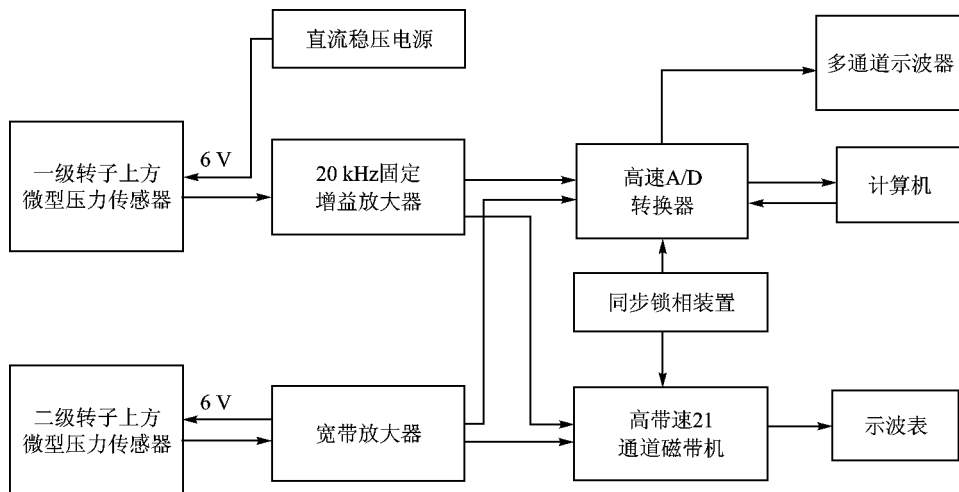


图 7-31 测量双级风扇激波结构的动态压力测试系统框图

试验中,采用两种微型压阻传感器,量程分别为 1.75×10^5 Pa 和 2×10^5 Pa,压力传感器直径为 1.575 mm 灵敏度系数大于 5 mV/psi,6 V 直流供电 频响为 500 kHz。由于尺寸小、频响高及动态特性好,因此能满足激波位置测试的要求。

图 7-32 示出一、二级转子叶尖外壁动态压力测点分布图。如图 7-32 中 (b) 所示,沿一级转子叶尖弦线顺序分布 13 个动态压力传感器测点,其中前两个点位于叶片前缘后方。图 7-32 (c) 为沿二级转子叶尖弦线顺序分布的 8 个动态压力传感器测点,其中叶片前缘前方分布一个点。从图 7-32 (a) 可看出测点所处的周向位置 θ 角的起始点。表 7-1 列出双级风扇转子上方测点位置坐标。

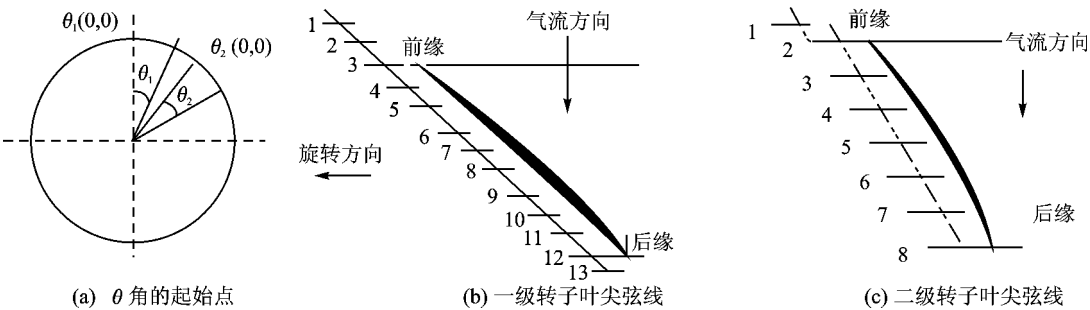


图 7-32 一、二级转子叶尖外壁动态压力测点分布图

表 7-1 双级风扇转子上方测点位置坐标

一级转子上方测点位置坐标			二级转子上方测点位置坐标		
测点次序	周向位置 $\theta_1 / (^\circ)$	距叶片前缘 相对弦长 / (%)	测点次序	周向位置 $\theta_2 / (^\circ)$	距叶片前缘 相对弦长 / (%)
1	- 7.22	- 24	1	- 3.00	- 10
2	- 3.61	- 12	2	0	0
3	0	0	3	1.55	17
4	3.37	11	4	3.10	34
5	6.74	22	5	4.65	50
6	10.11	33	6	6.20	67
7	13.48	44	7	7.75	84
8	16.85	55	8	9.30	100

信号放大器,一级选用 20 kHz 高精度宽带直流放大器,二级选用高精度宽带可变增益放大器 高速模 / 数转换器做一级数采时选取 800 K 点/s 的采样速率,做二级数采时选取 1 M 点/s 的采样速率。

同步锁相装置,采用磁钢-电感线圈式信号发生器所提供的外触发信号。

(2) 数据采集与处理

图 7-33 示出可进行一、二级测点采集的数据采集程序。每次为 32 次触发采集,可重复采集任一级数据,并现场完成波形图绘制及原始数据二进制存储。数据后处理分为若干段程序,如平均值计算程序、二维图形显示与打印程序、各状态数据处理与修正程序等。由于可变参数多且移位角度各不相同,因此编写成系列后处理程序,如图 7-34 所示。数据处理后,应用图像生成软件建立初步的等压线图,再通过图像后处理技术绘制成完整的激波结构等压线图。

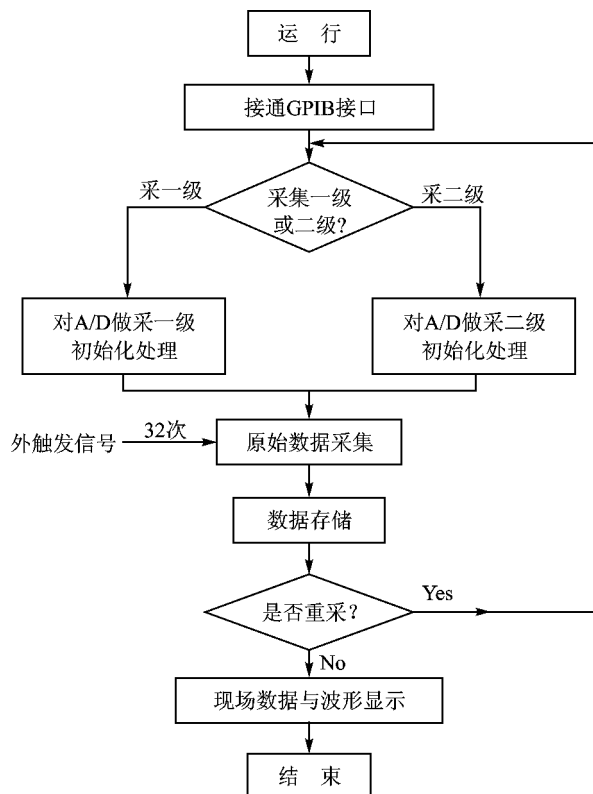


图 7-33 数据采集流程

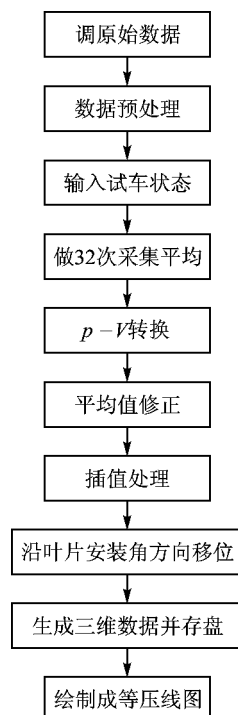


图 7-34 数据后处理流程

(3) 转子尖部激波结构测量结果

图 7-35 示出转速 $n = 1.0$ 状态时叶尖双级激波结构图。一级转子上方具有明显的双激波系统,即唇口处的一道斜激波和槽道后一道稍斜的正激波。随着反压的增高,激波强度增强,前激波变正,后激波前移变斜,最后在设计点附近两道激波合并成一道位于唇口处稍斜激

波。第二级转子上方在叶片槽道后部存在一道斜激波，随着反压的增高，激波逐渐前移形成唇口处一道斜激波，其倾斜度始终大于一级斜激波的斜度。

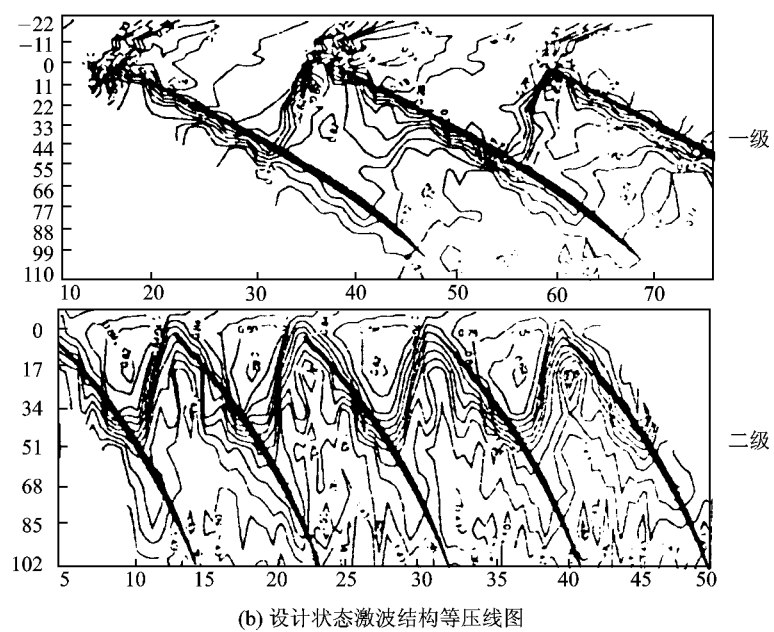
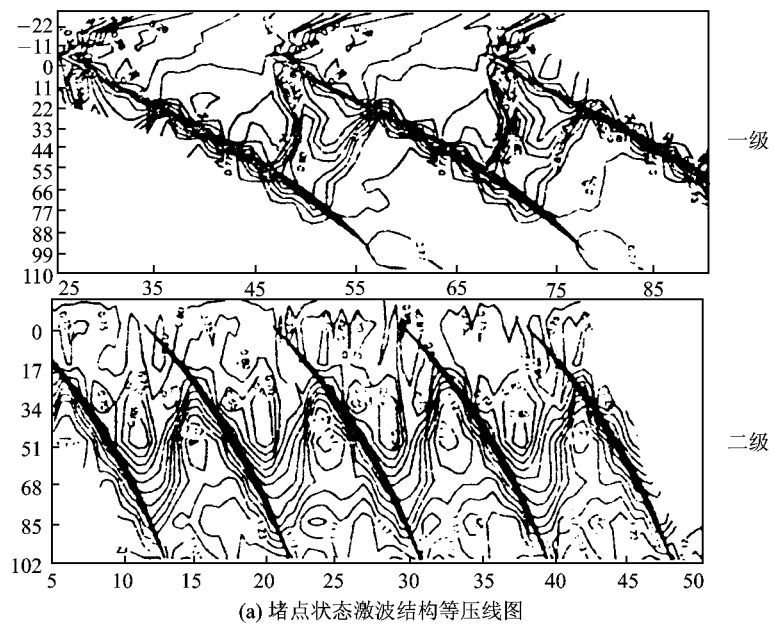


图 7-35 $n = 1.0$ 时双级激波结构等压线图

激波结构的测量采用多次触发采集平均技术,消除多种因素的干扰。对第二级风扇叶片,由于高通过频率,选取了更高频响的放大器及更高采集速度。

7.2 先进高温测量技术

进入 21 世纪,航空发动机的热力参数在不断提高。第四代战斗机发动机 (F119) 的涡轮进口温度已达 $1\,704^{\circ}\text{C}$,总增压比达 26。按综合化高性能涡轮发动机技术 (IHPTET) 计划,对于推重比 15~20 的发动机,涡轮前温度高达 $2\,000\sim 2\,200^{\circ}\text{C}$ 。这一温度范围已是化学计量比燃烧的温度,这不仅要求发动机在材料技术上要进行革新,而且在高温测量技术上也应有更大的突破。本节将侧重于论述高温测量新技术,如光学高温计、拉曼相干反斯托克斯光谱仪 (CARS)、红外测量法、光纤测温 and 热像荧光技术等。

7.2.1 光学高温计

在发动机研制、发展和飞行使用中曾采用热电偶测量燃气温度。随着燃烧室出口温度的提高,例如 $1\,300\sim 1\,600^{\circ}\text{C}$ 的高温燃气流中,即使选用贵金属热电偶材料其寿命很短,热电势不稳定,热电偶及其支承物插入主燃气流中也影响流场,万一损坏时将影响后面的转动件。

近二十年发展的光学测温法是一种不干扰流场且测量精度较高的方法。它主要由光学系统、探测器、信号调节和数据采集等组成。现时,光学高温计已广泛用于航空发动机的研制、发展过程中,特别适用于整机试验和飞行中监测。主要应用有:

- 测量燃烧室燃气温度;
- 连续测量涡轮叶片、导向叶片的温度分布;
- 给出局部燃气流高热区 过热叶片的局部温度值;
- 对发动机进行温控、限温和健康监控。

1. 光学高温计工作原理

光学高温计通过收集某一表面的热辐射,然后通过光学方法传递给探测器以产生正比于辐射强度的电信号。运用斯蒂芬-波尔兹曼定律并对表面辐射率加以修正便建立起该信号与表面温度之间的关系。斯蒂芬-波尔兹曼辐射定律表示为

$$E = \varepsilon \sigma T^4 \quad (7-17)$$

式中, E ——总辐射能量;

σ ——斯蒂芬-波尔兹曼常数,其值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$;

ε ——半球表面总辐射率,亦称黑度;

T ——表面温度, K 。

高温计所使用的探测器仅能测量总辐射能的一部分。涡轮高温计的探测器一般为硅二极管,它所收集的谱带从 $0.4\ \mu\text{m}$ 至 $1.1\ \mu\text{m}$,此区域所探测的能量近似于与温度的 10 次幂成正比。精确关系式为

$$E = \int_0 T(\lambda) \varepsilon(\lambda) S(\lambda) P(t_s) d\lambda \quad (7-18)$$

式中, E ——所探测的能量;

λ ——波长, μm ;

t_s ——表面绝对温度;

$T(\lambda)$ ——相应波长为 λ 的高温计光学传输函数;

$\varepsilon(\lambda)$ ——相应波长 λ 的单色黑度;

$S(\lambda)$ ——相应波长 λ 的探测器灵敏度;

$P(t_s)$ ——黑体在温度 t_s 下单色辐射功率的普朗克函数。

在许多实际状态下,探测器所探测的能量不仅包括被测表面所辐射的能量,也包括被该表面反射的来自其他能量波的能量。在大多数涡轮发动机下,周围部件的温度很接近于被测物的温度,来自这些周围部件的反射,其效果相当于将被测物体封闭在一黑体腔里,即是假设 $\varepsilon(\lambda) = 1$ 。然而,若反射能量源的温度高于被测表面,则反射能量将引起指示温度偏高。对于涡轮发动机部件环境,燃烧室火团便是一个高温辐射源,因此,指示的表面温度必须按计算的反射辐射值进行修正。

双光谱区高温计可以在一定量反射辐射存在的情况下进行测量,它是在两个不同的光谱区内测量来自涡轮叶片的能量。它假定所有反射表面均为灰体,只有燃烧室中“火团”是惟一的反射源,并且反射源的温度与时间无关。例如,若反射源温度为 2482°C ,对于典型涡轮叶片,辐射源温度有 $\pm 278^\circ\text{C}$ 的变化,将使所测的表面温度产生 $\pm 11^\circ\text{C}$ 的变化。

对于非滤波带 ($0.35 \sim 1.15\ \mu\text{m}$),总叶片辐射为叶片辐射能量 E_{ub} 和叶片反射辐射能量 E_{ur} 的总和,即 $E_u = E_{ub} + E_{ur}$, E_u 为总输出信号。

对于滤波带 ($0.35 \sim 0.85\ \mu\text{m}$),总输出信号 $E_f = E_{fb} + E_{fr}$ 。其中, E_{fb} 为叶片辐射能量, E_{fr} 为叶片反射的辐射能量。若定义修正了反射的辐射功率为 E_s ,亦称归一化修正辐射功率,则

$$E_s = E_u - (E_{ur}/E_{fr}) E_f \quad (7-19)$$

式中, E_{ur}/E_{fr} 表示未滤波叶片反射辐射与滤波叶片反射辐射之比,是一个常值。根据 $E_u = E_{ub} + E_{ur}$,结合式 (7-19),整理得

$$E_u - \left(\frac{E_{ur}}{E_{fr}} \right) E_f = E_{ub} - \left(\frac{E_{ur}}{E_{fr}} \right) E_{fb} \quad (7-20)$$

式 (7-20) 左边表示高温计输入的辐射,包括反射的和叶片本身辐射两者之和。右边只表示叶片辐射。依据叶片辐射表示输入信号,是修正了反射的叶片温度。 E_s 的最大平均值是修正叶片温度的一种表示参数,能够用于发动机控制。图 7-36 示出双光谱区高温计的实际

工作范围。

图 7-37 示出燃烧室辐射温度改变和不同反射百分数对叶片温度准确度的影响。该图是对叶片表面温度为 1 038 、假定燃烧室辐射温度为常值 (2 093) 且修正了所有反射辐射下做出的。其误差为实际叶片温度 1 038 与测定值之差。

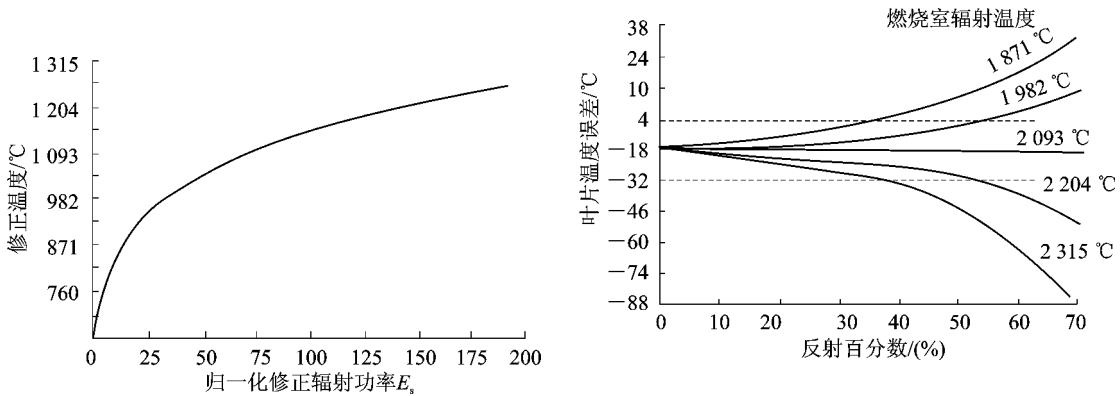


图 7-36 双光谱区高温计的实际工作范围

图 7-37 燃烧室辐射温度改变和不同反射百分数对叶片温度准确度的影响

可以直接在燃烧室火团装设高温计测定燃烧室辐射的光谱特性。在 1 760 ~ 2 427 的范围内减少辐射功率来标定高温计,在两个光谱带范围记录燃烧室辐射,每 5 μs 采集一个数据点,对每个数据点计算带宽的比。依据标定的高温计测定每个比值下的当量黑体温度。假定辐射换热中所包括的所有表面均为灰体,即是由燃烧室辐射出的辐射与由叶片反射的辐射之间没有明显的光谱差别,只是改变辐射强度,并应用有效燃烧室辐射温度修正反射的影响。在 F100 发动机上,其全功率下测得的平均辐射温度约 2 104 ,介于 2 216 ~ 1 993 范围内变化。这种温度波动造成的修正误差在 70% 反射下为 ±10 ,在 50% 反射下为 ±7 。为了在 70% 反射下达到 ±4 的修正精确度,燃烧室火团温度必须在 ±15 范围。频率分析表明,燃烧室辐射属于宽频带。

火焰温度波动对于涡轮叶片表面温度测量精确度有一定影响。对于低反射涡轮导向器情况,火焰温度波动有一定影响 对于最大反射能量的涡轮导向器,火焰温度波动引起叶片表面温度测量误差急剧增加 对于高辐射涡轮叶片,火焰温度波动影响很小。双光谱区高温计整个测量误差在 11 。

2. 光学高温计的组成及测量系统

图 7-38 示出实测发动机燃烧室高温燃气温度的光纤高温计。传感器是在直径为 1.27 mm蓝宝石棒端部溅射厚度约为 2 μm 的白金,把这个白金测射膜部分做成圆柱形空腔,构成黑体。把该传感器端部暴露在高温燃气中时,反映燃气温度高低的黑体辐射光在蓝宝石

棒内表面反复全反射,通过光缆传输到探测器。探测器中的干涉滤光片把入射光分光,用光电二极管检测,经过放大和模数变换,最后显示出温度或输出电压。

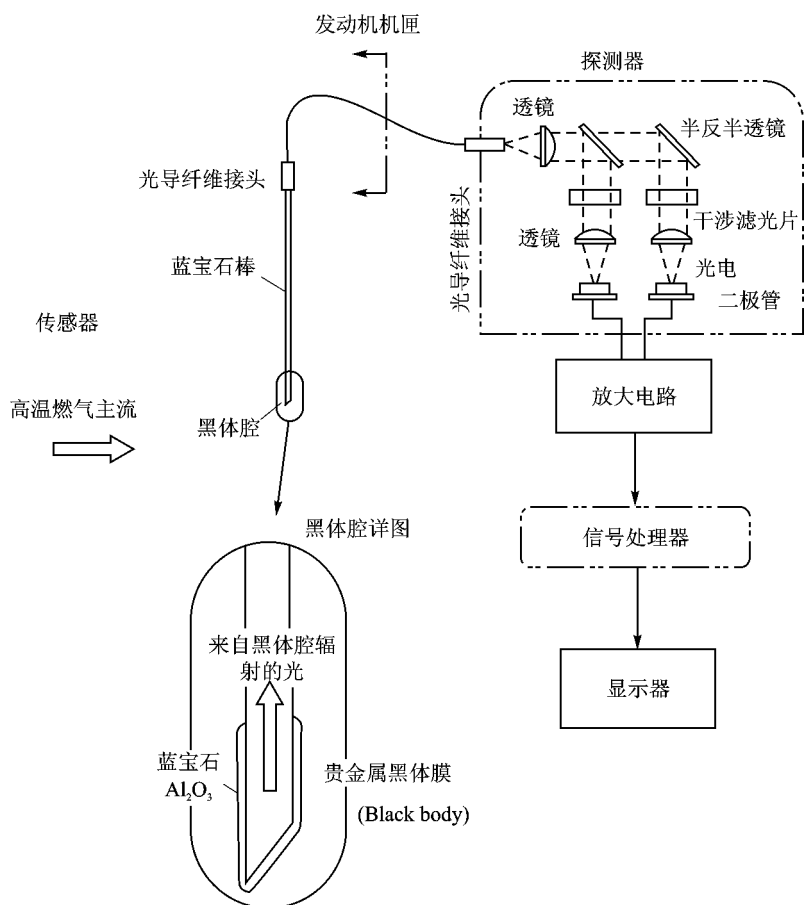


图 7-38 光纤高温计测量系统

光学高温计具有非插入、遥感、能提供多点数据的优点。其基本组成可包括：

(1) 光学探头

一种是透镜组件,用来确定测点的尺寸。另一种是孔径型系统,即采用光导纤维一端的特有接收角确定探测目标大小。

(2) 光导纤维

光导纤维将光学探头接收的辐射能传输至探测器。采用光导纤维能提高探测器的性能，

使其不受外界障碍物及电磁波的影响。

(3) 探测器/前置放大器组件

探测器将红外辐射能转换成电信号 前置放大器将信号经过电缆传输而不产生信号衰减或振荡。硅光电二极管探测器响应快,对燃烧产物辐射的光谱区域不敏感。

(4) 数字显示装置

该装置可调节信号并将信号转换成数字显示。它包括能显示平均值或峰值温度的方式选择电路、减少热碳粒子辐射或发光火焰干扰的噪声抑制电路及电源三部分。

在常用的双光谱区高温计中,光导纤维做成叉形,这样把光信号分成两部分直接进入两个硅探测器。在一个探测器前面,放入一个光学滤波器,将光谱响应限制在 $0.4 \sim 0.85 \mu\text{m}$ 范围。另一个探测器不放滤光器,其光谱响应从 $0.4 \sim 1.1 \mu\text{m}$,即硅光电二极管全光谱范围。由于辐射源温度比被测叶片表面温度稍高,从该辐射源来的反射辐射与叶片发出的辐射相比会有不同的光谱,因此,导致两个硅探测器输出不同,这就使得能够测出反辐射。用双光谱高温计不仅能测量燃烧室高温燃气温度,而且测量导向叶片温度和涡轮叶片温度很有效。

数据采集采用双通道数字式记忆示波器。未滤波的和滤波的两个高温计信号通过开关盒进入记忆示波器中并以数字形式存储,以避免中心频率漂移和噪声的影响。磁带数据包含转子运转一周的叶片温度分布数据,随后通过计算机处理成为永久硬拷贝记录。

记忆示波器沿规定光路可同时记录每个叶片上大约 20 个非滤波和滤波的温度点,并经计算机处理得出经修正后的温度分布。

3. 光学高温计应用的实例

(1) P·W 公司的双光谱辐射高温计

这种高温计是自动扫描式,可以测得涡轮叶片热图像。图 7-39 示出光学高温计在发动机上的典型安装型式。高温计探头对着叶片并可移动。在发动机运转时,通过传动机构旋转探头,改变叶片上目标靶点的位置。高温计光学部件也可配上反射镜并装上插入气流中的水冷探头。该探头既能旋转又能直线移动,由计算机控制探头的这两种运动,并控制探头使其在气流中停留时间最短,以减少对转子流路堵塞和提高探头的使用寿命。为防止污物污染镜头采用氮气吹洗。

当叶片从高温计前面通过时,探头对叶盆扫描,然后跨过叶片前缘再对叶背扫描,直到下一个叶盆进入视路。高温计输出信号就是沿着靶点扫描叶片轨迹得到的温度分布,图 7-39

(b) 示出该轨迹和结果信号。

双光谱高温计测温范围在 $500 \sim 1900$ 在 10 kHz 频带区域分辨率能达到 0.1 测

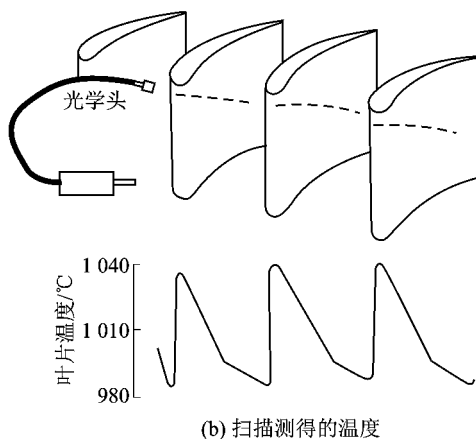
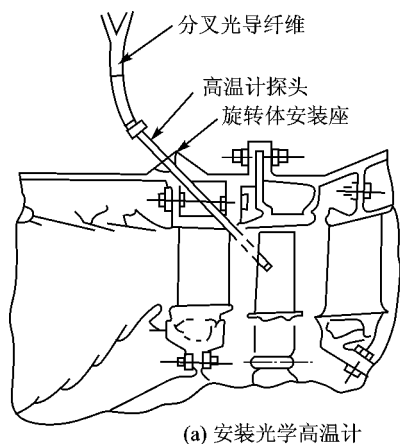


图 7-39 典型光学高温计的安装和扫描测得的温度

量速度快 ($10 \mu\text{s}$)，可以捕捉高速旋转体的温度分布和脉动气流的温度变化。用黑体校验可保证精度在 ± 10 。

图 7-40 示出采用带铈反射镜的探头，可以测量垂直方向的金属表面温度。使用中，沿轴向移动探头，可以测量叶片表面温度分布。图 7-41 示出高温计的位置和一级转子叶片表面温度的测量结果。

(2) 兰德 (Land) 公司涡轮温度传感器

兰德公司涡轮温度传感器亦是用于试车台及飞机上测量涡轮叶片温度的光学高温计。图 7-42 示出其外形示意图和几何尺寸。

该涡轮温度传感器与前述的高温计基本相同，其测温范围 $600 \sim 1100$ ，测量误差在 1100 为 ± 3 在 850 为 ± 3 在 600 为 ± 10 透镜为蓝宝石，聚焦靶点尺寸为 4.0 mm ，聚焦平面透镜为 100 mm 检测器为硅光电探测器 光学探头工作温度为 $-60 \sim 550$ 光纤为 $-60 \sim 300$ 检测器/放大器在飞行系统工作温度为 $-55 \sim 125$ ，在研究系统为 $0 \sim 60$ 电源为 $15-9-15 \text{ V}$ 直流 故障平均间隔时间最小为 $10\,000 \text{ h}$ 。

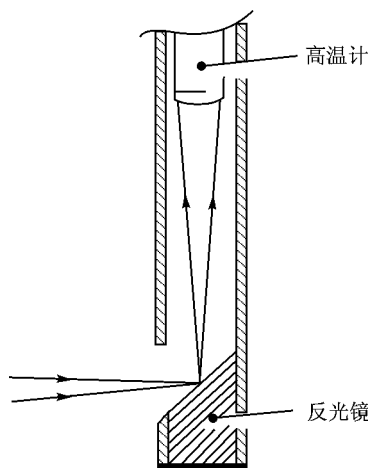


图 7-40 带铈反射镜的探头

① 地面试验时该涡轮温度传感器采用一高速模拟过程操作装置，可以执行如下功能：

- 线性化；
- 平均；
- 峰值采集；

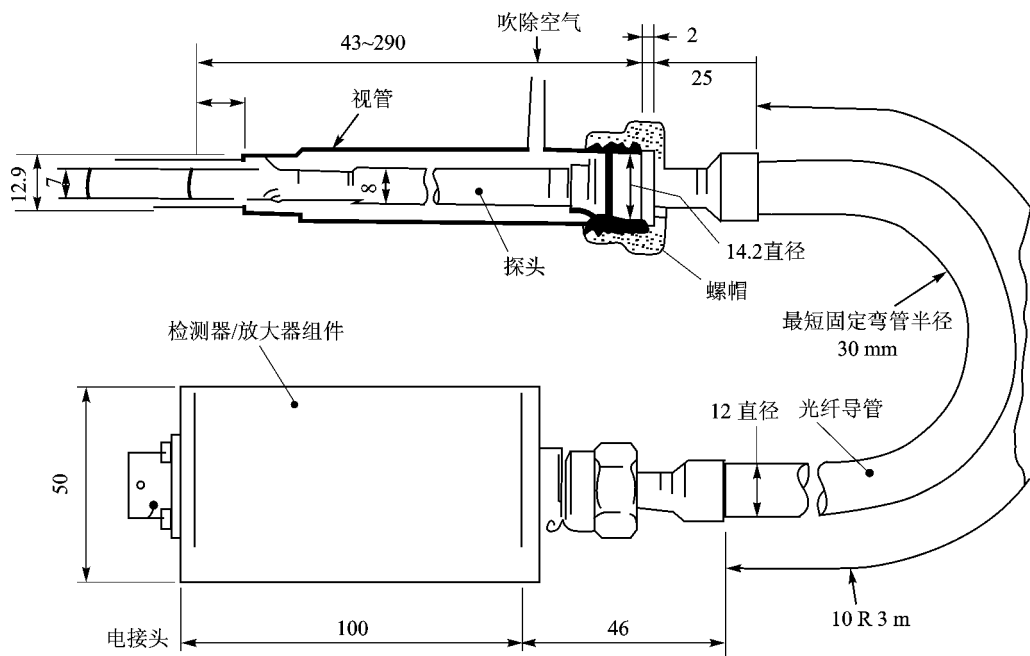


图 7-42 涡轮温度传感器外形示意图及几何尺寸

采用电阻丝加热管产生近于黑体的辐射,装置中设有光学滤波。该装置用于标定装在发动机上的涡轮温度传感器系统,进行在位检测。该装置能按规定温度高精度地模拟黑体辐射,要检测的传感器光学探头从装在发动机视管上拆下并插入该标定装置中。

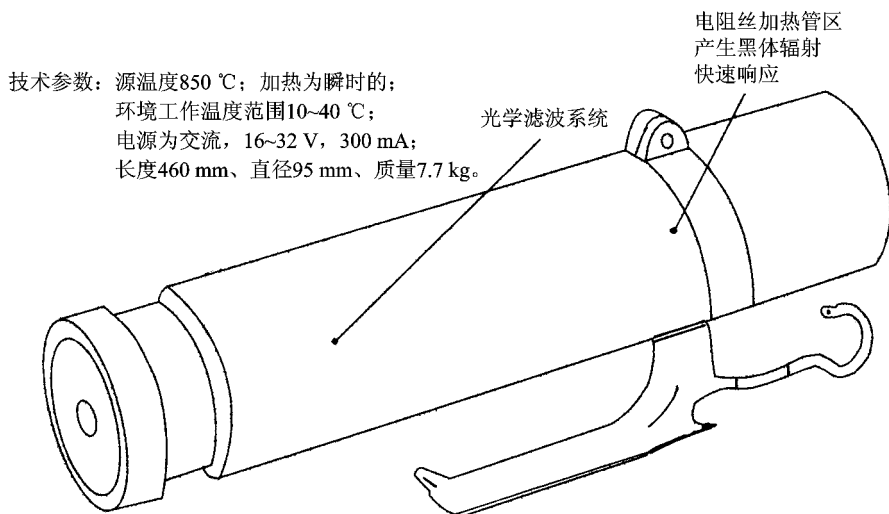


图 7-43 飞机上测量装置示意图

小型监测器与涡轮温度传感器联用,进行叶片研究、控制和监测,并显示出转子平均温度和峰值温度。

7.2.2 拉曼相干反斯托克斯光谱仪 (CARS) 用于测量燃气温度和燃气分析

应用激光进行高温燃烧产物温度和浓度的测量具有高的空间分辨率。近年来发展了三种高时间分辨率和高时间响应特性的测量方法,即空间拉曼散射、相干反斯托克斯拉曼光谱仪(以下简称 CARS) 和激光诱导荧光。拉曼散射和 CARS 最适合于热测量和主要成分浓度的测量,这已在 7.1 节中做了部分论述。激光诱导荧光适合于测量火焰辐射。拉曼散射和激光诱导荧光均为非相干散射过程, CARS 是一种相干波的混合过程。

下面概述 CARS 工作原理和用于加力式涡喷发动机排气温度和成分的测量。

1. CARS 工作原理

拉曼相干光谱技术是非线光学领域中的一项新技术。正如图 7-44 所示,频率 ω_1 的伯浦激光束和频率 ω_3 的斯托克斯激光束相互作用通过第 3 种介质产生一种偏振光。第三种介质的 3 阶非线性灵敏度为 $\chi^{(3)}(-\omega_3, \omega_1, \omega_1 - \omega_2)$ 。这种偏振光是一种相干辐射,其频率 $\omega_3 = 2\omega_1 - \omega_2$ 。当频差 $(\omega_1 - \omega_2)$ 接近某种形式的拉曼共振频率 ω 时, CARS 辐射(频率 ω_3) 的振幅便共振似增加,产生分子形的信号单值特性。

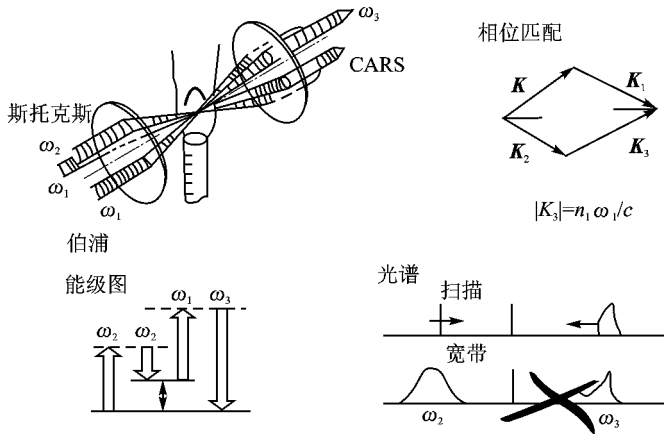


图 7-44 相干反斯托克斯拉曼光谱仪 (CARS)

频率 ω_3 的 CARS 辐射强度 I_3 为：

$$I_3 = \left(\frac{4\pi\omega_3}{c^2} \right)^2 I_1^2 I_2 |X^{(3)}|^2 Z^2 \quad (7-21)$$

式中, I_1 ——频率 ω_1 的激光强度;

I_2 —— ω_2 的辐射强度;

$X^{(3)}$ ——3 阶非线性灵敏度, $X^{(3)}$ 与密度和温度有关, 是用于诊断的基本参数;

Z ——激光束相互作用产生的距离。

CARS 信号大多数情况下只感受分子浓度, 并且按燃气密度的平方定标, 因此在压力升高情况下, CARS 的灵敏度有相当大的提高。CARS 的信号振幅测量表明, 火焰发光的干扰或碳粒白炽光的干扰与 CARS 信号值相比并不很大。因此, CARS 可应用于探测高干扰环境。

由于分子振动态主要为对称型, 偏振很小, 只有 Q 分支的过渡段是重要的, 即转动惯量 J 不产生变化。CARS 光谱受式 (7-21) 中的三阶电量参数灵敏度模数的平方控制。 $X^{(3)}$ 由拉曼活化分子数密度、过渡段 Q 的极化强度矩阵元、波尔兹曼数差、频率和孤立线宽等决定。由于波尔兹曼偏振差对温度变化很敏感, 所以 CARS 光谱对温度也很敏感。因此, 可以根据 CARS 信号的谱型导出测量的温度值, 即是由强度随频率的变化测量温度。据经典波尔兹曼方程:

$$N = N_0 \exp(-E/RT) \quad (7-22)$$

式中, T ——被测温度。

CARS 光谱强度正比能级粒子数 N 的平方。因此, CARS 光谱的振动—转动谱线强度分布中包含着温度的信息。

在以空气作氧化剂的燃烧中, 最通用的是根据 N_2 测量温度, 因为它是一个起控制作用的成分, 并且尽管有化学反应存在, N_2 仍然能以很大的浓度存在于燃烧产物中。

图 7-45 示出典型试验参数下计算出的温度与氮的 CARS 光谱的关系。在低温下, 光谱由一些低 J 值 Q 分支过渡段组成, 它们介于基振动态和一阶振动态之间, 即 $v=0 \sim 1$, v 为振动量子数。当温度增加时, 旋转偏振分布的带宽移向高 J 值。在高温下, 第二个峰相应于一阶和二阶激振态 (即 $v=1 \sim 2$) 之间的过渡态产生。在更高温度下, 由于依序出现更高的振动态而出现多个峰值。对于其他分子, 光谱分布稍有差别, 但其信号均强烈地依赖于温度, 且对不同成分形成不同的测温法。

三阶非线性灵敏度 $X^{(3)}$ 包括拉曼激振过渡态的共振分量、非共振分量和所有分子成分分布的影响。共振分布对 CARS 信号的影响正比于活化分子数密度的平方。共振和非共振项具有不同的张量特性。通过适当地调整激光场的方向和 CARS 检测的偏振光, 能够抑制非共振电子分布, 并且若信号足够大时就能测量低浓度。实际上可以根据 CARS 光谱形状和 CARS 分光镜的特性测量浓度。图 7-46 示出 1500 K 和 2 cm^{-1} (分辨率) 下 O_2 的 CARS 光谱随 O_2 浓度的变化。很显然, CARS 光谱对 O_2 的浓度很敏感。在浓度很低的情况下, 当背景调制很弱时, 必须抑制背景, 并且由信号的绝对强度导出密度的测量结果。

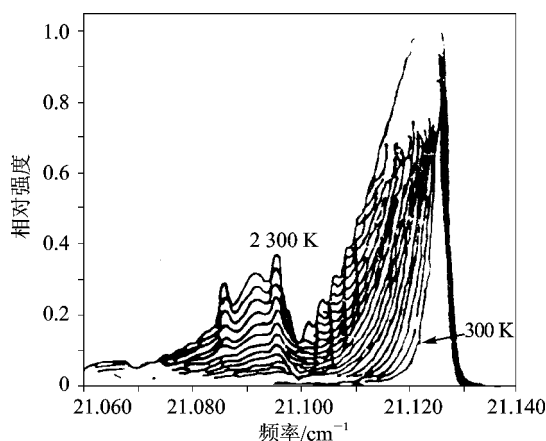


图 7-45 N_2 的 CARS 光谱与温度的关系

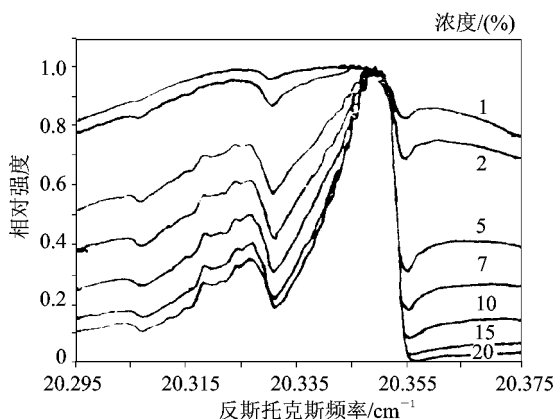


图 7-46 O_2 的 CARS 光谱随 O_2 浓度的变化 1 500 K,分辨率为 2 cm^{-1}

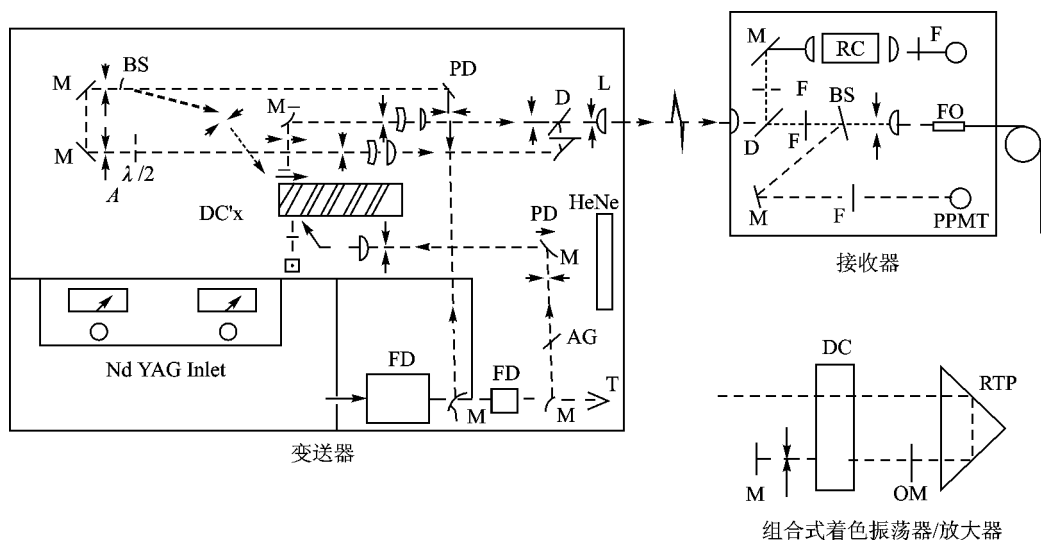
有两种方法生成 CARS 光谱。其一,应用狭带斯托克斯 (Stokes) 源,通过频率扫描生成 CARS 光谱。这种方法可形成很高的光谱分辨率。但是,对于非稳态的和湍流燃烧的诊断,这种方法并不适用。这是由于 CARS 信号是非线的,并取决于温度和浓度。在高密度和温度脉动存在时,生成的光谱段在高密度和低温区的偏差加大,因此不能够得到真实的介质平均特性。

其二,应用宽带斯托克斯源,生成的整个 CARS 光谱具有一定的脉动,并且若信号足够大,可以测量介质的瞬态特性。采用充分强的脉冲激光,可以测量介质的瞬态特性。由一系列信号脉冲测量可以构成概率密度函数,从而能够确定湍流脉动的实际参数的平均值和振幅。

2. CARS 仪器

在航空发动机试验中应用 CARS 进行测量时,其仪器主要有变送器、接收器和装在发动机附近的测量仪表,装在测量间的光谱检测器和计算机设备,这些设备用以采集和处理 CARS 数据。在 P·W 公司,按发动机的 x-y 测量系统装设变送器和接收器。图 7-47 示出这种 CARS 仪器测量系统简图。

① 变送器中主要设备是 Nd:YAG 激光器,其 $1.06\text{ }\mu\text{m}$ 输出是频率加倍的第一个 ω_1 伯浦光束,频率 $5.32 \times 10^{-7}\text{ m}$ 。第一个倍频器的转化效率约为 30%,在其后, ω_1 光束被分光镜分出 $1.06\text{ }\mu\text{m}$ 的光束并通过光场的几个透镜,把光束聚焦在测量点。波长 $1.06\text{ }\mu\text{m}$ 光束穿过分光镜并在第二个透镜中倍增频率同时产生第二个绿光束,应用该光束作为染色激光振荡器并形成斯托克斯 ω_2 光束。第二个倍频器的波长 $1.06\text{ }\mu\text{m}$ 光束穿过分光镜并被收集。由分光镜反射的 $1.06\text{ }\mu\text{m}$ 光束在第二个 $5.32 \times 10^{-7}\text{ m}$ 光路中被 KG3 透镜吸收。掺钕钇铝石榴石晶体分子式为 $\text{Nd}^{+++}:\text{Y}_3\text{Al}_5\text{O}_{12}$,缩写为 Nd:YAG,激光的脉冲宽度为 ms 量级,作为染料激光的激发



FD—倍频器 M—平面镜 AG—吸收透镜 PD—光电二极管 HeNe—氦—氖激光器 DC—染料盒；
A—光阑孔 BS—分光器 $\lambda/2$ —半波板 D—分色镜 L—透镜 F—滤光镜 RC—基准盒；
FO—光纤 PMT—光电倍增管 RTP—脊顶式透镜 T—收集器 OM—输出镜

图 7-47 CARS 仪器测量系统

光源 Nd:YAG 激光必须经过倍频,倍频效率与基波功率平方成正比,为提高输入激光的功率,可用调 Q 方法压缩激光脉冲宽度通常在 10^{-9} s 以下。

② 组合式着色振荡器/放大器包括迷宮式染料盒 DC、输出镜 OM、平面镜 M 和脊顶式透镜 RTP 构成。通常采用 Fabry-Perot 宽带着色激光器腔。染料盒装在托架上,托架把染料盒传送到激光腔中。放大器位于染料盒上半部并被约 30% 的第一束 ω_1 光束泵激。由于光的传递近似为 $30 \text{ m}/\mu\text{s}$,因此要求光路设计成在时间上使激光脉冲为 10^{-8} s 以与激光束达到光场透镜所需时间同步。 ω_1 光束中的半波板能够按着试验要求的偏振光方位旋转偏振面。光电二极管 PD 监测伯浦光束 ω_1 和斯托克斯光束 ω_2 的功率以便最佳的调整感受角度变化的信频器。

③ 激光束在发动机排气中聚焦,通常采用双光束、三维相位匹配结构。 ω_2 斯托克斯光束与环形 ω_1 伯浦光束共轴并在其内部,如图 7-48 所示。穿过聚焦区之前,两光束并不相交。

CARS 信号在柱形相交区 (0.1 mm 直径,50 mm 长) 生成,其轴横向地适应发动机排气流场。由于发动机排气直径近似为 1 m,因此其分辨率是足够的。双光束方法相互作用长度较长,因此信号较大。

④ CARS 信号光束在接受器中由光场透镜校准。 ω_1 和 ω_2 光束由分光镜和 CARS 光束分开,在一定的滤波后会聚成 60 或 100 μm 的光纤电缆。光纤传输信号为 39 m 至远距离放置的

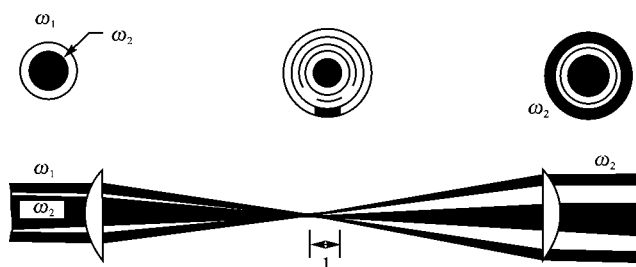


图 7-48 双束激光束的布局

光谱仪器。光谱仪器包括光谱仪、多通道光学分析仪和计算机。在光纤中聚焦之前,CARS 光束的很小部分分开并传输至光电倍增管,该管监测光谱,集成 CARS 信号,在调整变送器中的重要光学元件后使 CARS 信号最大。 ω_1 和 ω_2 光束由分光镜分开并在盒上再聚焦以产生参考 CARS 信号,该信号由第二个光电倍增器监测。参考盒装有已知压力和已知温度下的标定试验气体混合物,第一个光电倍增器信号测量燃气密度时,该混合物作为标准信号。

⑤ 由光纤发出的 CARS 信号直接输到与多通道光学分析仪相连的光谱仪。对于脉动环境,把分光器插入光谱仪中以在检测器的线性动态范围保持信号。来自光谱仪光栅的分散信号在硅靶倍增光导检测器上成像。采用 16 位 A/D 转换器以 $60\ \mu\text{s}/\text{通道}$ 的速率连续地读出数据,这些数据被输入到微计算机系统。检测器的控制器设有微程序结构。视像管以约 33 Hz 的速率进行常规扫描,对于 200 次激光投射,计数均累积在计算机存储器中。采集 CARS 数据后,机械快门堵住斯托克斯光束 ω_2 ,阻碍 CARS 进一步生成。当平移系统扫描新测点时,数据按相同方法记录。实测的光谱实际上是按时间在视像管表面平均的,并在计算机中累积。

⑥ CARS 仪器安装在发动机试车台时,变送器和接受器装在声隔离箱中,箱子的金属防护套朝向发动机排气。变送器是温控的,以保护激光器探头并减少由于热诱导引起的光路不对准。

3. 试验结果

前面的图 7-45 示出的是样气测量结果。它是按 100 K 递增,计算温度区间从 200 K 至 2400 K,采用内插法,可以计算从室温至绝热火焰温度的任一中间温度谱。把染料盒放在聚焦区,逐时地记录非共振介质 CARS 的光谱,如 CO_2 的光谱。通过这种方法获得的平均光谱是近似高斯型的,它是由宽带染料激光的谱线产生的。据式 (7-21),CARS 信号强烈地取决于斯托克斯染料激光强度。因此,这种配色型光谱能够校准染料激光功率穿过光谱改变时所采集的共振光谱。所得到的高斯分布的半宽最大为 $150\ \text{cm}^{-1}$ 。

图 7-49 示出全加力下涡轮发动机 N_2 的 CARS 光谱。它是把 $60\ \mu\text{m}$ 的光纤维插入到 0.6 m 的光谱中测得的。该光谱是在 150 次激光脉冲下近似 15 s 内在视像管上平均的。宽基波、

高振幅炽热带及每秒振动带的分析数据 ($v = 2 \sim 3$) 均表示很高的温度。按最小二乘法拟合, 给出温度为 1 713 K, 标准偏差为 13 K。

图 7-50 示出发动机中心处水蒸气的光谱,它是在慢车、中等功率和全加力状态下采集的。在这种情况下由 N_2 数据获得全加力状态温度时,基于光谱形状计算的水蒸气浓度约为 15%。从慢车转入全加力状态时,由于排气温度增加产生了较高的旋振结构。这些光谱均是按着各种温度下水蒸气光谱的计算模型得到的。

图 7-51 示出 CO 成分测量结果。宽的非共振谐波在 1 400 K 下 CO 浓度为 5% 时出现得很明显。在其他位置没有检测出 CO 的存在。

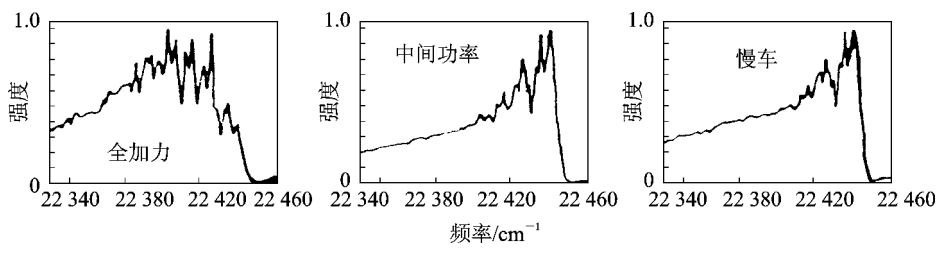


图 7-50 各种功率下涡轮发动机中按时间平均的 H_2O CARS 光谱

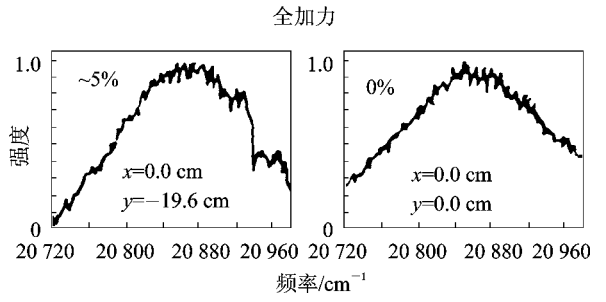


图 7-51 全加力状态下发动机排气中不同位置下测得的时间平均 CO CARS 光谱

试验中发现, N_2 的 CARS 强度随温度增加而减少,这种改变有可能超过多通道光检测器的线性动态范围。为了处理信号中可能出现的脉动,在光谱仪中采用分光镜,具有不同衰减率的分光镜可用于两个或三个图像。对于采用多通道检测器记录激光投射的数据,按 0.05 s 间

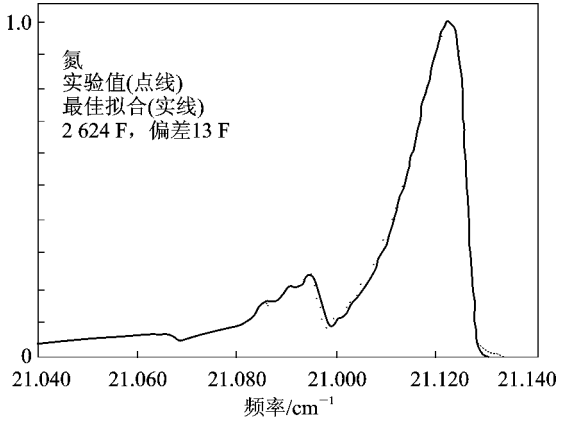


图 7-49 全加力状态下涡轮发动机中按时间平均的 N_2 CARS 光谱

隔平均每个通道的许多数据。

二极管系统的数据按 52 KB/s 计算机必须写出 5 次激光投射的数据块；一盘磁带能保存 12 000 个投射的数据，即相应于发动机每个测量位置、30 个空间点、400 次测量，累积 12 000 光谱，并在计算机上进行数据的回归分析。

染料激光器随机噪声影响测量误差。宽带染料激光光谱是由染料激光器腔波形的瞬态累积形成的，同时在泵激激光脉冲持续中进行开关操作。各种快速拟合方法对染料激光随机噪声的敏感性研究指出，可以由绝热管炉中测得的温度 pdf 值来确定。由所研究系统的 pdf 宽度与等温下宽度之比确定 CARS 测量技术的应用性。对于不同拟合方法，pdf 宽度差是由于它们对随机染料激光噪声敏感性的不同造成的。采用平均光谱法、热态/冷态积分法、炽热态/冷态积分法确定的平均温度最大偏差为 7%，而后两种方法得到的平均光谱温度和对应 pdf 均值的平均温度基本相等，例如，对于 1 253 K 的基准管炉，热态/冷态积分法求得平均光谱温度为 1 251 K，pdf 均值的平均温度为 1 255 K。

图 7-52 示出加力式涡扇发动机的 CARS 温度直方图。其中应用拓宽温度范围可使 pdf 变窄，例如，对 200 K 拓宽试验，快速拟合的 pdf 约变窄 30%，从而使染料激光的再现性良好。由图 7-52 看出，中心温度为 1 398 K，均方根误差 163 K，采样数为 347 次。激光器在 20 Hz 下工作，发动机工作稳定，在 20 s 系统的数据中，激光依序投射，其相应随机温度差可达 200 ~ 250 K，其均值为 1 398 K。

CARS 方法能够瞬态测量 20 Hz 重复速率下介质的性质并有效地采集排气温度直方图。

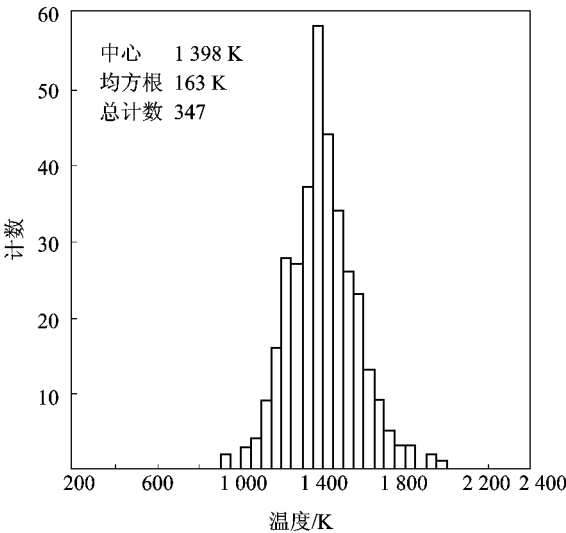


图 7-52 加力式涡扇发动机中 CARS 温度直方图，应用积分快速拟合平均值和 200 K 拓宽试验

7.2.3 红外测温法

燃烧场的论断技术对于燃烧机理、改进加力燃烧室设计、提高燃烧效率等方面研究都有重要意义。加力燃烧室出口温度场是一高温、高速、空间与时间迅速变化的热气流。使用传统的热电偶测量、由于探头插入气流中，干扰了气流，所以热电偶易于烧坏，给结构和材料带来困难。红外辐射吸收法是近期发展的测量燃气温度的新方法。该法接收辐射能量大，又为选择性吸收，因此灵敏度高、测温范围广。

1. 红外辐射吸收法测量燃气温度

(1) 测温原理

燃用煤油燃料的航空发动机出口燃气成分有 CO_2 、 CO 、 H_2O 等。其中, CO_2 在 $4.3 \mu\text{m}$ 近红外光谱有一强辐射吸收谱带, 且与其他成分吸收谱带重合, 所以选此谱带设计仪器测量燃气温度。

通过温度为 T_g 的燃气观察亮温为 T_s 的标准光源, 其光谱辐射亮度是标准光源透过燃气部分与燃气发射部分之和。按黑体辐射的 Plank 定律和气体辐射的 Kirchhof 定律, 燃气温度 T_g 与辐射亮度间可以下式表示:

$$T_g = C_2 D \left[\ln \left(\frac{L_{sD} + L_{gD} - L_{stgD}}{L_{gD}} \left(\exp \frac{C_2 D}{T_s} - 1 \right) + 1 \right) \right]^{-1} \quad (7-23)$$

若不考虑散射损失, 光路透过率 $\tau = 1 - \alpha$ (燃气吸收率), 则式 (7-23) 可变换为

$$T_g = C_2 D \left[\ln \left(\frac{C_1 D^3}{\pi L_{gD}} (1 - \tau) + 1 \right) \right]^{-1} \quad (7-24)$$

式中, C_1 ——第一辐射常数, $\text{W} \cdot \text{m}^2$;

C_2 ——第二辐射常数, $\text{m} \cdot \text{K}$;

D ——吸收气体波数, cm^{-1} ;

L_{sD} ——温度 T_s 标准光源的光谱辐射亮度;

L_{gD} ——燃气光谱辐射亮度;

L_{stgD} ——标准光源被燃气吸收后光谱辐射强度;

$$\tau = (L_{stgD} - L_{gD}) / L_{sD}$$

式 (7-23) 或式 (7-24) 为用红外辐射吸收法测量燃气温度基本关系式。

实际测量中, 燃气吸收谱线宽度由仪器滤光片决定。中心波数为 D 的滤光片有一波数间隔为 ΔD 的带通。所以, 由探测器接受辐射能信号不是单色的, 而是 ΔD 内许多光谱辐射亮度叠加。但是, 如果 ΔD 很小, 则以中心波数 D 所得到的光谱辐射亮度就与探测器接收辐射能成正比, 即与探测器输出电压信号成正比。于是标定出标准光源亮温, 并测出探测器输出的三个相对电压, 按照式 (7-23) 可算出燃气温度。红外测温仪所用中心波长为 $4.33 \mu\text{m}$, 换算波数为 2310 cm^{-1} , 最高采样速率为 50 Hz , 用常温 HgCdTe 探测器可测温度范围为 $800 \sim 2300 \text{ K}$ 。

(2) 红外测温光学系统

图 7-53 示出红外测温系统光路框图。 I_s 为标准光源; I'_s 为参考光源; M_1 、 M_2 、 M_3 为宝石透镜; F 为滤光片; D 为光电探测器。为了正确选取进入仪器的辐射能信号, 还设置了光栏 K_1 、 K_2 、 K_3 。在两条互相垂直的光路中, 一路 I_s 信号经过 M_1 与燃气信号一起再经过 M_2 并透过 F

聚焦在 D 上。另一路 I_s 信号经过 M_3 和 M_2 , 也透过 F 聚焦在 D 上。为了交替测出三个不同的辐射能信号, 在两条互相垂直光路中又分别装有用自整角机控制的调制盘 S_1 、 S_2 和 S_3 。盘上开有交错透光孔, 以保证信号按次序通过。半反半透镜 M_4 使 I_s 和来自燃气的信号反射, 使 I_s 的信号透射。测量前, 调节 I_s 与 I_s 的辐射能信号等值。另外, A 为信号放大器 R 为数据采集和处理单元, W 为宝石平面镜。发射单元与接收单元统称光学头。测量前, 它们分别准直地装在燃气两侧。

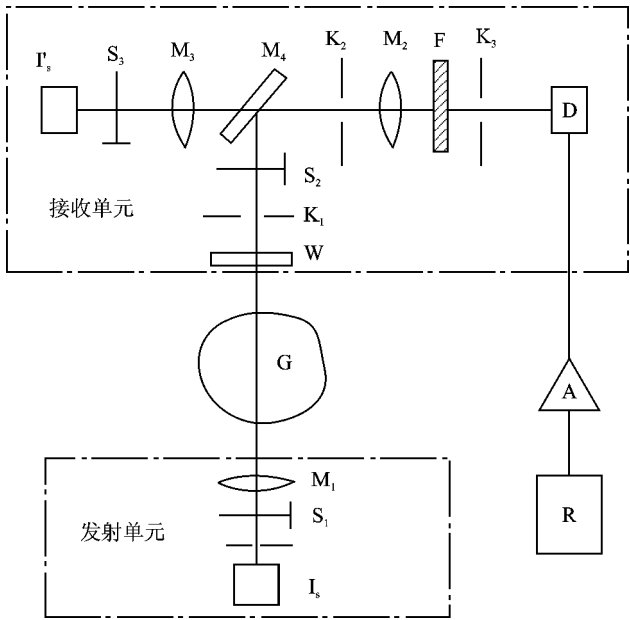


图 7-53 红外测温仪光学系统图

(3) 信号采集与处理

为提高采样精度, D/A 转换前必须对光电变换后的微弱电信号进行处理, 才能传输和采集。这些处理包括预前放、低通滤波、低噪声放大、箝位、有源滤波等。试验证明, 探测器输出信号电压经 60 dB 放大后, 信号电压峰值达 3 V, 零漂电压峰值在 20 mV 以内, 误差为 0.7%, 可满足采样要求。

采集方法是先给定一个比较电压, 按等时间间隔采集大于比较电压的电信号。采集时, 当前一个值小于后一个值时, 保持后一个值并舍去前一个值; 反之, 保持前一个值而舍去后一个值。因此, 便得到每个信号的峰值电压, 并将其存储。为识别三个信号, 还设计了触发电路, 即在数/模转换接口板上增加一个 TTL 电平外触发输入。

采集数据时, 由于电压波动、燃气不稳定、杂光侵入和电磁干扰等影响, 可采用下述方法:

假定采集一组值 $V_1, V_2, \dots, V_n$, 取均值 $\bar{V} = \sum_{i=1}^n V_i / n$ 。设定一个 r 值, 若满足下列判式:

$$\left| \frac{\bar{V} - V_i}{\bar{V}} \right| \leq r \quad (r \text{ 称剔除粗值判别因子})$$

则 V_i 取, 否则舍, 从而筛选出一组新值 $V_1, V_2, \dots, V_i, \dots, V_m$ 。显然, $m < n$, 再设定一新 r 值, 重复上述步骤, 又筛选一组新值。可见, 重复次数越多, 离散度越小。一般取 $r = 0.1, 0.07$, 重复两次, 即可得到较佳值。

试验前应在热校准风洞上用红外测温仪测量燃气流中心的燃气温度, 取 $Ma = 0.1 \sim 0.25$, $T = 850 \sim 1100 \text{ K}$, 气流截面直径为 100 mm , 温度变化不大于 25 K , 并将测量值与用热电偶测量值进行对比, 以此校准红外测温仪, 标准差 $< 2\%$ 。

2. 空间扫描反算温度场

对工程上常见的轴对称燃烧流, 采用空间扫描测温较为方便, 尤其是低分辨率空间扫描。所谓低分辨率是指测量相应单色量在仪器光谱间隔上的平均值。由于轴对称燃烧流, 计算的温度场是指径向分布温度的, 因此, 可通过直接测量不同弦线的积分透过率积分辐射亮度进行反算求得径向温度分布。

(1) 求解温度分布

若不考虑散射, 背景辐射, 燃气以外的 CO_2 气体辐射, 符合局部热平衡条件的燃气辐射传递方程表示为

$$L(x) = \int_{-y_0}^{y_0} L_{bd} \frac{\partial \tau}{\partial y} dy \quad (7-25)$$

对于均匀光路透过率 $\bar{\tau}$ 可据 Lorentz 线随机模型表示为

$$\bar{\tau} = e^{-\frac{\beta}{\pi} \left[\left(1 + \frac{2\pi k p}{\beta} \right)^{0.5} - 1 \right]} \quad (7-26)$$

对非均匀光路透过率 $\bar{\tau}$, 可表示为

$$\bar{\tau} = e^{-\frac{\sigma_1}{\pi \sigma_2} \left[\left(1 + \frac{2\pi \sigma_2^2}{\sigma_1} \right)^{0.5} - 1 \right]} \quad (7-27)$$

式中, $\sigma_1 = \sum_i (n k \beta \Delta y_i)$;

$\sigma_2 = \sum_i (n k \Delta y_i)$;

p ——燃气总压;

n —— CO_2 吸收气体分压;

k, β ——谱带模型参数, 可以查表获得。

将式 (7-25) 积分变量置换为 $\bar{\tau}$, 并应用中值定理, 可得如下迭代方程:

$$L_{bD}^{(k+1)} = L_{bD}^{(k)} + \frac{\bar{L}(x) - L_{bD}^{(k)}(x)}{(1 - \tau^{-k})^\delta} \quad (7-28)$$

式 (7-25) 中 L_{bD} 即为黑体光谱辐射亮度, 且按 Plack 定律, 可表示为:

$$L_{bD} = C_1 D^3 \left[\pi \left(\exp \frac{C_2 D}{T_g} - 1 \right) \right]^{-1} \quad (7-29)$$

由式 (7-29) 可反算温度 $T_g^{(k+1)}$ 为

$$T_g^{(k+1)} = \frac{C_2 D}{\ln \left[\frac{C_1 D^3 + \pi L_{bD}^{(k+1)}}{\pi L_{bD}^{(k+1)}} \right]} \quad (7-30)$$

式 (7-28) 和式 (7-30) 中的上角标 k 或 $k+1$ 表示该量由 $T_g(r)$ 的第 k 级和第 $k+1$ 级近似值计算得到 式 (7-28) 中的 δ 为收敛因子, 取值范围 $0 < \delta \leq 1$, 一般取 $\delta = 0.5$ 。

按此迭代方程编制程序即可计算。收敛速度取决于计算参数的选择。例如, 当收敛判据为 1×10^{-2} 时, 四次迭代, 其计算时间为 12 s。

计算中可以假定一组原始温度分布 $T_0(r)$ 和原始浓度分布 $n_0(r)$, 计算出 $\tau(x)$ 作为理想测量值, 再把 $n_0(r)$ 作为已知条件并且给出一组温度预定值 $T_1(r)$ 作为第一级近似进行迭代, $T_1(r)$ 在边界上取值为已知环境温度。收敛后, 将 $T(r)$ 和 $T_0(r)$ 比较, 以确定计算精度。对于红外测温仪, 可取中心波数 $D = 2.31 \times 10^3 \text{ cm}^{-1}$, 光谱间隔 $\Delta D = 92 \text{ cm}^{-1}$ 。

(2) 求解浓度分布近似公式与主动扫描反算温度场

理论计算表明, 吸收气体浓度分布变化 40% 仅引起计算温度变化 5% 左右。因此, 可根据红外测温仪的数据直接求解浓度分布。

假定每条光路视为均匀整体, 则第 j 条光路的温度应为 T_j , 吸收气体的浓度应为 $\bar{n}_j$ 。由于不考虑散射, 光路燃气的发射率等于 $1 - \bar{\tau}(x)$, 亦即它的吸收率, 则 j 环燃气积分光谱辐射亮度 $\bar{L}_j$ 可表示为:

$$\bar{L}_j = (1 - \bar{\tau}_j) L_{bD}(T_g) \quad (7-31)$$

由式 (7-29) 求出 T_g

$$T_g = \frac{C_2 D}{\ln \left[\frac{C_1 D^3 (1 - \bar{\tau}_j) + \pi \bar{L}_j}{\pi \bar{L}_j} \right]} \quad (7-32)$$

式中, j ——光路标号。按照 $p_j = 2y_{0j} \bar{n}_j$, 由式 (7-26) 可解出:

$$\bar{n}_j = \frac{- [2\bar{k}_j y_{0j} + 0.3 \ln \bar{\tau}_j] + \sqrt{(2\bar{k}_j y_{0j} - 0.3 \ln \bar{\tau}_j)^2 + 0.6 \bar{k}_j y_{0j} (\ln \bar{\tau}_j)^2 / a_{0j}}}{1.2 \bar{k}_j y_{0j}} \quad (7-33)$$

式中, $a_{0j} = 0.067 (273/T_g)^{0.5} \cdot (1/d)$;

d ——平均光谱线宽, 可查表;

y_{0j} ——j 光路半光程。

如果将燃气流分为若干个与扫描光路相同的均匀同心环,则最外环浓度 $n_{n-1} = \bar{n}_{n-1}$ 。此后,光路每向中心靠近一步,便引入一未知环浓度,因此可得:

$$n_j = \frac{\bar{n}_j y_{0j} - \sum_{k=j+1}^{n-1} [(r_{k+1}^2 - x_j^2)^{0.5} - (r_k^2 - x_j^2)^{0.5}] n_k}{(r_{j+1}^2 - x_j^2)^{0.5}} \tag{7-34}$$

式中, r_{k+1} ——燃气流红外扫描第 $k+1$ 同心环半径;

r_k ——燃气流红外扫描第 k 同心环半径;

x_j ——燃气流红外扫描第 j 条光路 x 轴分量;

n_k ——计算 k 环燃气浓度。

图 7-54 示出上述计算用的燃气流红外扫描图。

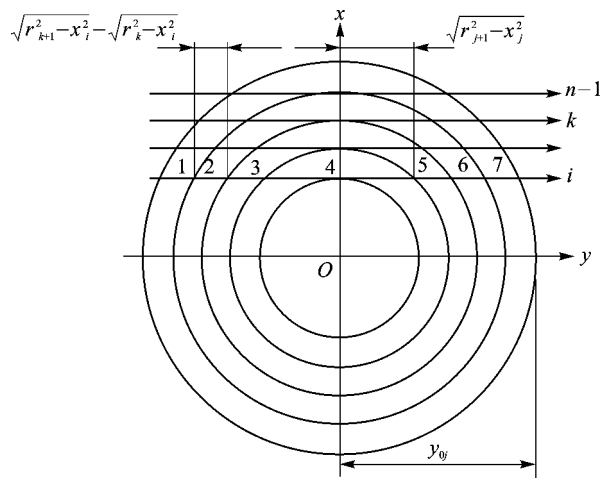


图 7-54 燃气流红外扫描

在热校准风洞出口利用一升降装置将红外测温仪光学探头上、下移动,沿燃气不同弦线主动扫描测量,并据上述方法计算出温度场。表 7-2 列出扫描后的一组计算数据。

表 7-2 在热校准风洞上空间扫描计算数据

r/cm	0	1	2	3	4	5
$\bar{T}_g$ /K	1 023	1 019	1 016	1 008	963	886
$\bar{r}$	0.36	0.39	0.41	0.43	0.54	0.75

3. 加力燃烧室出口温场测量

为适应加力燃烧室出口段气流速度快、温度高、台架振动大等恶劣工况环境和使光学探头能在导轨上同轴、等速、垂直移动,采用空间扫描用位移装置。该装置由微机控制步进电机,再由电机驱动丝杠来带动 Π 形架实现位移。 Π 形架跨度 1 m,可测燃气直径 700 mm。 Π 形架上光学探头随 Π 形架移动并可在任意垂直位置上停留。图 7-55 示出某型发动机全台加力燃烧室出口空间扫描红外测温照片。图 7-56 示出测试系统框图。

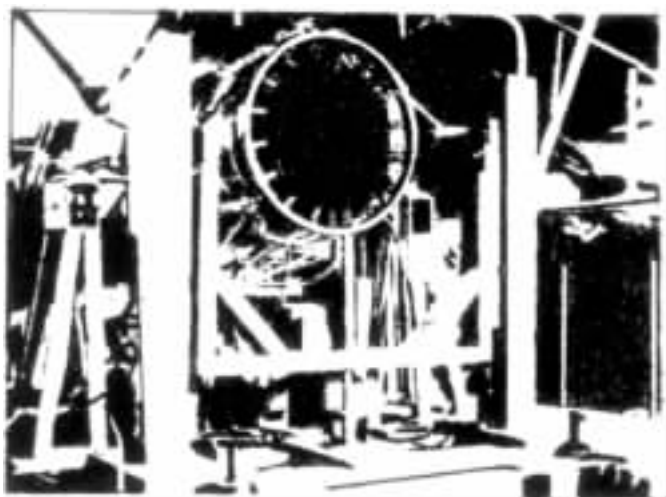
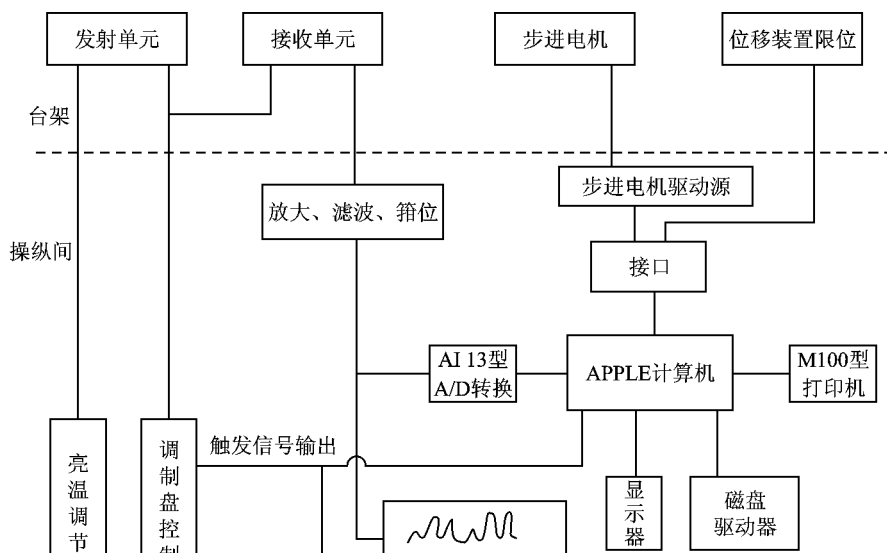


图 7-55 某型发动机加力燃烧室出口空间扫描位移装置



发动机在不同加力状态下,光学探头对准尾喷口燃气流进行空间扫描测量和停留在中心弦线上测量。扫描时可停留在任意弦线上采样,由微机预先设定采样个数进行步进-采样-再步进过程 采样速率由调制盘控制。

图 7-57 示出一次加力试车中由空间扫描实测数据所计算的温度分布曲线。表 7-3 列出四种加力状态下不同次测量的 T_g 值和由推力法计算的温度数据。按表 7-3 数据比较时,以推力法计算值为基准,给出平均相对误差 = $(T_g - T_g) / T_g \cdot 100\%$,剔除个别测量因素造成的误差大于 5% 以上的值,测量误差 < 3. 61%。

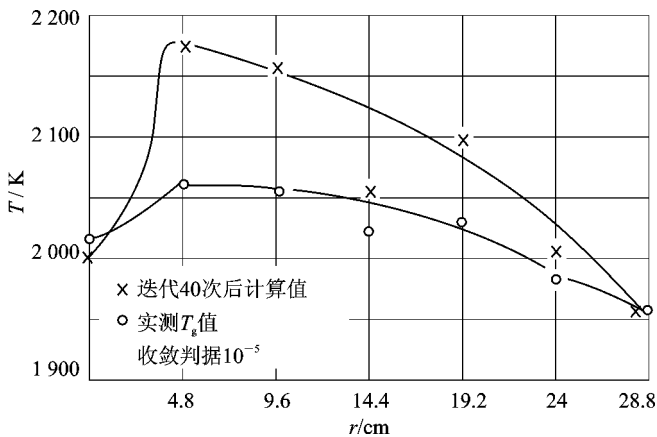


图 7-57 加力燃烧室出口温度红外测量

表 7-3 四种加力状态下两种方法所测发动机加力尾喷口温度

编 号	状 态 温度/K		JL-1		JL-2		JL-3		JL-4	
			T_g	T_g	T_g	T_g	T_g	T_g	T_g	T_g
JL-01-01			1 879	2 060	1 910	1 964	1 938	1 986	1 952	1 988
JL-01-02			1 860	1 961	1 997	1 903	1 894	1 956	1 990	1 983
JL-01-03			1 765	1 779	1 986	1 877	1 860	1 946	2 020	1 994
JL-01-04			1 925	1 909	1 998	1 971	1 903	1 988	1 982	2 004
JL-02-01			1 959	1 921	1 971	1 998	2 016	1 988	2 028	2 032
JL-02-03			2 036	1 933	2 055	1 974	2 061	1 991	2 086	2 008

注： T_g —辐射吸收法测量； T_g —推力计算。

采用红外吸收法,选择 4. 3 μm CO_2 吸收带设计红外仪,并构成微机控制的位移机构和数据采集系统可测量稳态和脉动燃气温度,最高采样率为 50 Hz 按低分辨率空间扫描反算温度

场与浓度近似公式相结合,实现了对热校准风洞和加力燃烧室出口温度场的测量,测量误差可在4%之内,这是一种很有效的高温测量方法。

7.2.4 涡轮进口温度光纤测量系统

涡轮进口温度,即燃烧室出口温度在整机上的测量是很复杂的技术问题。在中等涡轮进口温度下曾采用在I级导向器叶片腔中装热电偶方法测量。监测燃烧室出口温度的目的是把涡轮发动机控制在理想的热力循环工作点,并防止发动机因超温而损坏。然而,随着现代发动机循环温度的不断增加,涡轮进口温度已经达到了热电偶的最高温度极限。温度高出1100左右时,热电偶寿命会迅速下降。对于目前尚在研制中的发动机,其循环温度远远超出任何已知热电偶材料的实际工作温度,使热电偶不可能保持较长的使用寿命。因此,必须研制出能够在高温环境中长期使用的温度传感器系统。无源光纤温度传感器(FOTS)能够在2000的环境下工作。

在2.2节中曾概括地论述了光纤传感器的工作原理。本节中将以FOTS为例,说明光纤温度传感器的结构及处理系统。

1. 光纤测温系统结构

图7-58示出涡轮进口温度光纤测量系统。该系统包括6个探头(适用于测量1100~1800,流速100~150 m/s,响应时间为0.1 s,平均故障间隔时间1000 h(至少))。该系统在周向6个位置测量涡轮进口温度,并能用数据曲线描述涡轮进口周向温度。

图7-59示出涡轮温度传感器的剖面图。其组成主要包括屏蔽罩A、蓝宝石杆C、支承杆D、光纤前端套筒I和密封垫等。

这种温度传感器是将光纤传感器插进被测燃气流中。辐射屏蔽罩前方的热燃气进入到靠近半球形头部的前面,然后流经蓝宝石杆上的不透明涂层,这时蓝宝石杆经过加热基本上达到燃气温度,再通过辐射屏蔽罩上的出口又流进燃气流中。

不透明涂层形成一个黑体空腔。蓝宝石杆相当于一个光管,能够会聚黑体空腔立体角的辐射。该杆穿过铝支撑管伸到传感器组件的冷端,并靠近柔性光导装置,因此光导装置可以会聚来自蓝宝石杆的辐射,并可将红外辐射传输到信号处理机探测器电路上。图7-60示出了这一感受方法。

2. 信号处理机

信号处理机由12个光电探测器电路,一个可编程序接口板,微型计算机和7套用户接口端口组成。图7-61示出其方框图。信号处理机的功能是将一组黑体辐射温度传感器的未经处理的光能转换成线性化平均电压,然后计算出温度。

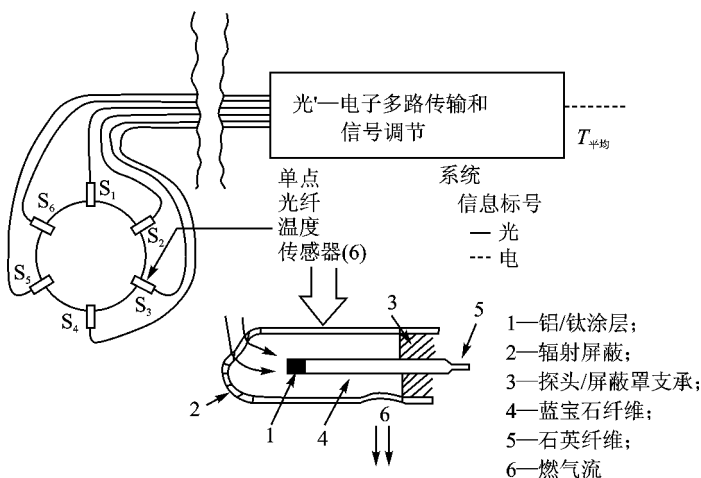


图 7-58 涡轮进口温度光纤测量系统

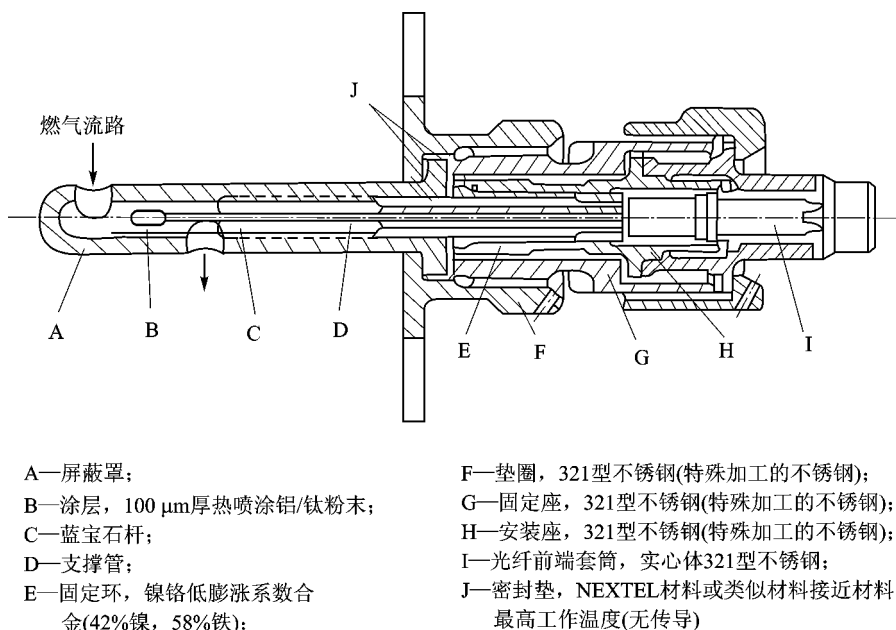


图 7-59 涡轮传感器技术 FOTS 剖面图

该信号处理机采用双色/比值计信号处理方案,这种结构形式使传感器或传感器零件在修理或更换后,便于维护并且不受校准偏差的影响。

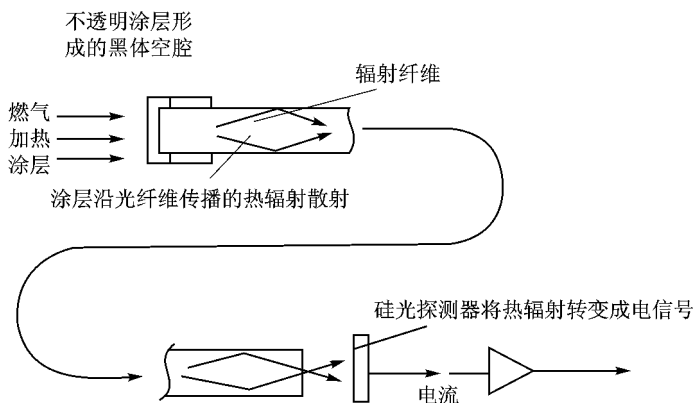


图 7-60 黑体辐射温度敏感技术说明

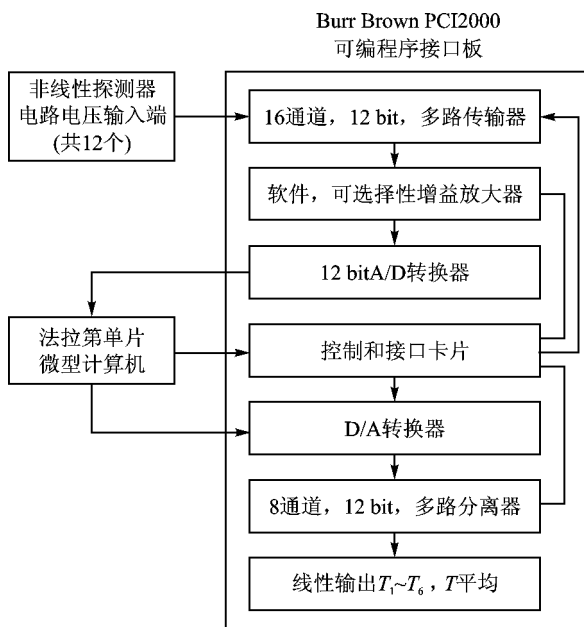


图 7-61 信号处理机方框

图 7-62 示出耦合光纤和分立载波光纤系统配置。这种系统建立了平均温度与两个波长辐射强度比的关系。其电压比值可表示为

$$V_R = \frac{A_1}{A_2} \exp \left[- \frac{B_1 - B_2}{T_{\text{测}}} \right] \quad (7-35)$$

式中, B_1 、 B_2 ——探测器的斜率因子, 而测量温度 $T_{\text{测}}$ 为

$$T_{\text{测}} = \frac{B_2 - B_1}{\ln \sum \exp(-B_1/T_j) - \ln \sum \exp(-B_2/T_j)} \quad (7-36)$$

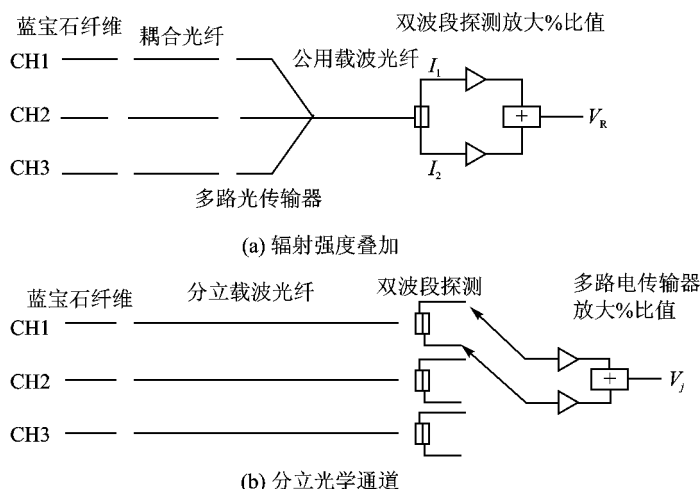


图 7-62 采用比值法的测量系统配置

用比值方法可以测量两个波长的相对辐射强度,建立颜色和温度之间的关系。如果重复拆卸或更换蓝宝石纤维和光纤连接器时,通道传输能力发生了变化,其信号强度将发生变化,但颜色不变。

采用比值方法时,单色波长 λ_{er} 为:

$$\lambda_{\text{er}} = \frac{\lambda_{e1} \cdot \lambda_{e2}}{\lambda_{e1} - \lambda_{e2}} \quad (7-37)$$

式中, λ_{e1} ——光谱通道 1 的单色等效波长;

λ_{e2} ——光谱通道 2 的单色等效波长。 λ_{er} 影响测量灵敏度。

采用先叠加辐射强度后再分离光谱方法时所得的平均温度误差可达 50 ~ 60 ,该值是较大的。更好的方法是获取每个通道的比值信号 V_{jr} 后,再求 V_{jr} 平均值或相应的温度平均值,此时求得的平均温度值消除了平均误差。下式给出使用 V_{jr} 信号求得的平均误差:

$$\Delta T = \frac{-B_R}{\ln \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \exp(-B_R/T_j) - \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N T_j} \quad (7-38)$$

例如,若 $N=6, T_1 = T_2 = \dots = T_5 = 922 \text{ K}; T_6 = 1073 \text{ K}, B_R = 1442$ (典型值),求得 $\Delta T = 1 \text{ K}$ 。因此,采用 6 个分立光纤通道,误差就可以忽略不计。

由于辐射强度叠加与温度平均值的误差有关,所以光信号和温度之间的极大非线性关系使得辐射强度不能叠加。采用分立光学通道就不存在这一问题,而且能够显示和诊断各个通

道的温度。

对每一路传感器,处理机使用两个单独的探测器,其工作波长约为 $0.95\text{ }\mu\text{m}$ (硅) 和 $0.70\text{ }\mu\text{m}$ (镓砷硫)。光导装置的分叉式终端按 50: 50 比例将光导装置的能量分开。光导装置用螺栓固定在处理机壳体上。图 7-63 示出信号处理机原理。

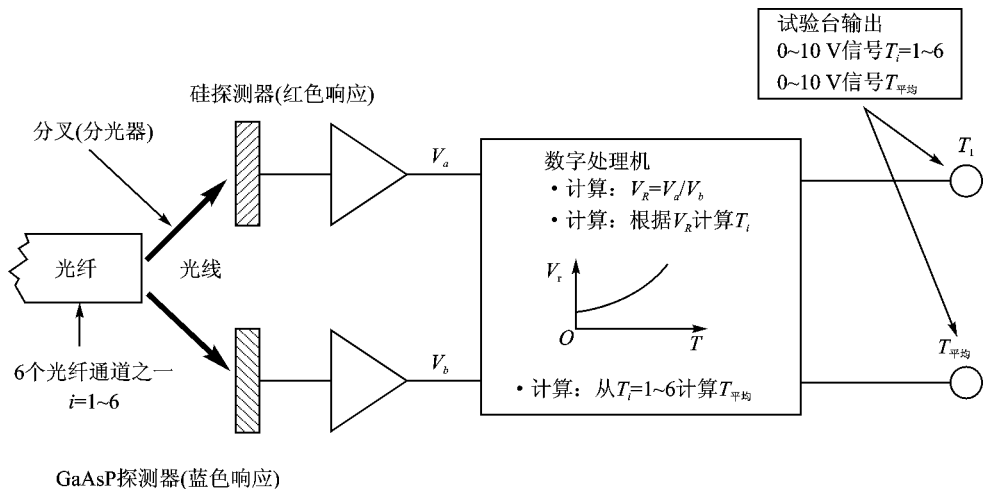


图 7-63 信号处理机原理

放大器电路将每个探测器产生的光电流按正比例转换成电压,放大器电路安装在模拟板上。调节每个独立通道,使传感器头部温度为 $1\ 600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时两种探测器 (Si, GaAsP) 的电压为 10 V 。每个通道在模拟板上还装有单独稳定器电路。其环境温度控制在 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内,以避免因探测器热漂移引起的误差。

16 通道多路传输的 A/D 转换器安装在接口板上,处理机通过它测取每个通道的长、短波长的电压。当中央处理机 CPU 捕获到一信号时,便按系统软件程序进行处理。每个通道的温度被计算出后,8 通道多路 D/A 转换器又将其转换成 $0\sim 10\text{ V}$ 的信号,并按每摄氏度产生 5 mV 的电压校准。为减少干扰,每条输出通道都经过滤光处理,其频率响应为 10 Hz 。

3. 校准试验

涡轮进口温度光纤测量系统应进行台架试验和试验器试验以校准该系统,评估其瞬态和稳态性能,观测多路传输技术对传感器之间差异及系统响应时间的影响。

采用烧天然气燃烧试验器模拟涡轮发动机的高速流场,以评估该系统的性能。试验器具有恒定均匀温度分布,可提供热冲击、最大速度、最大流通面积和一定的压力。应用该试验器确定高速气流的稳态准确度、瞬态响应、复现性和稳定性。该试验器提供的最大流量为 0.23 kg/s ,最大温度 $1\ 510\text{ }^{\circ}\text{C}$,最高温升速率为 $1\ 093\text{ }^{\circ}\text{C/s}$ 。采用热冲击试验来模拟发动机的工作,

验证温度传感器的寿命和生存力,计算系统的响应时间。

在台架上试验方法与本节前述的安装方式相似,这里不再赘述。光纤温度测量系统的另一优点是抗电磁干扰性能好。在 1 260 °C 下具有良好耐久性,并可测量 1 650 °C 的瞬态和稳态温度。

7.2.5 高温应变测量系统

1. 概 述

高温应变测量系统的研究主要集中在工作温度达 1 250 K 时能测量应变,误差 $\pm 10\%$,最大约 2 000 μm 应变,其工作寿命为 5 h,可工作在大的温度梯度和 3 mm 的空间来测量转子叶片和静子叶片。

在发动机研制中,测量涡轮叶片根部和火焰筒的应变范围,特别是在起飞和着陆工作状态,以便能预先确定与发动机各部件的低循环疲劳的关系。对于发动机加减速循环,也需要高空间分辨率的静应变和动应变测量。

然而,在较高温度下,应变测量极为困难。当所要求的温度范围增大时,表面应变的修正误差很大。因此要求控制应变修正误差必须低于 200 μm 应变。

目前,为提高高温应变测量能力主要从事下列研究工作:

- 研究、改进高温应变计;
- 解决现有应变仪的主要技术问题;
- 研制光学应变测量系统,作为应变计的替代设备;
- 进行大量试验考查高温应变计工作稳定性,测量误差及表面应变随温度的变化特性等。

2. 研究先进高温应变计

FeCrAl 族合金和 PdCr 族合金对高温应变计应用具有最大的潜力。图 7-64 示出 FeCrAl 族合金在 1 250 K 时其电阻随温度的变化并与普通应用的 Kanthal A-1 合金进行了比较。FeCrAl 合金的电阻变化相当小,并且在不同冷却速度下这种特性几乎不变。但是这种合金在不同的热循环中,例如 10 h、95 h 和 105 h 有不同的电阻对温度的特性,这影响了此种合金的应用性。

PdCr 合金有一条电阻—温度特性曲线,该特性曲线具有固溶体合金特性,即相位或内部结构的变化不明显。电阻与温度基本上成线性关系,并且不受冷却速度或先前的热循环过程的影响。对各次循环,电阻随温度变化的可重复性极佳。热循环试验表明,在所测的温度范围,平均标准偏差为 130×10^{-6} 。图 7-65 示出此种合金在 1 100 K 和 1 250 K 的空气中和氩气中的时间漂移特性。值得注意的是这些数据在 100×10^{-6} 的电阻测量中具有良好重复性,

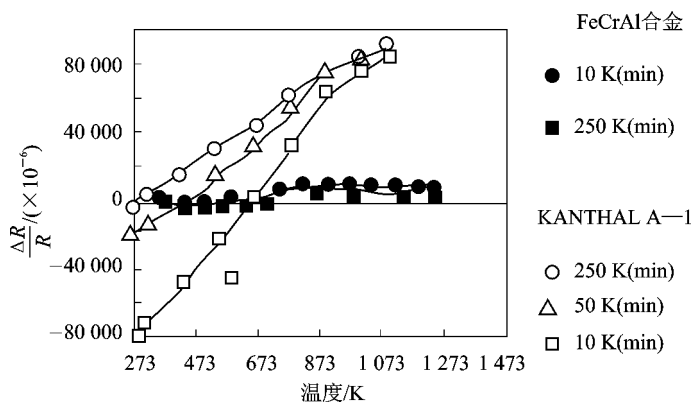


图 7-64 两种合金的比电阻随温度的变化

曲线脉动是测量系统引起的,而不是合金样件的电阻本身引起的。

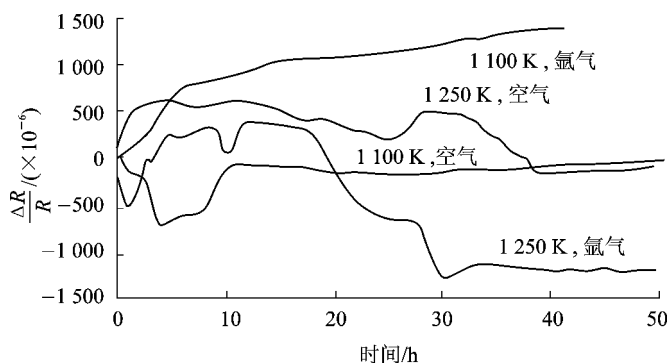


图 7-65 PdCr 合金在氩气和空气中的电阻漂移

对于高温应变仪的研究,PdCr 合金的这种可重复性是不可缺少的。这种合金应用于高温应变仪还需要进行温度补偿(电阻-温度系数高)和调整应变仪尺寸,进一步研究薄膜和阻丝的氧化电阻、随温度变化的应变仪系数等。

3. 现用应变计的改进

现用应变计的改进在于确定应变仪的工作特性和发展自动化应变计测试系统。自动化应变计测试系统能够在温度为 300 ~ 1 370 K 范围内测量表面应变和应变计系数。图 7-66 示出改进的高温应变计系统方块图。该系统有两台烘炉,一台烘炉设有恒定应变棒夹具;用计算机控制的用来偏转应变棒、应变计和温度计的作动器;一台用于控制试验和采集数据的计算机。在系统各个部分之间的通信采用 IEEE-488 数据总线和 RS-232 串行接口装置。

NASA 刘易斯研究中心进行了冷却速度控制的研究,采用美国 Kanthal A-1 应变仪和中

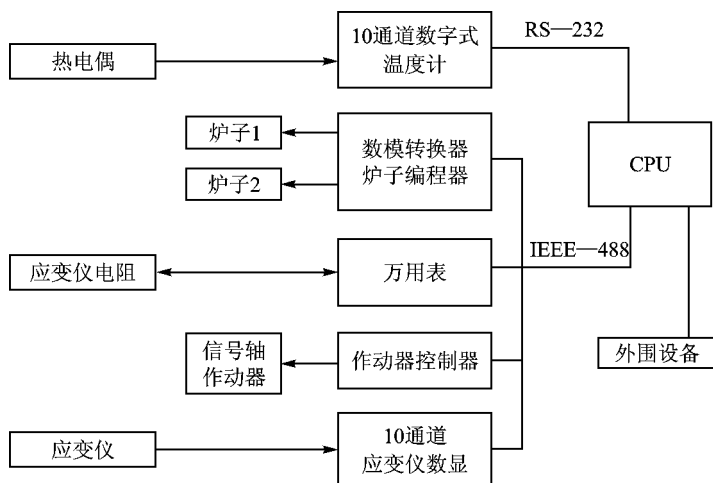


图 7-66 高温应变仪测试系统方块图

国的 FeCrAl 合金应变仪,前者的电阻对温度的变化强烈依赖冷却速率,后者与冷却速率基本无关。这些曲线中最大偏离发生在 650 ~ 800 K。

4. 光学应变测量

对航空发动机应用来说,光学系统主要是发展高温、非接触、二维应变测量系统,并且其测量应变范围不受限制。激光斑纹图形法是一种可采用的光学技术。斑纹图是由漫射表面反射的激光相长干涉和相消干涉构成的。当金属表面变形时,如表面的水平面发生应变,斑纹图形就随之发生变化。所记录的斑纹图形的变化给出表面应变的数据。实现这种测量的系统是激光散斑摄影测量系统,其斑纹图被记录在摄影胶片上。对试验件施加不同的载荷增量可制作不同的斑纹图形照片,然后用自动干涉测量光学比较器进行斑纹图形照片对比观测。

应用激光散斑摄影测量系统已进行了 Hastloy X 板的热膨胀试验,试验温度达 1 150 K,在加热和冷却期间,以大约 200 K 的温度间隔记录斑纹图形照片,所测的热膨胀值与计算值很一致。

在拍摄高温、高压燃烧室的斑纹图照片时,流过燃烧室火焰筒外表面的高压冷却空气恰在光学观测通道上,而且燃气流中的紊流引起一定的光学畸变,限制了斑纹图在高压燃烧室中的应用。

在实际工作状态下,考察发动机热端部件尺寸变化的很有效方法是发动机射线照相技术。此法虽不能直接测量应变,但它能给出发动机在稳态和过渡态下燃烧室、鱼鳞片等部件的内部间隙、变形和尺寸变化。图 7-67 示出 P·W 公司应用 8 Mer 线性加速器 X 射线源在试车台摄录工作状态下热端部件的影像并在荧光屏上显示发动机的图像。射线照相的尺寸精确度典

型值为 0.008 ~ 0.020 cm。更精确的要采用数字或图像分析技术。

5. 高温应变计的典型试验结果

对于高温应变计的试验研究,如薄膜电阻应变仪、细线型应变计主要包括确定应变系数 评定溅射式应变计 采用高热电阻系数应变合金时的温度补偿 不同冷却速度下应变随温度的变化。

采用 4 个 FeCrAl 溅射薄膜和 4 个 PdCr 溅射薄膜,膜厚 2 μm、底层厚 1.1 mm 的氧化铝梁。试验发现,PdCr 溅射应变仪的保护性氧化皮 Cr_2O_3 能够阻止进一步氧化。另外,Pd-Cr 的热电阻系数值高,对这种合金应变片应采用补偿元件。

图 7-68 示出 FeCrAl 应变片的试验结果,对比了 Kanthal A-1 和中国应变片的表面应变随温度的变化。前者用火焰喷涂绝缘层,然后粘接应变片,再进行火焰喷涂;后者用高温陶瓷粘合剂连接应变片。该图示出的是 4 个应变片在一次快速冷却中(冷却时间小于 20 s)的比电阻(相应于应变)随温度的变化。

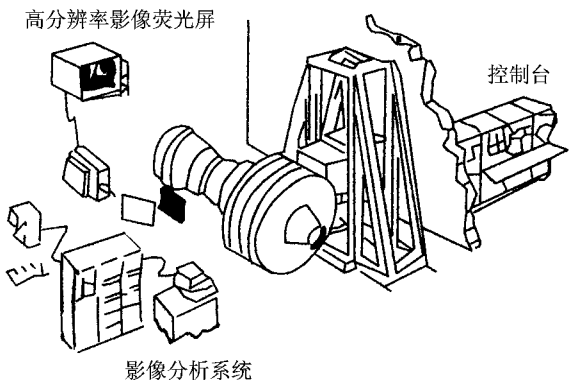


图 7-67 发动机射线照相技术

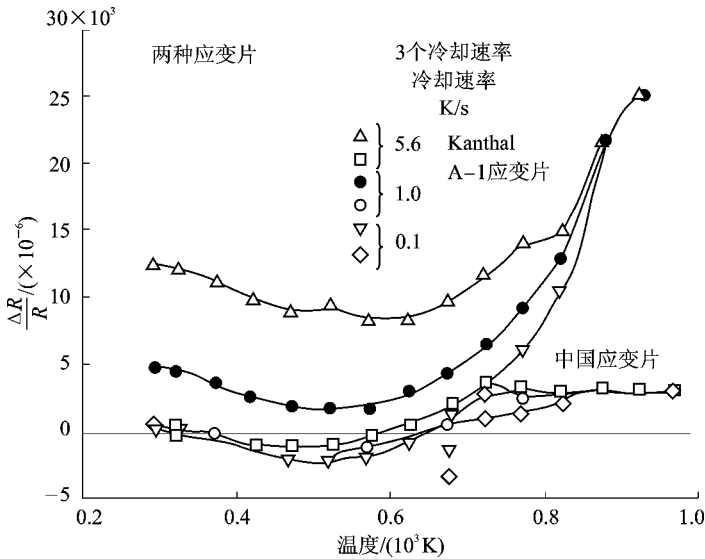


图 7-68 表面应变随温度的变化

7.3 级间参数测量

7.3.1 级间参数测量方法及其传感器

随着航空发动机的发展,人们对压气机级间流场的研究越来越深入。级间参数的测量对于验证理论计算结果并为设计改进提供三维流动的实测数据都是很重要的。

目前,有两种主要方法测量级间参数。其一,采用激光多普勒测速仪 LDV 测量级间流场,其方法如 7.1 节所述 其二,采用小型 5 孔探针同时测量三维气流的总、静压,总、静温,方向和速度。这种方法在当前的级间参数测量中仍是一种重要方法。

5 孔探头小型化、微型化能测出真实流场,因为对流场干扰小,能反映三维流动。例如,为了研究 S_1 流面通道高度 30 mm 的超声速叶栅中的三维流,就要求尽可能使用最小的装置来测量流速矢量。实际测量时,气流马赫数在每一点都是变化的,从叶栅上的马赫数 1.5 变到尾缘下游马赫数 0.4,气流角的变化约为 20° ,因此测量装置应能适应宽范围马赫数和流向的变化。

法国航空研究院研制一种锥形 5 孔探针,其直径小至 1.5 mm,利用此种探针可以实现上述测量,马赫数可高达 2.3,气流角为 40° 。

下面概述这种 5 孔探针的工作原理、校准及在压气机级间测量的应用。

1. 工作原理

(1) 半球形探头

图 7-69 示出半球形 5 孔探头。中间开有一个孔。以该孔为轴心,分别在其上、下、左和右 45° 的轴线开其他 4 孔。其相对气流角的定义也示于该图中。俯仰角 ϕ 是在垂直于探针轴的旋转轴的平面内的角度。其各孔所对应的压力为 p_0 为总压孔 p_1 、 p_2 各为右压力孔和左压力孔 p_3 为下压力孔 p_4 为上压力孔。

探头头部下方焊有一铠装热电偶,用于测量同点气流的总温。5 孔压力用不锈钢管 ($D_{\text{外}} = 0.8 \text{ mm}$, $D_{\text{内}} = 0.6 \text{ mm}$) 引出,接入压力传感器。

探头使用前必须在风洞中进行校准。对应于每一组马赫数, α 、 ϕ 值可根据校准时测得的压力值确定下面 5 个无因次参数:

$$K_\alpha = (p_3 - p_1) / \Delta p \quad (7-39)$$

$$K_\phi = (p_4 - p_2) / \Delta p \quad (7-40)$$

$$K_M = \Delta p / p_0 \quad (7-41)$$

$$K_T = (p_T - p_0) / \Delta p \quad (7-42)$$

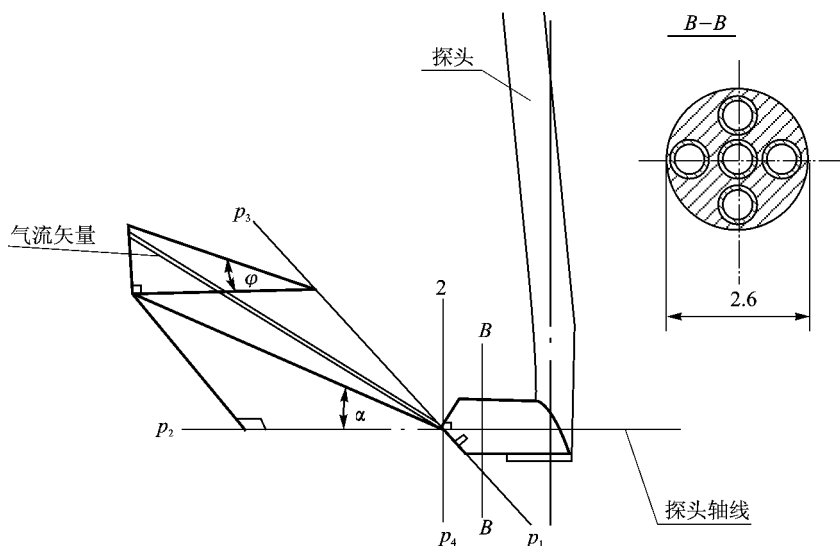


图 7-69 5 孔探头及气流角的定义

$$K_S = (p_0 - p) / \Delta p \quad (7-43)$$

式中, p_T ——校准气流的总压；

p ——校准气流的静压,这 5 个参数分别反映 α 角、 ϕ 角、马赫数、总压 p_T 和静压 p 的量纲为 1 的量。

$\Delta p = p_0 - (p_1 + p_3) / 2$ ——中心孔压力与孔 1 和孔 3 平均压力之差。

根据上述关系可以得出：

$$p_T = p_0 + K_T \Delta p \quad (7-44)$$

$$p = p_0 - K_S \Delta p \quad (7-45)$$

但是从 K_α 、 K_ϕ 和 K_M 不能简单得到 α 、 ϕ 和马赫数 Ma 。通过校准可以获得：

$$Ma = f_1 (K_\alpha, K_\phi, K_M) \quad (7-46)$$

$$\alpha = f_2 (K_\alpha, K_\phi, K_M) \quad (7-47)$$

$$\phi = f_3 (K_\alpha, K_\phi, K_M) \quad (7-48)$$

应用高斯最小条件,即最小二乘法可以近似求解这一三元函数关系,得到误差最小的近似值。对于周向气流角 α 的近似函数可以表示为：

$$\alpha = \sum_{i=1}^l \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^n \alpha_{ijk} K_M^{k-1} K_\phi^{j-1} K_\alpha^{i-1} \quad (7-49)$$

式中, α_{ijk} ——未知系数；

l 、 m 、 n ——系数的总数。

高斯最小条件为：

$$X = \sum_{b=1}^e \sum_{c=1}^f \sum_{d=1}^g \left[\sum_{i=1}^l \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^n a_{ijk} K_M^{k-1} K_\phi^{j-1} K_\alpha^{i-1} - \alpha_{bcd} \right]^2 = \min$$

式中, e, f, g——校准数据的总数;

α_{bcd} ——校准时已知的 α 值;

X——最小均方根值。

令上式对所有未知函数的偏导数为 0, 即 $\partial X / \partial a_{111} = 0, \partial X / \partial a_{112} = 0, \dots, \partial X / \partial a_{1mn} = 0$, 由此可得到计数这些系数所必要的 l, m, n 个独立线性代数方程, 求解后可得 l, m, n 个系数 $a_{111}, a_{112}, \dots, a_{2mn}$, 这样就建立了 α 的近似函数, 即 $\alpha = f_1(K_\alpha, K_\phi, K_M)$ 。

这种探针在测量时, 应在风洞中进行校准, 将探针支杆固定在位移机构上, 然后将位移机构装到风洞标准安装座上。调整风洞移动机构, 使探针基本对准风洞截面中心, 探针距风洞喷口截面为一个喷口直径。用胶管分别引出 p_1 和 p_3 至 U 形水柱管上, 调整风洞马赫数到所需范围, 同时调整位移机构角向旋钮, 使 p_1 和 p_3 平衡时的位置为气动零位。校准好的探针装在测量截面, 探针沿叶高移动由步进电机带动位移机构完成, 步进电机由计算机控制驱动器来驱动。相应的压力和温度参数由采集系统采集。根据试验中测得的原始数据和校准参数进脱机计算处理, 算出 $\Delta\alpha, \phi_0, Ma, p_T, p$ 值。

压气机的级间中, 转子出口气流与压气机轴线之夹角一般为 $30^\circ \sim 40^\circ$, 如果探针气动零位的中心线与压气机轴线重合, 而校准时的 α 角一般是 $\pm 20^\circ$, 这样转子出口气流角超出了探针的校准范围。为了使探针在校准范围内工作, 应予转一个面, 即 $\alpha_0 = 90^\circ - \alpha_{\text{设计}}, \alpha_0$ 可从位移机构上读出。

压气机级间气流的三维流动探针测量如图 7-70 所示。由该图推导出俯仰角 ϕ 、绝对气流角 α , 相对气流角 β , 即:

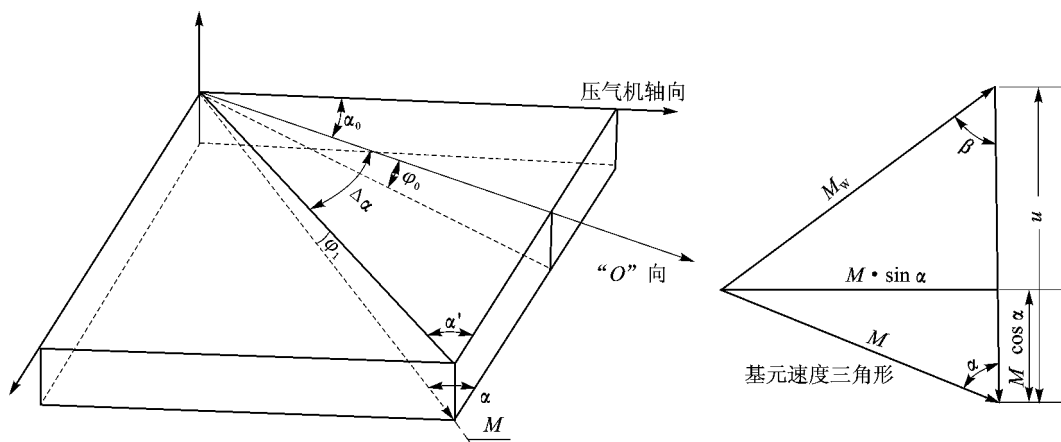


图 7-70 级间三维流动相对探针的测量

$$\phi = \arctan \left[\tan \phi_0 \frac{\cos (\alpha_0 + \Delta \alpha)}{\cos \alpha} \right] \quad (7-50)$$

$$\alpha = \arccos [\sin (\alpha_0 + \Delta \alpha) \cos \phi] \quad (7-51)$$

$$\beta = \arctan \left[\frac{v \cdot \sin \alpha}{u - v \cos \alpha} \right] \quad (7-52)$$

式中, α_0 ——预转角;

ϕ_0 ——测得的气流方向在垂直平面内投影与 5 孔探头“O”方向之夹角;

$\Delta \alpha$ ——所测气流方向水平面内的投影与 5 孔探头“O”向的夹角。

(2) 锥形探针

微型锥形 5 孔探针对气流的干扰更小,并且适合于小模型周围的跨声速和超声速绕流的流速测量。

在锥形探针表面开测压孔有两种方法。按平行于探针轴线钻测压孔和按锥面法向开测压孔。前者开孔面积较大,垂直于速度矢量方向的测压孔随气流角变化很大。沿锥面法向开孔,当俯仰角从 0° 增加到 40° 时,压力曲线显示出单值性,且具有规律性。

图 7-71 示出锥形探针研究中采用的以探针为参考系的速度角和以地面为参考系的探针速度矢量。该图中 O 为坐标原点,即 5 号测压孔的中心。探针参考系为 $Oxyz$ 地面参考系为 $Ox_0y_0z_0$ 。 v 为 O 点处的流速矢量; v_x 、 v_y 、 v_z 为速度矢量; α 为攻角; θ 为俯仰角; ϕ 为偏转角。如果风洞气流角可以忽略,则 α 、 β 、 ϕ 、 v_x 、 v_y 、 v_z 的大小有下列关系:

$$v_x = |v| \cos \theta \quad (7-53)$$

$$v_y = |v| \sin \phi \sin \theta \quad (7-54)$$

$$v_z = |v| \cos \phi \sin \theta \quad (7-55)$$

$$\tan \alpha = \cos \phi \tan \theta \quad (7-56)$$

$$\sin \beta = \sin \phi \sin \theta \quad (7-57)$$

在锥型探针校准中,应研究锥面对 K_s 、 K_θ 的影响,这两个参数表示为:

$$K_s = p_m / p_5 \quad (7-58)$$

式中, p_5 为图 7-86 中序号 5 处所测的压力; p_m 为

$$p_m = (p_1 + p_2 + p_3 + p_4) / 4 \quad (7-59)$$

$$K_\theta = \sqrt{K_\alpha^2 + K_\beta^2} \quad (7-60)$$

$$K_\alpha = (p_4 - p_2) / (p_5 - p_m)$$

$$K_\beta = (p_3 - p_1) / (p_5 - p_m)$$

图 7-72 示出当 $\theta = 0^\circ$, $\phi = 0^\circ$ 时 K_s 随马赫数而变的关系曲线。该曲线的斜率示出探针灵敏度与气流马赫数的关系。可以看出,当锥角增大,其灵敏度降低。当锥角一定, $Ma = 1$ 附近,探针的灵敏度降低。

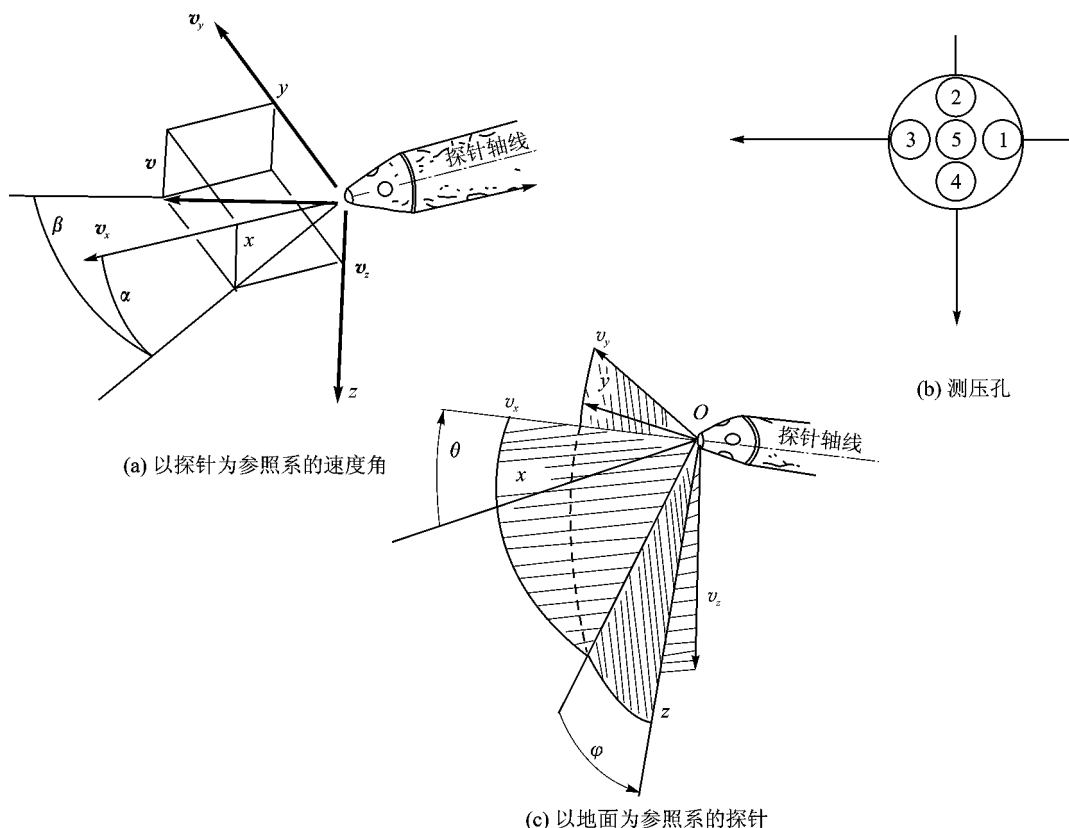


图 7-71 锥型探针的参考系

随锥角和 θ 角的增大,探针灵敏度也随之提高。研究表明 40° 和 60° 锥角的 K_S 和 K_θ 的灵敏度是良好的。 40° 锥角的探针,约在 $\theta = 30^\circ$ 处发生气流分离, 60° 锥角没发生分离现象。因此,可选用 60° 锥角在 $0.6 \leq Ma \leq 2.6$, $\theta = 40^\circ$, $0^\circ \leq \phi \leq 360^\circ$ 范围内进行校准。

K_S 、 K_θ 、 K_ϕ 和 K_{p_1} 是根据不同的 p_1 测量值而选择的校准系数, $K_\phi = \arctan (K_\alpha / K_\beta)$, $K_{p_1} = p_5 / p_1$, 亚声速流 $K_{p_1} = p_5 / p_1'$, 超声速流。其中, p_1 为 0 点处的总压, p_1' 为正激波下游的总压。实际测量时,存在着非线性的影响。当 θ 大于 10° 时,根据第 5 孔测量结果推算总压时,一定要考虑马赫数和俯仰角的影响。

2. 典型测量结果

(1) 半球形 5 孔探针测量结果

由于多级轴流压气机级间轴向间隙很小,给详细测量各级基元级性能及流场分布带来困

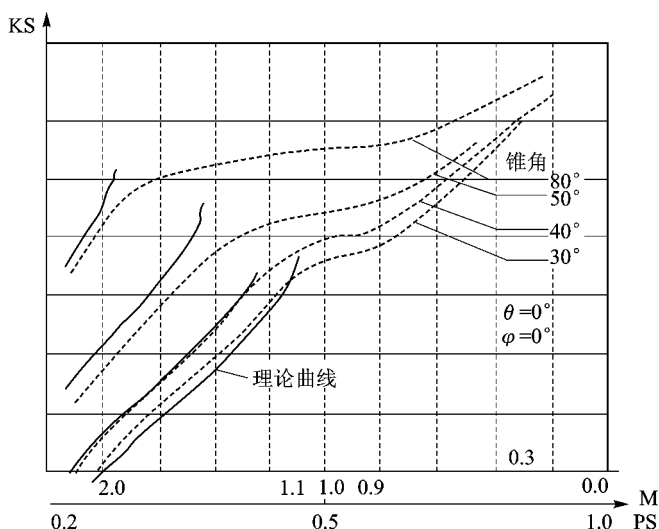


图 7-72 锥角对 K_s 系数的影响

难。采用 5 孔探针测量时在转子出口处插入探针并使其沿半径方向移动,从而测取转子出口流场分布。图 7-73 示出半球形 5 孔探针在第 3 级级间的位置。该压气机的第 3 级叶片比第 2 级稀疏,栅距较大,探头移到第 1 位置时,支杆只占叶片槽道面积的 9%,对叶片槽道的流通能力影响较小,可以忽略支杆堵塞的影响。

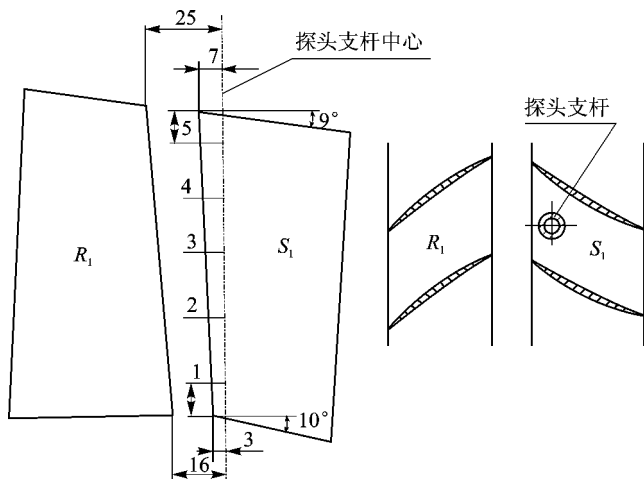


图 7-73 探针在第 3 级级间的位置 (1~5 为探针径向移动位置)

图 7-74 示出总压比沿叶高的分布。可以看出,当试验点接近设计状态点时,其试验基元级压比大于设计值。图 7-75 示出绝对气流角沿叶高分布,其测量结果与设计值接近。对于

相对气流角其测量结果分布规律与设计也相似。对于接近设计点试验状态可以测量基元级压比、温升比、效率并与其设计值比较，它们的分布规律与设计相似。绝对气流马赫数的沿叶高分布规律测量结果与设计一致。

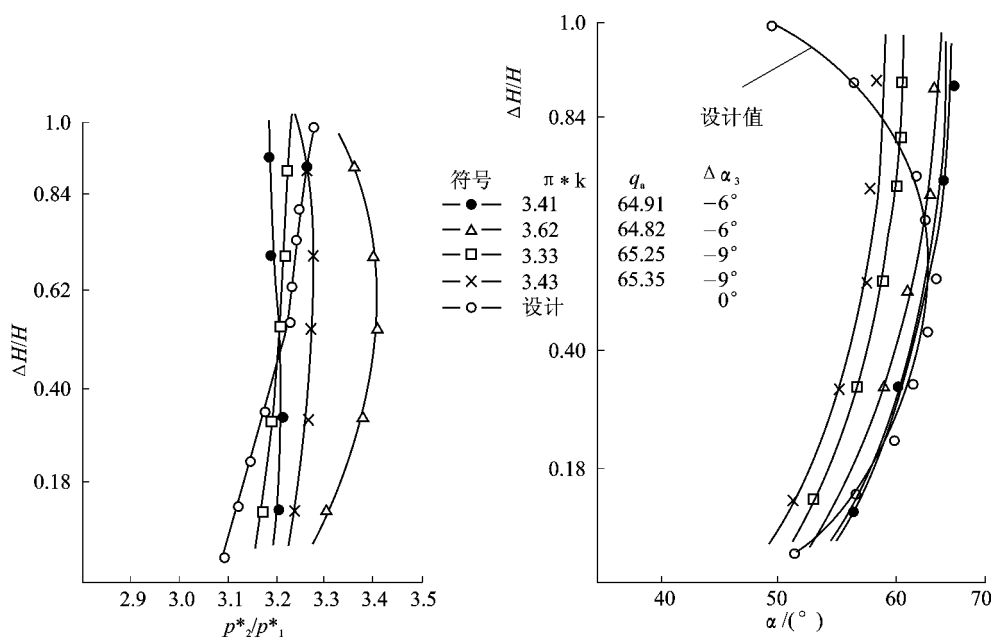


图 7-74 第 3 级级间总压比沿径向分布 图 7-75 第 3 级级间绝对气流角沿径向分布

上述表明,5 孔探针能够同时测量 6 个参数,反映三维流动 其测量精度和灵敏度都较高,规律性好,测量结果接近设计值。

(2) 锥形探针测量结果

采用锥形探针测量了一超声速压气机叶栅。进行数据处理时,采用了 N 个 p_s 值 ($p_s = p/p_i$, p 为 0 点处静压)、 N 个 θ 值和 N 个 ϕ 值计算校准系数,其值存入计算机。采用迭代法求得 Ma 、 θ 和 ϕ 的解的子范围,并利用三维线性插值计算 Ma 、 θ 和 ϕ 的解。对于一个测量点进行全部数据需要 0.6 s。

采用锥形探针的测量精度为 :当 $0.95 \leq Ma \leq 1.05$ 时, $Ma = \pm 0.05$, $\theta \leq 20^\circ$, $\theta = \pm 0.2^\circ$ 。

图 7-76 示出叶栅下游的等质量流线的等值线。结果表明,微型锥形 5 孔探针 (直径为 1.5 mm、锥角 60°) 可以在 $0 \leq Ma \leq 2.6$ 、 $0^\circ \leq \theta \leq 40^\circ$ 范围内高精度测量流速。

3. 快速响应动态尖劈探针

动态尖劈探针是在其尖劈探头内,埋嵌地装有反应灵敏的硅压阻式压力传感器,可用于稳

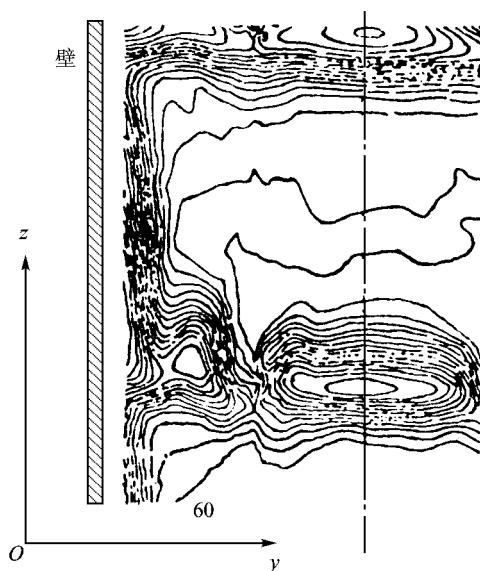


图 7-76 叶栅下游等质量流线

态和动态测量。为了减少传感器固有的温度灵敏度,采用了电子补偿技术。 30° 角的尖劈探针的频率响应范围超出了 100 kHz 。它可以用来测量动态总、静压和气流角以及动态速度。

(1) 探针的设计

动态尖劈探针设计成可插入直径为 6.35 mm 的孔内,用于测量压力为 $2.8 \times 10^5\text{ Pa}$ 。为了能在高马赫数气流中应用和获得准确的空间分辨率,探针尖劈角为 30° 的多传感器结构。探针本体包括尖劈形探头、发簪形支承套杆和长约 40 mm 、直径为 6.35 mm 的主套杆。探针体装入保护套内。总压传感器凸出于尖劈顶点 0.15 mm ,两侧劈面上的静压传感器在无因次取压长度为 0.675 的地方。为使探针结构完整,尖劈探头用铜焊固定于发簪形支承套杆上,后者再用激光焊与直径为 6.35 mm 的主套杆连接在一起。图 7-77 示出多传感器探针简图。

在尖劈探针中装有筒式膜片传感器,其感受元件为方形 ($0.9\text{ mm} \times 0.9\text{ mm}$)。为了最大限度地降低传感器膜片上受到的热应力,探头采用镍-铁柯伐合金。该合金与传感器硼硅玻璃座具有非常匹配的热膨胀系数。探头电镀了 $5\text{ }\mu\text{m}$ 厚的镍。通过在激波管中对镀或不镀柯伐合金的传感器试验,证明镀层能使传感器的自然振动频率由 300 kHz 降至 260 kHz 。

在校准风洞中对比 23° 、 30° 和 40° 的尖劈角探针的气动特性。由壁面效应试验得出 30° 尖劈角探针,当插入深度大于 12.5 mm 时,对壁风效应的敏感度比 23° 标准尖劈略低。此外, 30° 探针还有非常好的校准特性。在较大的偏角范围内对偏角的敏感度较小。所以,采用 30° 探针作为多传感器探针的基本结构。

压气机部件试验中,动态尖劈探针的数据用调频模拟量磁带记录仪(SE7000)记录。磁带输送速度为 3.048 m/s,可以记录频率为 80 kHz 以内变化的数据,信噪比 250: 1,通过磁带磁头的最大动态失真 $1\ \mu\text{s}$ 。为了大大减少静态失真,全部动态数据均记录于同一磁头上,为了减少动态失真,动态数据记录于两个相邻的磁道上。此外还记录了每转一次的脉冲信号,以便区别所录取的数据,计算相应数据集的平均值。

录有数据的磁带脱机后由并列的中央计算机动态数据处理系统进行处理。磁带中的数据经一组滤除噪声的滤波器输入一个并列控制的把模拟量变为数字的转换器系统,其采集速度达 1 MHz。

图 7-80 示出动态数据处理方法和常规气动探针的静态数据处理方法之间的相似性。前者,探针压力数据以三个瞬时采样形式不断地被迭代处理,以产生有用的总压、静压和气流角的瞬态数据,处理相继几组探针压力数据后,就可建立瞬态气流角和总静压数据的列表和文件。典型的,每个径向高度点约需 4 h 处理时间,仅有 0.001% 的不收敛。

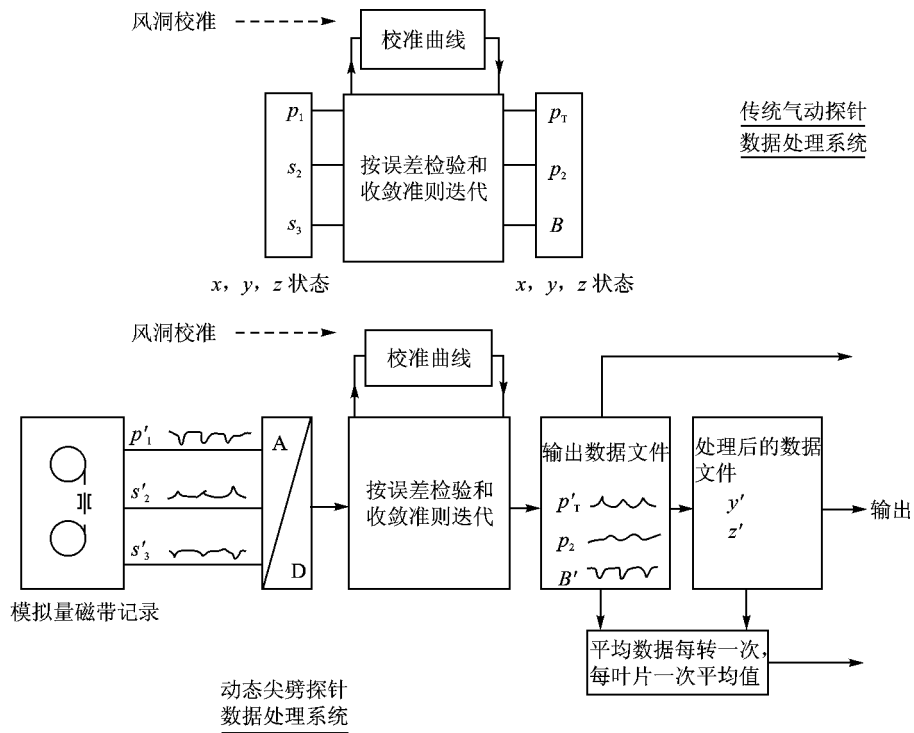


图 7-80 动态尖劈探针和常规探针的数据处理方法比较

图 7-81 示出叶片出口处总压、绝对气流角、马赫数的瞬时值,以及每转一次和每叶片一次脉冲的存储数据。图中时基为 2.5 ms,相当于 23 个叶片的通过时间内 5 个参数的变化曲

线,可以清楚表明气流角按叶片通过频率周期变化的规律。

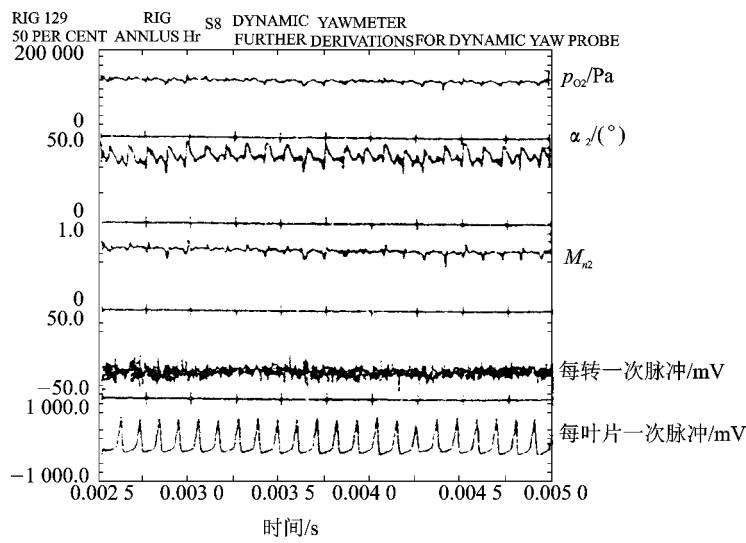


图 7-81 动态尖劈探针的测量结果

7.3.2 发动机叶片叶尖径向间隙的测量

1. 叶尖间隙变化对发动机性能的影响

对于现代航空发动机,先进的气动设计与试验方法可以明显地提高压气机和涡轮的效率。再要进一步提高发动机性能,就要尽量减少气流泄漏并在飞行中保持转子与静子之间良好的间隙配合。叶尖间隙对压气机和涡轮效率有很大影响,尤其对高压压气机的后几级和高压涡轮的影响更大。据实测,叶尖间隙每增加叶片长度的 1%,效率约降低 1.5%,而效率每降低 1%,耗油率约增加 2% (如图 7-82 所示)。对横跨大陆的飞行,当涡轮叶尖间隙增加 0.25 mm 时,燃油消耗增加 454 kg,减少航程 81 km。当叶尖间隙增加 1 mm 时,燃油消耗将增加 4 倍,航程减少 322 km。耗油率增加 1%,可使全寿命费用增加 0.7%。因此,控制间隙变化,降低油耗对降低全寿命费用有重要意义。

影响间隙变化的主要原因有各种载荷以及温度与过渡状态转速的变化。机械载荷(基本推力载荷和局部安装力)引起发动机机匣的弯曲和椭圆变形。机动载荷(侧滑、俯仰和横滚)可使机匣挠曲,转子陀螺力矩可使局部间隙变小。气动载荷主要有进气道升力及阵风引起的载荷,其影响远小于上述机械载荷。

温度和过渡状态转速变化对叶尖间隙有很大影响。主要原因是在离心力与温度负荷作用

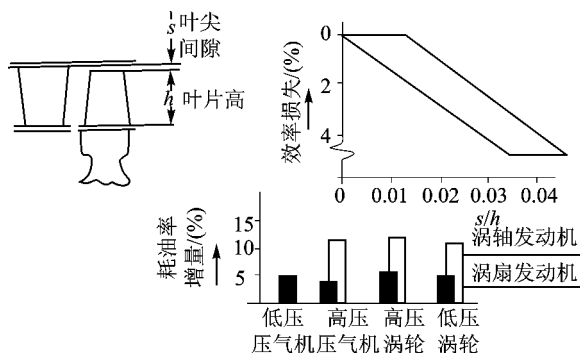


图 7-82 叶尖间隙对发动机效率和耗油率的影响

下,转、静子之间的径向位移不同,如图 7-83 所示。当由慢车快速加速到起飞状态时,转子和叶片因离心力作用而膨胀较快,达到起飞转速后,质量较大的转子膨胀便减慢了;与转子相反,机匣不受离心力作用,开始膨胀较慢,当受通道气流加热后,因其壁薄而膨胀速率超过转子。这种转子、静子之间不同的膨胀率使叶尖间隙在加速时迅速减小,在起飞以后几秒内达到最小值,甚至达到零,即所谓“收缩点”,然后间隙又加大。这种现象在减速状态时会再次出现。在稳态巡航时很可能发生瞬时间隙增大,这就会使部件效率下降,从而导致推力降低。在有些发动机上,推力下降可低于最大功率 15%。在起飞时,大的间隙还可能引起高负荷压气机的喘振。

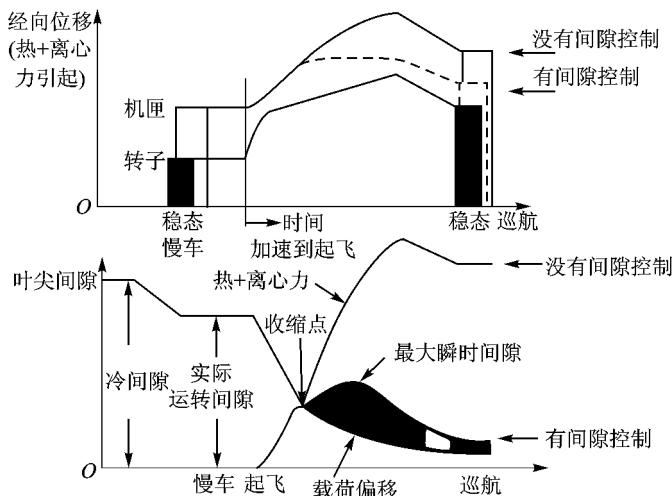


图 7-83 发动机转子与机匣径向位移模型

表 7-4 列出某发动机涡轮叶尖间隙与其工作状态的关系。快速的过渡过程,特别是急收油门过程是发动机径向间隙最大的工作状态。

概括地说,影响间隙的飞行状态包括:飞机起飞拉起,机动飞行(俯冲拉起、急跃升和螺旋),着陆,反推力装置工作。

发动机使用时间也影响叶尖间隙。这是由于高温、高载荷下叶片和盘产生蠕变、涡轮机匣随使用时间增加会不断缩小、机匣的翘曲变形。

2. 径向间隙的激光测量法

(1) 激光测间隙的技术数据

采用激光法测量径向间隙包括对风扇、压气机工作叶片和涡轮叶片径向间隙的测量,其技术数据如下:

- 径向间隙测量范围 1 ~ 3 mm ;
- 分辨率精度 1. 025 ~ 0. 05 mm ;
- 可测转速 5 000 r/min,最大 ;
- 叶尖速度 510 m/s,最大 ;
- 燃气通道工作压力达 3. 0 MPa ;
- 探头的环境温度 1 300 K。

(2) 激光测量间隙系统的组成

激光测量间隙系统包括激光探头、光纤电缆、光电转换装置、摄像机、氦气净化系统、信号记录仪和监视系统。这一系统中最主要的是激光探头、激光发生器和激光纤维。图 7-84 是用于涡轮间隙测量的单镜头系统。图 7-85 是单镜头探测的光学系统。其原理是:从 5 ~ 10 mW 的 He-Ne 激光器产生的激光通过出口透镜被聚成 0. 254 mm,然后由低损耗的光纤维引入探头,再经聚焦透镜和棱镜把激光束投射到叶尖上,如 A 点和 B 点(由叶尖间隙大小变化而改变相应位置)。其后再通过棱镜和聚焦镜作用到输出端的一排光纤维上,通过对应的反射光点 A' 或 B',纤维束把反射激光输送到另一端对应的显示屏上,如 A''和 B''。最后用对准显示屏的摄像机把光点的位置信号输送到记录器或电视监视器上,从而获得不同间隙时的数据。

在发动机所测截面,一般成对角线的布局 4 个探头,以保证获取间隙在各个方向的变化规律。

表 7-4 工作状态对叶尖间隙的影响

发动机状态	间隙/mm
启动前	1. 25
慢 车	0. 89
最大状态	0. 58
慢车—最大	0. 45
最大—慢车	0. 41

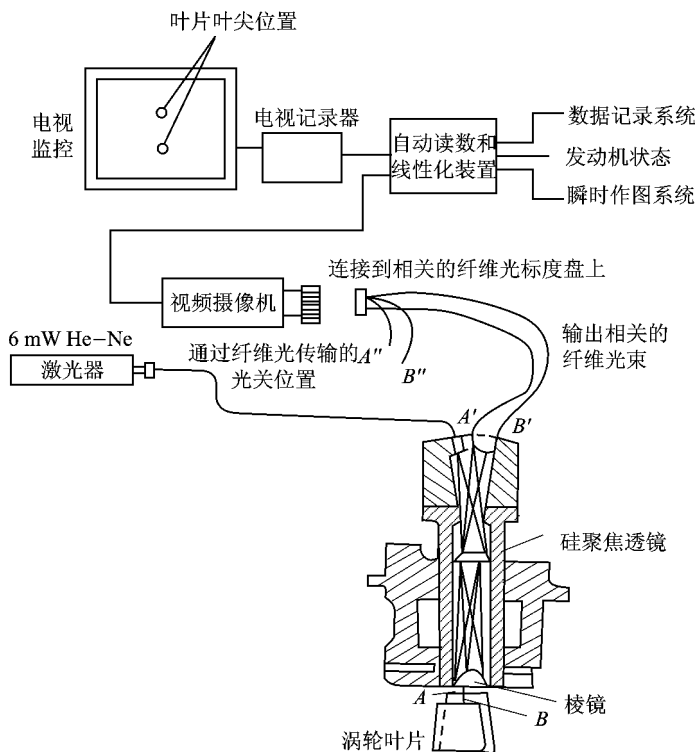


图 7-84 测量涡轮间隙的激光近距探头系统

3. 飞行中发动机叶尖间隙电动机械测量法

(1) 工作原理

电动机械测量方法是基于绝缘电极和靶点转子叶尖之间的电容变化。安装探头的机匣可简单地认为是一平板电容器。所测量的电容 C 与间隙有下列关系：

$$C = E_r \cdot E_0 \cdot A/d \quad (7-62)$$

式中, C ——电容；

E_r ——电极间介质的相对介电常数；

E_0 ——自由空间的介子常数, F/m ；

A ——电极面积, m^2 ；

d ——电极间距, m 。

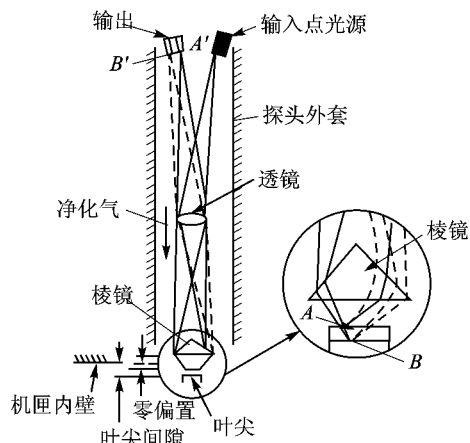


图 7-85 探头的基本光学系统

电容和位移间的关系式可以按经验确定。然而为了使标定结果能有效地适用发动机整个飞行包线,必须知道发动机每一个工作状态的介质的相对介电常数。空气的相对介电常数($\epsilon_r - 1$)正比于密度,即比例于 p/T_0 。

通常,高压压气机出口空气的介电常数为 1.001 98 (该截面温度为 809 K),与标准状态的值 (1.005 36) 相差 14%。

图 7-86 示出调频电容间隙测量系统简图。这是一用于飞行中发动机间隙测量的系统。测量探头安装在飞机上,它包括电容传感器,其频率由电容变化来调制。传感器的电极构成可变电容器的一个平板,要求其电容值为叶尖间隙的函数。电容器的第二个板由转子叶尖构成,它必须通过轴承和密封装置,有时通过齿轮系连接到飞机上。传感器电极必须嵌放在预测量间隙的转子叶片上部的压气机机匣或涡轮机匣中。电极必须与机匣绝缘,能工作在发动机的所有温度和压力下,例如低压涡轮进口温度为 1 100 K。图 7-87 示出测量探头-传感器结构简图。其中,传感器的电极连到振荡器上。电缆的内屏蔽连到驱动保护回路的放大器。

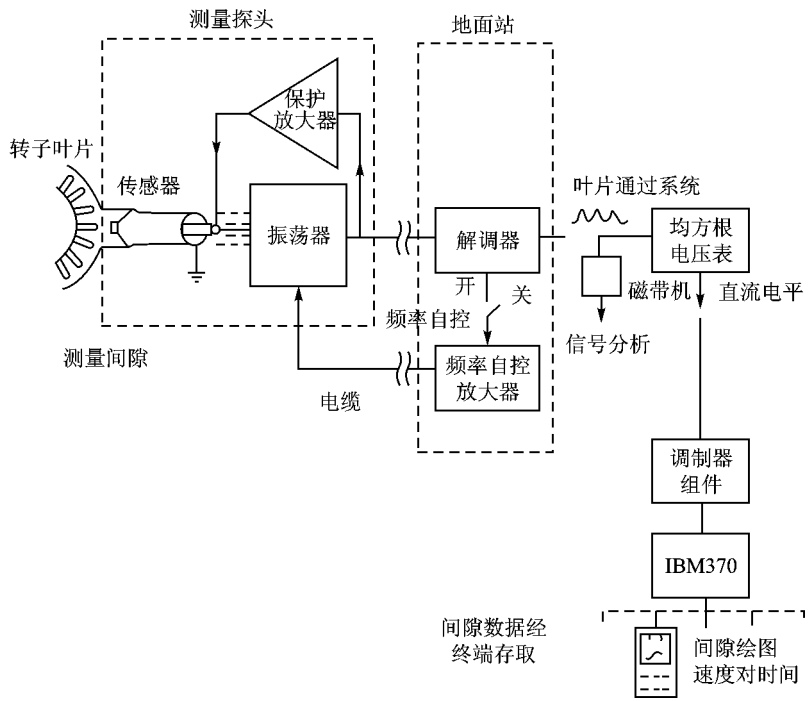


图 7-86 调频电容间隙测量系统简图

测量探头调频器是叶尖间隙测量系统的最重要部件,它把传感电极检测的电容变化量转换成信号,其瞬态频率是电容瞬态值的函数。

振荡器电路的功用是对转子叶片通过传感电极引起的电容变化起反应,并取为振荡器频

率的变化形式。保护电路放大器必须保证传感电极与保护电极间瞬态电压是零。

系统的标定给出绝对间隙与系统输出电压的关系。为了能求出整个一级转子叶片的平均间隙值,通常采用均方根转换器求出解调器电路输出电压的脉动。解调器输出的均方根值正比于叶片/叶距比的平方根。

使用前,测量探头在模型转子试验台上进行标定试验,确定探头电极和调频器温度改变对叶尖间隙测量值的影响。探头电极通过热空气吹风加热到温度约 920 K,同时测量一系列电极和叶片间间隙。

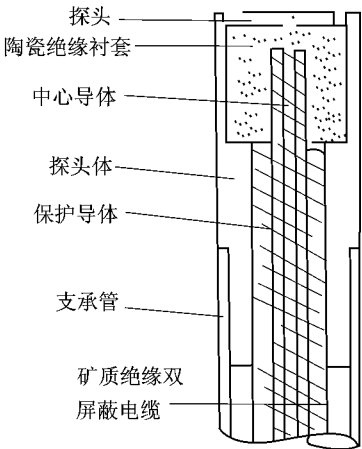


图 7-87 测量探头-传感器结构简图

(2) 飞行循环中叶尖间隙的测量结果

4 个探头安装在压气机第 2 级,另 4 个安装在高压压气机上。调频电容探头测量范围为 2.5 mm。最小预测的探头-叶尖间隙为 0.5 mm。

图 7-88 示出飞行循环中高压压气机叶尖间隙的测量结果。在发动机首次加速时,随转子转速增加,叶尖间隙首先减少。这是由于盘和叶片膨胀很快、超过机匣的热膨胀。当机匣的热膨胀超过转子时,叶尖间隙增加,一般达到的值大于冷态安装间隙。加速之后约 40 ~ 80 s,盘孔的加热速率使盘缘增大比机匣的增大速率快。在 60 s 之后,机匣温度充分稳定,叶尖间隙逐步减少,盘孔达到稳定状态并允许盘缘全面增大。

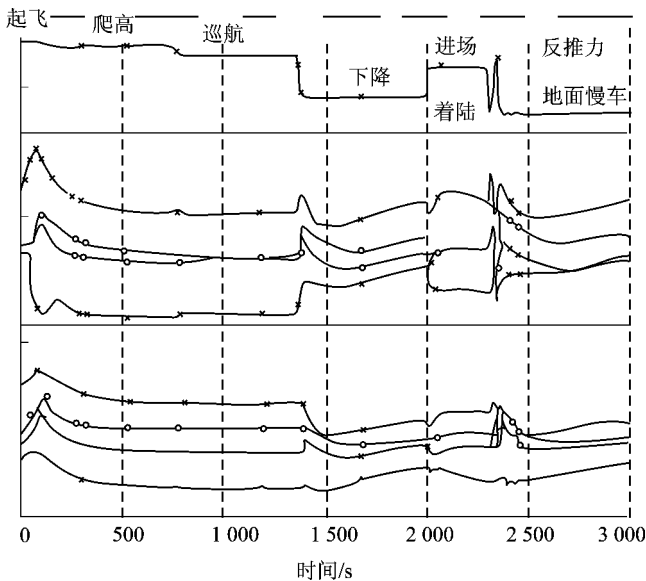


图 7-88 飞行循环中高压压气机叶尖间隙测量结果

在发动机试验中,对每个间隙测量通道均记录其均方根输出。叶片通过探头发出的信号均采用振荡示波器在解调器输出插座上监测。当转子转速小于额定转速的 70% 时,叶片型面很平坦;当转速大于额定转速的 70% 时,叶高型面有时改变明显。所有情况下的叶高分布调频振幅相当于叶尖改变量,即小于 0.15 mm。

对于高压涡轮叶尖间隙的测量表明,发动机加速到稳定最大状态时,由于叶片和盘增大,涡轮径向叶尖间隙迅速减小,而涡轮机匣则开始加热,直径增加超过涡轮盘,于是随着达到稳定状态而使间隙增加变缓。

上述的调频电容间隙测量系统已在英国 R·R 公司采用,作为压气机叶尖间隙测量的标准技术。

7.4 发动机过渡过程试验和测量

发动机过渡过程主要包括启动、加减速过程、机动飞行中发动机工作状态改变、飞行包域内发动机瞬态工作过渡的稳定性及燃烧室熄火、加力燃烧室振荡燃烧。进气流场、温度场畸变也直接影响发动机动态工作的性能。过渡过程主要考核发动机对油门杆移动的响应特性、动态干扰带来的工作不稳定性,如失速、喘振、熄火、超温、过热、启动恶化和稳定工作范围降低等。

本节将以喘振测试、发动机进口瞬态温场测量和涡轮中瞬态流场测试为例来说明发动机过渡过程的试验研究。

7.4.1 轴流压气机失速/喘振的测试

压气机稳定工作的破坏是发动机最危险故障之一。因此不允许压气机工作点接近稳定边界状况下工作。发动机在加速过程中,由于供油系统向主燃烧室多喷油,等 T_4^*/T_1^* 线向稳定边界靠拢,喘振裕度减小,易于产生喘振。在非设计工况,由于气流对叶片的攻角偏离设计值太远,超过了临界攻角,造成了气流在叶片排中严重分离,产生旋转失速。轴流压气机的旋转失速和喘振严重地限制了它的性能。旋转失速的特点是扰动波环绕着压气机周向传播,喘振的特点是通过压气机的质量流量主要沿轴向脉动,旋转失速和喘振会降低压气机的压升和效率,气流倒流会使动叶迅速发热。其激振频率可能导致叶片断裂,引发机械事故,严重时会引起发动机停车。对于高压比多级轴流压气机在中间转速和低转速下往往表现出效率极低和叶片振动问题严重,此外,此种压气机在中间转速还可能出现喘振或失速线的突然偏折,以至于在此转速范围内可达到的压比受到严重的限制。

国内对轴流压气机失速/喘振的试验研究主要是采用单级及叶栅试验件。对于多级、高压比轴流压气机,有关旋转失速与喘振发生的起因、条件、发生前后压气机内部和上下游流动的

变化和特点、旋转失速的轴向传递及旋转失速和喘振的特征参数等方面试验研究只做了初步测量。高速多级轴流压气机失速首发试验是目前国外研究的重点。

1. 试验设备及测试系统

(1) 单级压气机试验器

图 7-89 示出试验台简图。试验段气流通道外径 1 m, 内径 0.6 m。空气由外径 1.8 m 双

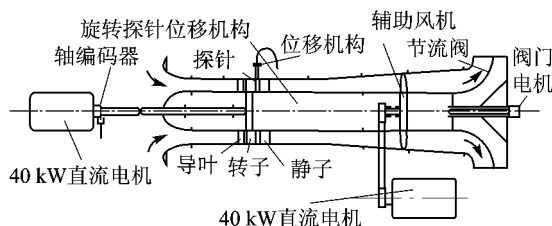


图 7-89 带探针位移机构的压气机试验器

纽线进气口经一平直段后被试验压气机吸入。试验压气机用位于进气锥前的 40 kW 直流电动机通过万向轴传动。微调供电的硅整流器可控制转速偏摆在 $\pm 0.5 \text{ r/min}$ 以内。装于电机另一轴端的轴编码器发出的每转 600 个信号通过频率计精确指示转速。

旋转探针位移机构的功能在于在旋转系中移动和转动气动探针和热丝探针, 以直接测量转子出口以至转子叶片通道内的相对流场。该机构能够径向、周向和轴向移动和自转调零 4 个坐标的全电动控制。图 7-90 示出位移机构工作原理图。位于机构中心的转轴轴腔内的步进电机 R, 通过齿轮、蜗杆蜗轮和径向滚球丝杆, 传动装着探针的小车部件作径向移动, 行程 112 mm。同样位于转轴轴腔内的另一个步进电机 N, 则通过齿轮、蜗杆蜗轮、花键轴和钢带轮传动探针作自转调零动作, 行程 $\pm 175^\circ$ 。切向移动是由固定在静止系中的步进电机 T, 通过差动行星轮系, 使传动机构的转轴相对于与叶轮固连在一起的套轴 (图 7-90 中差动轴) 做相对切摆而实现的, 行程 60° 。轴向移动则是由固定在静系中的步进电机 A, 通过蜗杆蜗轮、滚珠螺母传动轴向丝杠, 轴向丝杠端头通过双向止推轴承实现在静止坐标系里拖动旋转坐标系作轴向位移, 行程 500 mm。图示的径向丝杆上另一头的配重是用来平衡探针小车做径向移动时离心力的变化的。四坐标位移均采用光栅测量。径向和周向 ($R = 250 \text{ mm}$ 处) 和轴向位移精度 0.01 mm, 自转调零精度 0.1° 。

轴向丝杆内腔中, 设置了 54 路滑环引电器。一部分用以传输旋转系内两个步进电机 (径向和自转调零) 的电源、三个光栅 (径向、自转调零和周向) 的电源和信号, 另一部分则用以传输来自探针或叶面压力信号。在旋转机构转轴内中心部位, 安有 6 个 Kulite 微型高频压力传感器 XCW-093-5D, 用以把来自旋转气动探针或转子叶片表面测压孔所感受的气动压力传

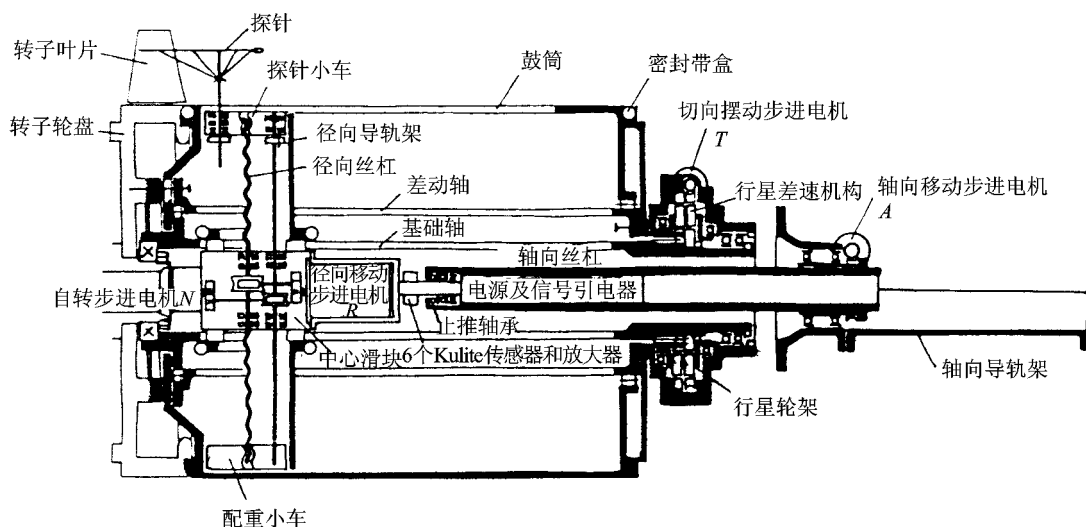


图 7-90 旋转四坐标全电动位移机构工作原理图

换为电压信号。这些信号是很微弱的,为了提高信噪比,在经引电器引出之前,每个信号各自经过放大器放大 100 倍。若探针是热丝,则信号不必放大,直接经引电器引出。旋转探针位移机构的 4 个坐标可分别由各自的步进电机—光栅测控柜控制,也可由微机直接统一控制。

(2) 多级压气机试验设备

在 5.2 节中曾阐述了压气机试验器。进行失速/喘振试验时设备上应增加惯性小的总压脉动压力探针。图 7-91 示出某 7 级轴流高压压气机测量截面图。该压气机的第 3 级出口开有引气孔,总性能试验时引气量为 1% ~ 3%。

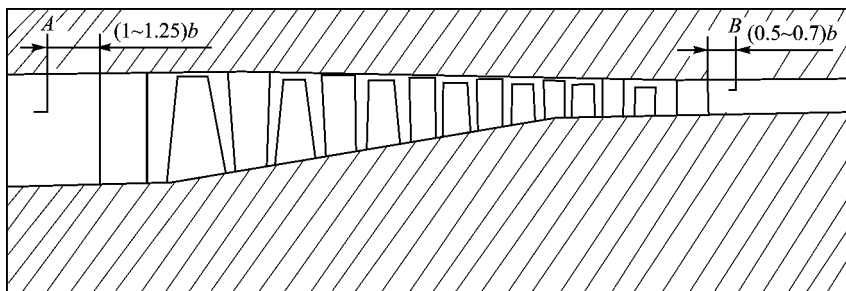


图 7-91 测量截面位置示意图

该试验器最高转速为 16 000 r/min,流量 2.5 ~ 40 kg/s,功率 2 500 kW,扭矩 1 520 N·m,调速精度 0.02%,排气允许最大压强 0.25 MPa,排气允许最高温度 300 ,进气部分允许最小节

流比 0.2。试验器为敞开节流式,试验件由一台同步电动机驱动,变频无级调速,通过齿轮增速器使试验件达到需要的转速。

(3) 测量系统

图 7-92 示出测量系统。通过插入压气机进、出口流道中的总压脉动压力探针感受气流脉动压力信号,经电感式压差传感器 (CYG—1) 和直流放大器 (SE1055) 将微弱的压力信号转变成电信号,分别输入到 SC1b 型光线记录示波器和双踪示波器上,进行现场实时显示及监测。

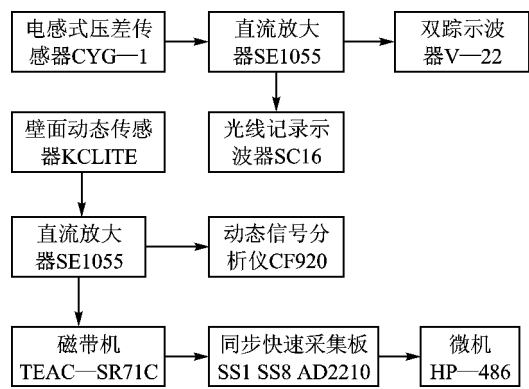


图 7-92 测量系统

在压气机零级导叶后,第一级静叶前后及第二级动叶后 4 处的外壁机匣上开设壁面静压孔,安置动态压力传感器 (KULITE XCQ—080—25D,综合精度 1%,频率响应大于 100 kHz),脉动压力信号经过直流放大器 (SE1055,精度 1%,增益 20 ~ 1 000,线性失真 < 1%,稳定度 $\pm 150 \times 10^{-6} /$) 放大后,一路接到 CF—920 动态信号分析仪上,显示和分析两路信号;另一路由磁带机录取,通过磁带回放,由同步采样保持板 (SS4/SS8 可选单端或差分信号输入,通道间的时滞小于 1 ns,采样频率为 1 MHz,可选独立通道增益,非线性度 0.012%,模拟输出范围 ± 10 V,最大输出范围 12 V) 采集数据,经过 A/D 模数转换 (AD2210 板,8 路差分/16 路单端模拟输入 12 位,采样频率 125 kHz 时 A/D 转换时间 5 μ s),形成数据文件,最后由信号处理软件分析及处理。

(4) 信号处理方法

首先,将各个时间序列分为 N 个数据段,每段 P 个数据点 每段乘以一个平滑加权函数;计算加权函数的 P 点序列的 Z 变换 利用全部 N 段上平均的原始功率谱估计。

在系统初始化后,把通道数据转换为图形,运用编辑功能,以选择显示通道和数据点,并且

可以确定数据处理起始点。将计算结果显示为图形,使数据以图形的方式直观显示出来。软件可以进行单通道和双通道信号的自谱、互谱和传递函数的分析;互谱分析可以做出模值和相角的估计,并可以求出对应频率的时延估计。还可以进行自相关、互相关及广义相关函数的估计,确定信号的总体相关和总体延迟。

Kulite 动态压力传感器将压力信号记录下来,通过模/数转换成数字量储存于磁盘数据文件中。首先,对数据文件进行编辑,将各通道数据以图形方式显示出来。若处于稳定工况,则信号较平稳;一旦出现非稳态工况,如失速和喘振,则信号波动大,振幅比较明显。

锁定数据段(长度为 $n = 1024$) 进行谱分析,可以找出失速和喘振的频率。确定频率后继续进行频谱分析,即可确定发生失速/喘振的起始点,然后进行各通道数据在同一时间段的相位估计,互谱估计,求出对应失速/喘振频率下的相位差,确定相位最超前的通道,此通道对应着首发级的位置。

2. 试验方法及试验结果

(1) 试验方法

进行多级压气机性能试验时,采取从低转速向高转速逐步升速的试车步骤。先将试验器上的排气节气门置于全开位置,保持压气机试验件的换算转速 $n/\sqrt{T^*}$ 不变,根据该测量装置中示波器上显示的进出口气流压力脉动波形的幅度大小来指导操纵排气节气门开度,改变试验工况点,避开特性线上诸点处的严重失速区。在相对换算转速 $\bar{n} = 0.5、0.6、0.7、0.8$ 各等转速特性线时,均按示波器显示的波形幅值,将排气节气门从全开位置关小到 25° 左右,才使某多级高压压气机在各排静叶角度不调节的情况下,从低转速顺利地升到设计转速而不发生严重失速,从而确保了试验件的安全运行。

为测定多级压气机的稳定工作边界线,需要逼喘时,要将排气节气门的角从 25° 继续关小。随节气门关小,从示波器上观察的进出口气流的压力脉动幅度起初变小,变平衡,当节气门角度关小到其压力脉动量又增大时,表示即将临近压气机的稳定工作边界工况点了,这时再关小节气门角度,在示波器上出现气流压力脉动幅度突然剧增时,即找到了压气机的喘振工况点,这时 SC-16 型光线示波器上的光点突然闪动,压气机转速下降,并且有低沉的声音。从 U 形管上也可看到压气机的流量和进出口截面处的压力值发生突变。这时要迅速准确地记录下压气机发生喘振时的各气动参数,并立即打开排气门,使压气机退出喘振工况点。

在进行引气试验时,先启动引气装置,调节进气阀和补气阀,便获得所需的引气量。受试验设备功率、排气允许最大压力及试验件轴向力的限制, $\bar{n} = 0.6$ 以上的试验均要进行节流,由进口节流装置实现进口节流,排气节气门控制试验状态。例如, $\bar{n} = 0.6$,节流比 0.9 ; $\bar{n} = 0.8$,节流比 0.6 。压气机中间级引气量为 $2\% \sim 3\%$,在此状态下测取了失速/喘振信号。

(2) 典型试验结果

图 7-93 示出某多级高压压气机在 $\bar{n}=0.6$ 时产生失速的进出口气流压力脉动波形。在 $\bar{n}=0.8$ 时的失速波形基本与 $\bar{n}=0.6$ 的相似。

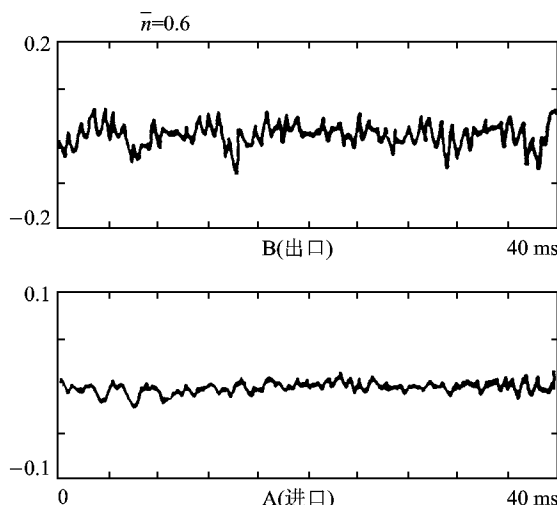


图 7-93 压气机失速时进出口气流压力脉动波形

图 7-94 示出 $\bar{n}=0.7, 0.9, 1.0$ 时压气机进入喘振点工况时录取的进出口压力脉动波形。

由图 7-94 可知,多级压气机的失速频率稍高,而喘振频率很低。某压气机的喘振频率测量值为 $3 \sim 4$ Hz,其频率值与压气机转速关系不大,从低转速到高转速频率值基本不变,而其进出口压力的脉动强度却随转速的上升而增大,且进出口压力的变化趋势相反,出口压力在喘振时突然下降,进口压力却略有上升。进入喘振和退出喘振的持续时间很短,仅 $4 \sim 7.5$ s。持续时间长短还与开启节气门角度的动作快慢程度有关。

图 7-95 示出压气机三级引气,引气量为 3%, $\bar{n}=0.6$, 采样频率 1 000 Hz 时,失速/喘振四路时域信号。通过两路互谱分析,求得失速频率为 73.24 Hz,喘振频率为 6.84 Hz,失速首发于二级动叶后,喘振首发于二级动叶前。失速/喘振属于突变型。

当引气量为 2% 时,其失速频率为 70.31 Hz,喘振频率为 6.84 Hz,失速/喘振首发于二级动叶后。

当引气量为 2%, $\bar{n}=0.8$, 采样频率 1 000 Hz 时,未观察到渐近失速信号,直接进入突变喘振。气流受喘振的低频脉动特性控制,其频率为 3.906 Hz,喘振首发于二级动叶后。

采用 5 孔锥形探针和前述的电动位移机构进行单转子压气机转子叶片通道后段流场的测量,图 7-96 示出在近失速状态下,叶尖槽道后段近叶背处有相当大的径向速度,这里流量通

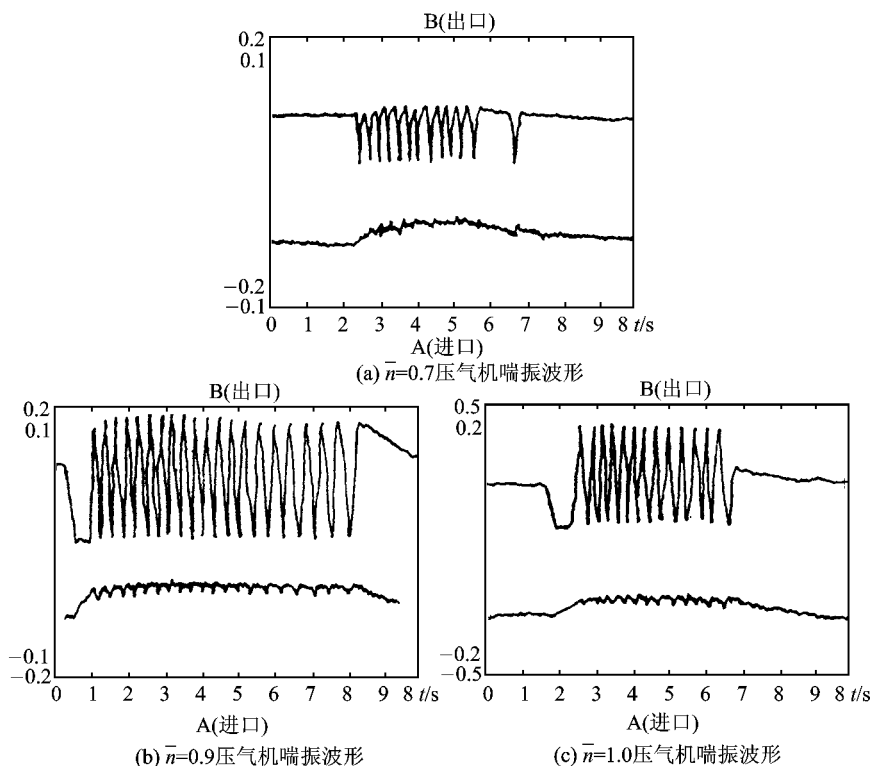


图 7-94 某压气机喘振时进出口气流压力脉动波形



图 7-95 $\bar{n}=0.6$, 引气量 3% 时失速/喘振四路时域信号

过能力弱,总压损失大。叶尖槽道中部,是一个高损失和高阻滞区,这里的复杂流动结构影响压气机的效率和失速。

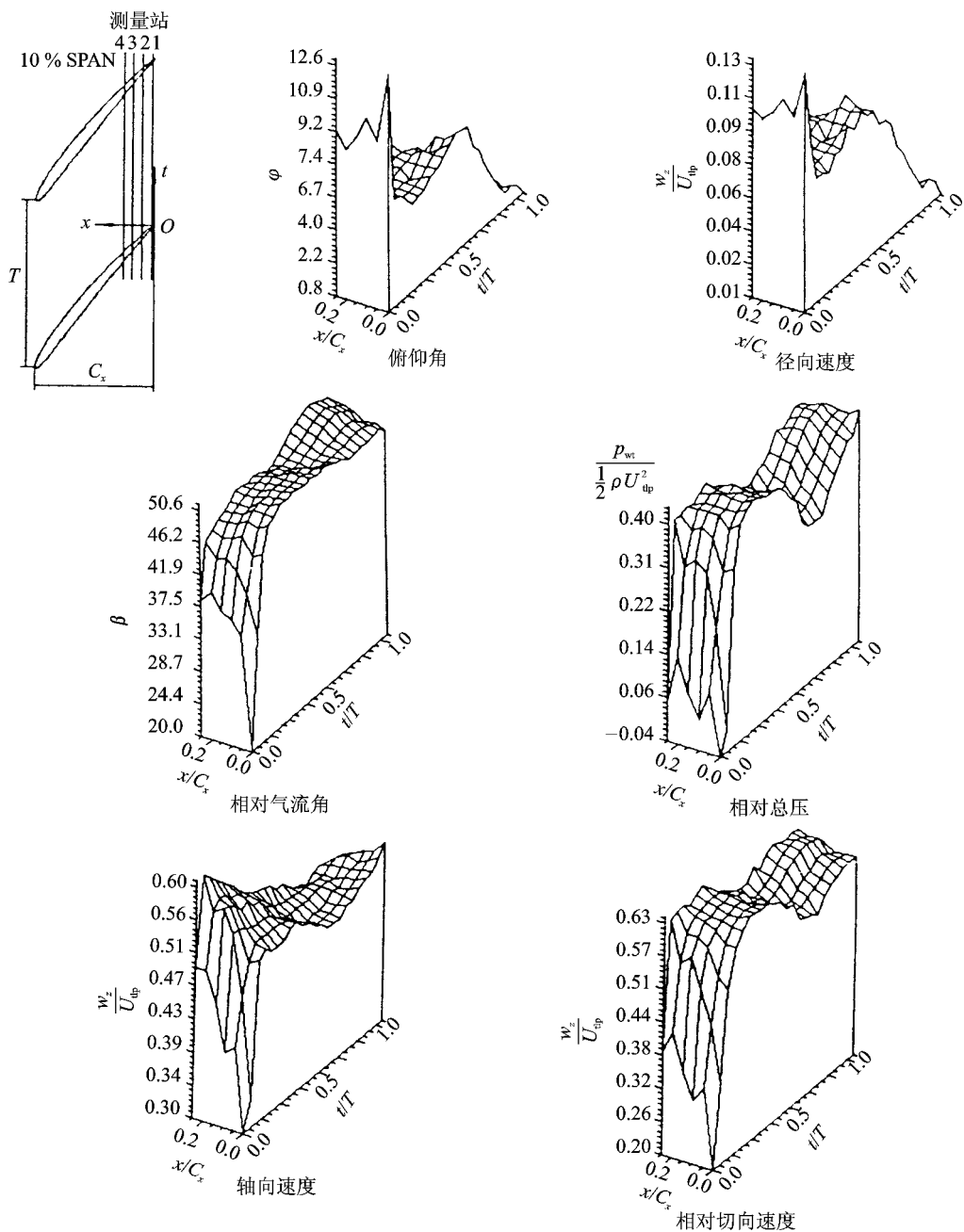


图 7-96 近失速状态叶尖槽道后段参数分布

7.4.2 瞬态、脉动流场的测量

激光多普勒测速仪在研究航空发动机流道内复杂流动、瞬态流场是很有效的设备,它广泛的用于内流、分离流、涡流、二相流、紊流燃烧、附面层与激波相互作用等的试验研究。

激光多普勒测速仪比热线风速仪的空间分辨率高得多,测点可小到 10^{-4} mm^3 。由于速度信号以光速传播,惯性极小,只要配以适当的信号处理机可进行实时测量,是测量瞬态脉动流场的有效方法。这种仪器的测量范围很大,因为频差与速度成简单线性关系(已在 7.1 节论述),不论低速或高速都不需校正,又允许有很大的频移,目前已能测 $0.1 \text{ mm/s} \sim 2\,000 \text{ m/s}$ 的速度,并且测量速度方向的灵敏度高。

另一种在航空发动机瞬态、脉动流场测量中最广泛采用的方法是热线风速仪。这种方法实用、费用低,能可靠地测量三维瞬态流场。目前的发展可有两种方法:

① 采用三线系统沿着直角坐标系放置,测量出沿这些轴的速度分量。三线系统需要进行三次校准。

② 采用单斜热线,测量时偏转多次角度方位,用最小二乘法联立求解非线性方程组,通过高速数据采集系统和同步锁相采样平均技术来测量三维速度场。

热线技术比激光测速技术较简单、调试难度较小、费用低得多。其空间分辨率也很高,干扰流场小,可测量螺旋桨、风扇、压气机和涡轮中的三维、尾流区结构、高湍流脉动和不稳定复杂流动。

1. 热线风速仪工作原理

图 7-97 示出热线风速仪的两种探头。热线探头的直径很细,例如为直径 $5 \mu\text{m}$ 的镀铂钨丝,点焊在两根直杆的端面上,支杆固定在绝缘座上,通过绝缘座引出导线。另一种是热膜探头,在石英基体上用真空蒸镀的方法形成一层镍膜作为热膜,处于尖劈的前缘,两侧再蒸镀上厚膜引线。

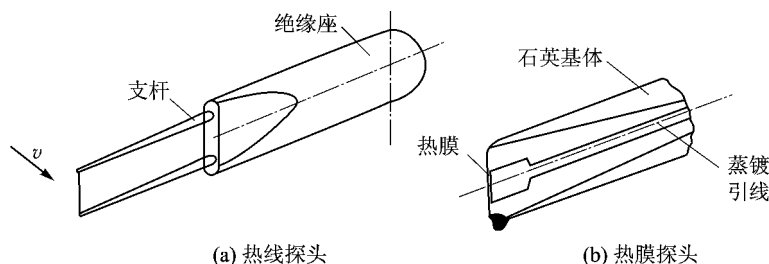


图 7-97 热线风速仪的探头简图

当热线通以电流时,钨丝温度升高,电阻随之增大。当使钨丝的轴线与气流方向垂直时,钨丝与气流发生对流换热,且属于横流圆柱的强迫对流。由于丝径很细,其 $Re_d < 1\,000$,属于层流换热,可以求得对流换热系数 α 与气流速度的关系为:

$$\alpha = \frac{A\lambda_f}{d} + \frac{B\lambda_f}{d^{1-m}v^m} \cdot v^m \quad (7-63)$$

式中, A, B ——与物性有关的常数;

λ_f ——流体的导热系数;

d ——钨丝直径;

v ——流体的运动粘度;

v ——流速。

因为钨丝在单位时间内的发热量 $Q = i^2 R$, i 为电流强度; $R = R_0 [1 + \beta (T - T_0)]$, R_0 为钨丝温度 T_0 时的电阻, T 为钨丝工作温度, β 为钨丝的电阻温度系数, R 为对应 T 温度下的电阻。在达到稳定状态时,有

$$i^2 R = \alpha F (T - T_g) \quad (7-64)$$

式中, F ——钨丝表面积。将式 (7-63) 代入式 (7-64) 得:

$$i^2 R = \left(\frac{A\lambda_f}{d} + \frac{B\lambda_f v^m}{d^{1-m}v^m} \right) F (T - T_g) \quad (7-65)$$

在丝直径 d 一定, 长度一定, 即 F 一定, 流体种类一定和流体温度一定 (物性一定) 的条件下, d, F, v, λ_f 和 T_g (流体的有效温度) 均为定值, 于是式 (7-65) 变为:

$$i^2 R = (a + bv^m) (T - T_g) \quad (7-66)$$

式中, a, b ——常数。式 (7-66) 即为热线工作的基本方程式。

① 在采用恒电阻工作时。据 $i = V/R$, 可推得:

$$\lg \left(\frac{V^2}{V_0^2} - 1 \right) = \lg \frac{b_2}{V_0^2} + m \lg v \quad (7-67)$$

式中, V_0 ——零风速下的电压;

V ——速度 v 下的电压;

m ——与风速 v 有关的变量, 例如对 $v = 1 \sim 10$ m/s 时。 $m \approx 0.47$ 。具体可在风洞中校准, 获得曲线, 求得 m 值。

② 在采用恒电流工作时, i 值恒定, 可得

$$R = (a_1 + b_1 v^m) (T - T_g) \quad (7-68)$$

即通过测量电阻来测量流速。

2. 测量方法

(1) 热线风速仪系统

TS—FA—100 恒温热线风速仪是典型先进热线测速系统。该系统包括：

- 可选择桥路,其中 2 个标准桥路,一个为 1: 1 桥路,另一个为高功率桥路；
- 内信号调节组件(包括增益从 1 ~ 900)；
- 可变低通滤波器(工作频率范围为 1 ~ 400 Hz) 并且电压偏离能力按 1 V 递增可从零增至 9 V。输入可在直流下选择,也可以在 0.1、3 或 10 Hz 高通滤波器下选择。

风速仪可以采用热线或热膜传感器 工作桥路装有 4.6 ~ 18.3 m 的探头电缆。该装置设有可变放大器,300 Hz ~ 30 kHz 的方波发生器,供调整桥路/电缆/传感器系统的频率响应。

试验前,应用标准方波试验方法检验热线风速仪的频率响应。在风洞自由流空气速度 92 m/s 下进行试验。对装用 0.0518 mm 直径的柱形热线传感器、40' 探头、控制阻抗电缆及 1: 1 桥路的风速仪,方波试验截止频率在 300 ~ 500 kHz,这一频率响应对一般试验是足够的。

(2) 三维速度测量

图 7-98 示出三线传感器系统在风洞中的方位和坐标系统。热线 A 主要感受轴向速度分量 u ,热线 B 感受轴向和径向分量 (u 和 w) 的合速度分量,热线 C 感受轴向和切向分量 (u 和 v) 的合速度分量。

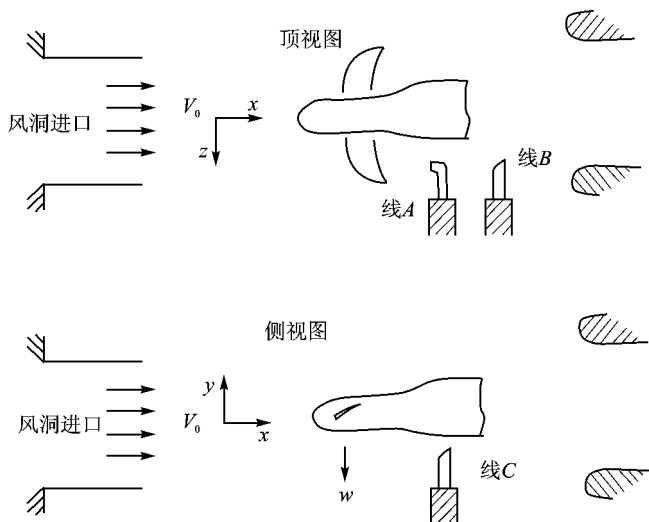


图 7-98 风洞中热探头的几何位置和方位

图 7-99、图 7-100 和图 7-101 示出三个热线探头的方位、几何位置和角度。

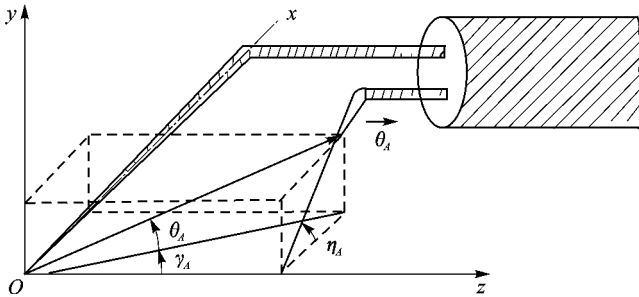


图 7-99 线 A 坐标系 (Oxz 平面的法线, 沿 z 轴)

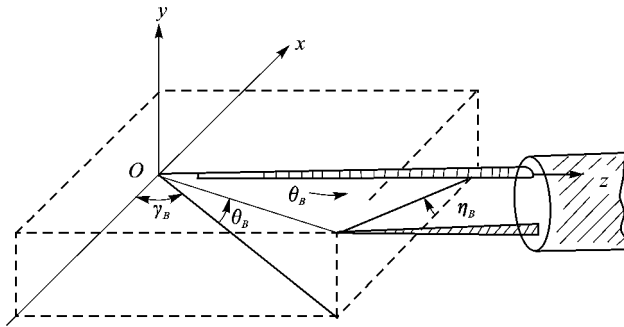


图 7-100 线 B 坐标系 (Oxy 平面的法线, 对 x 轴倾斜 45°)

试验中应用 Jorgensen 提出的热线有效冷却速度 v_{eff} , 即

$$v_{\text{eff}}^2 = v_N^2 + k^2 v_T^2 + h^2 v_B^2 \quad (7-69)$$

式中, h 和 k ——标定系数, 它们各自修正副法线冷却速度分量和切向冷却速度分量;

v_N ——热线法向速度;

v_T ——热线切向速度;

v_B ——热线副法线方向速度。

法向速度分量垂直于传感器且平行于支杆, 副法线速度分量垂直于传感器且垂直于支杆平面, 切向速度分量平行于传感器。利用 King 的沿圆柱体的经验换热方程及 Hinze 的热线功率方程, 可以推导出热线桥路输出电压和有效冷却速度之间的关系式如下:

$$\frac{e^2 R_w}{(R_w - R_g)(R_w + R_3)^2} = A \left(\frac{T_g}{T^*} \right)^{0.86} [f(T)]^{0.86} + B \left(\frac{T}{T_g} \right)^{(1.71\pi - 0.86)} \cdot [f(T)]^{(0.86 - 1.71\pi)} \left(\frac{p}{p^*} \right)^\pi v_\pi \quad (7-70)$$

式中, A 、 B 和 π ——标定系数;

v ——热线有效冷却速度；
 R_g ——热线冷态电阻；
 R_w ——热线工作电阻；
 R_3 ——与探头串联的热线电桥电阻器电阻；
 e ——热线电压；
 T_g ——风洞环境总温；
 T^* ——基准温度；
 T ——温度；
 p ——静压；
 p^* ——基准压力；
 $f(T)$ 由下式给定：

$$f(T) = 1 + 0.5 (T_w/T_g - 1) \quad (7-71)$$

式中, T_w 为热线工作温度。

在适当地标定热线下,应用式 (7-70) 测量有效冷却速度 v_c 。利用方程 (7-69) 和图 7-99、图 7-100 和图 7-101 示出的几何关系,可以由所要求的速度分量 u 、 v 和 w 来表示三个探头方位的每一个的有效冷却速度,给出下列方程：

$$\begin{aligned}
 v_{\text{effA}}^2 = & u^2 [\cos^2 \gamma_A + \sin^2 \gamma_A (k_A^2 \cos^2 \theta_A + h_A^2 \sin^2 \theta_A)] + \\
 & v^2 [k_A^2 \sin^2 \theta_A + h_A^2 \cos^2 \theta_A] + w^2 [\sin^2 \gamma_A + \cos^2 \gamma_A (k_A^2 \cos^2 \theta_A + \\
 & h_A^2 \sin^2 \theta_A)] + 2uv \sin \gamma_A \cos \theta_A \sin \theta_A [k_A^2 - h_A^2] + \\
 & 2uw \sin \gamma_A \cos \gamma_A [k_A^2 \cos^2 \theta_A + h_A^2 \sin^2 \theta_A - 1] + \\
 & 2vw \cos \gamma_A \sin \theta_A \cos \theta_A [k_A^2 - h_A^2]
 \end{aligned} \quad (7-72)$$

$$\begin{aligned}
 v_{\text{effB}}^2 = & u^2 [\sin^2 \gamma_B + \cos^2 \gamma_B (k_B^2 \cos^2 \theta_B + h_B^2 \sin^2 \theta_B)] + \\
 & v^2 [k_B^2 \sin^2 \theta_B + h_B^2 \cos^2 \theta_B] + w^2 [\cos^2 \gamma_B + \sin^2 \gamma_B (k_B^2 \cos^2 \theta_B + \\
 & h_B^2 \sin^2 \theta_B)] + 2uv \cos \gamma_B \sin \theta_B \cos \theta_B [h_B^2 - k_B^2] + \\
 & 2uw \sin \gamma_B \cos \gamma_B [1 - k_B^2 \cos^2 \theta_B - h_B^2 \sin^2 \theta_B] + \\
 & 2vw \sin \gamma_B \sin \theta_B \cos \theta_B [k_B^2 - h_B^2]
 \end{aligned} \quad (7-73)$$

$$\begin{aligned}
 v_{\text{effC}}^2 = & u^2 [\sin^2 \gamma_C - \cos^2 \gamma_C (k_C^2 \cos^2 \theta_C + h_C^2 \sin^2 \theta_C)] + \\
 & v^2 [\cos^2 \gamma_C + \sin^2 \gamma_C (k_C^2 \cos^2 \theta_C - h_C^2 \sin^2 \theta_C)] + \\
 & w^2 [k_C^2 \sin^2 \theta_C + h_C^2 \cos^2 \theta_C] + 2uv \sin \gamma_C \cos \gamma_C [k_C^2 \cos^2 \theta_C +
 \end{aligned}$$

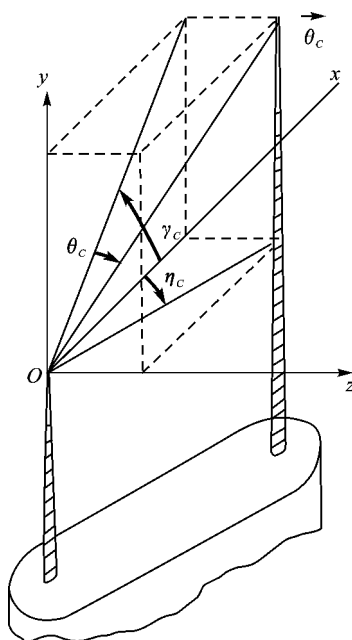


图 7-101 线 C 坐标系 (Oxy 平面) 的法线, 对 x 轴倾斜 45°

$$h_c^2 \sin \theta_c - 1] + 2uw \cos \gamma_c \sin \theta_c \cos \theta_c [k_c^2 - h_c^2] + 2vw \sin \gamma_c \sin \theta_c \cos \theta_c [k_c^2 - h_c^2] \quad (7-74)$$

式中, u ——流场轴向速度 (正向下游) ;

v ——流场切向速度 (正向反叶片旋转) ;

w ——流场径向速度 (正向向外) ;

γ, θ ——定义热线探头几何位置的角度 ;

下角标 A、B、C——热线探头几何位置。

应用式 (7-70) 测量有效冷却速度之后, 可以应用上述这一方程组, 采用迭代法求解未知速度分量 u 、 v 和 w 。

(3) 数据采集系统

图 7-102 示出采集热线输出电压的数据采集过程。电桥的输出信号包括随机分量以及与其相关的相位。转子每转一圈的信号 (脉冲) 被输入 134A 型动态信号跟踪调谐器。该装置能够跟踪变频输入信号并给出多重输入频率的输出信号。试验中应用 1 600 和 400 信频器, 使一个叶片通道或所有 5 个叶片通道数字化。电桥输出信号应用 SAI-48 相关器和数字信号平均器进行处理、增强。SAI-48 是一高速装置, 能够数字化信号高达每秒 10^9 个样本。数字数据通过 RS-232C 数据变换器输给计算机。采集的数据在计算机中进行迭代计算, 迭代过程需要求解 u 、 v 和 w 的初始估算值, 并利用牛顿法极小化三个自变量的函数关系, 使按式 (7-70) 计算的有效冷却速度平方之和与按式 (7-72) ~ 式 (7-74) 计算出的相应有效冷却速度平方之和之差最小。

3. 试验及其结果

下面概述一采用高频热线风速仪测量螺旋-风扇下游瞬态、脉动流动的例子并分析螺旋-风扇的空气动力特性和螺旋-风扇尾流区特点。

试验机为 5 叶片、直径 0.622 m、单转子螺旋-风扇推进器模型, 它由空气涡轮驱动试验器带动, 能够使转速高达 12 000 r/min。模型置于开式喷射式风洞中。由高压空气系统 (2.7 MPa) 供给空气来驱动试验器的两个涡轮。测量螺旋桨转速并适时显示, 保持转速为常数, 误差 ± 25 r/min。图 7-103 示出螺旋-风扇推进器在开式喷射风洞中的简图。

图 7-104 示出采用高频响应热线测量螺旋下游几个径向位置的简图。主要测量三个速度分量 u 、 v 和 w 。原始电压测量值在几千个叶片通道范围进行同步平均。这些测量是沿与叶片旋转平面成 25° 角的线进行的。该线通过叶尖 $r/R = 1.00$ 的下游 12.7 cm 处。径向记录数据点的位置从 $r/R = 0.4 \sim 1.1$ 。热线测量是在模拟巡航工作状态下进行。风洞自由流 $Ma = 0.25$, 叶尖 $Ma = 0.276$ 。额定转速为 2 900 r/min。叶片表面无因次压力脉动和模型动力系数均按实际巡航状态模拟。

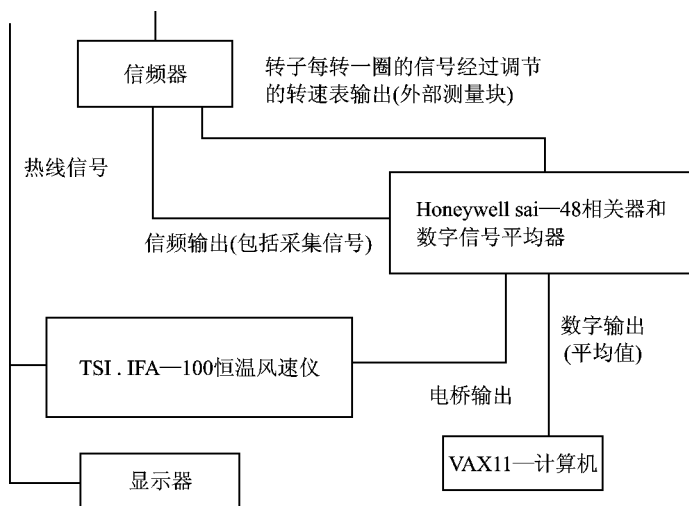


图 7-102 热线同步采样的数据采集方框图

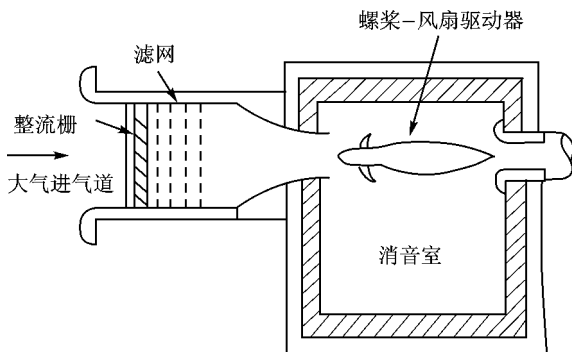


图 7-103 螺旋-风扇推进器安装在风洞试验器中简图

图 7-105 示出应用热线测出的轴向、切向和径向速度分量,它是被风洞自由流速度 v_0 归一化并作为参数 Bt/T 的函数。符号规定如下:正轴向速度在下游方向;正切向速度与叶片旋转方向相反;正径向速度从轮毂向外。 Bt/T 为无因次时间, B 为转子上叶片数,本试验中为 5 片; t 为时间; T 为整个转子旋转周期。例如 $Bt/T=1$,相应于 $1/5$ 转,或相当于一个叶片通道。图 7-105 是按 1.25 个叶片通道采集的。由该图可以看出:

① 轴向速度粘性尾流在 $r/R=0.4 \sim 0.94$ (图中未示出) 出现,其速度突变值约为峰值轴向速度的 5%。

② 径向速度特性与叶片的环流分布有关。后缘涡强正比于 dr/dR ,并表现出径向速度 w 的突跃。在 r/R 为 0.4、0.5 和 0.6 处,径向速度正向突跃逐渐减小,在 $r/R=0.7$ 处已没有径

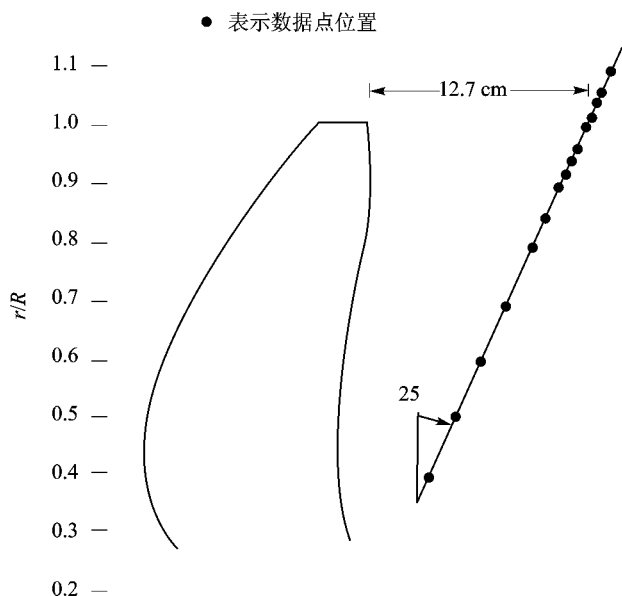


图 7-104 热线测量位置

向速度突跃 (图中未示出)。

③ 叶尖涡流/前缘涡流在 $r/R = 0.9$ 附近开始。在该区,恰好在粘性尾流之后轴向速度出现隆起峰,切向和径向速度开始扭曲,或在后缘涡流区产生堆积。

④ 在 $r/R = 1.0$ 处,有一大的与漩涡外侧部分有关的速度凹陷,这一特征持续到 $r/R = 1.10$ 处 (图中未示出)。在该处曲线伸展开,其大小由 15% 降至 2%。这是由于漩涡外侧有负向速度加到轴向速度上。因此,螺旋-风扇叶片叶尖漩涡/前缘涡流结构控制外侧区的轴向速度变化。

⑤ 切向和径向速度分量也影响涡流结构。在 $r/R = 0.90$,切向速度尾流变大,粘性尾流和位势尾流两者在旋转方向增强,与轴向速度情况相反。径向分布也影响尾流,但不具有间断突跃。

上述结果是对一个叶片。试验表明 叶片间尾流速度分量变化很小,在一个叶片测量的流场和 5 个叶片测量的流场相当吻合。

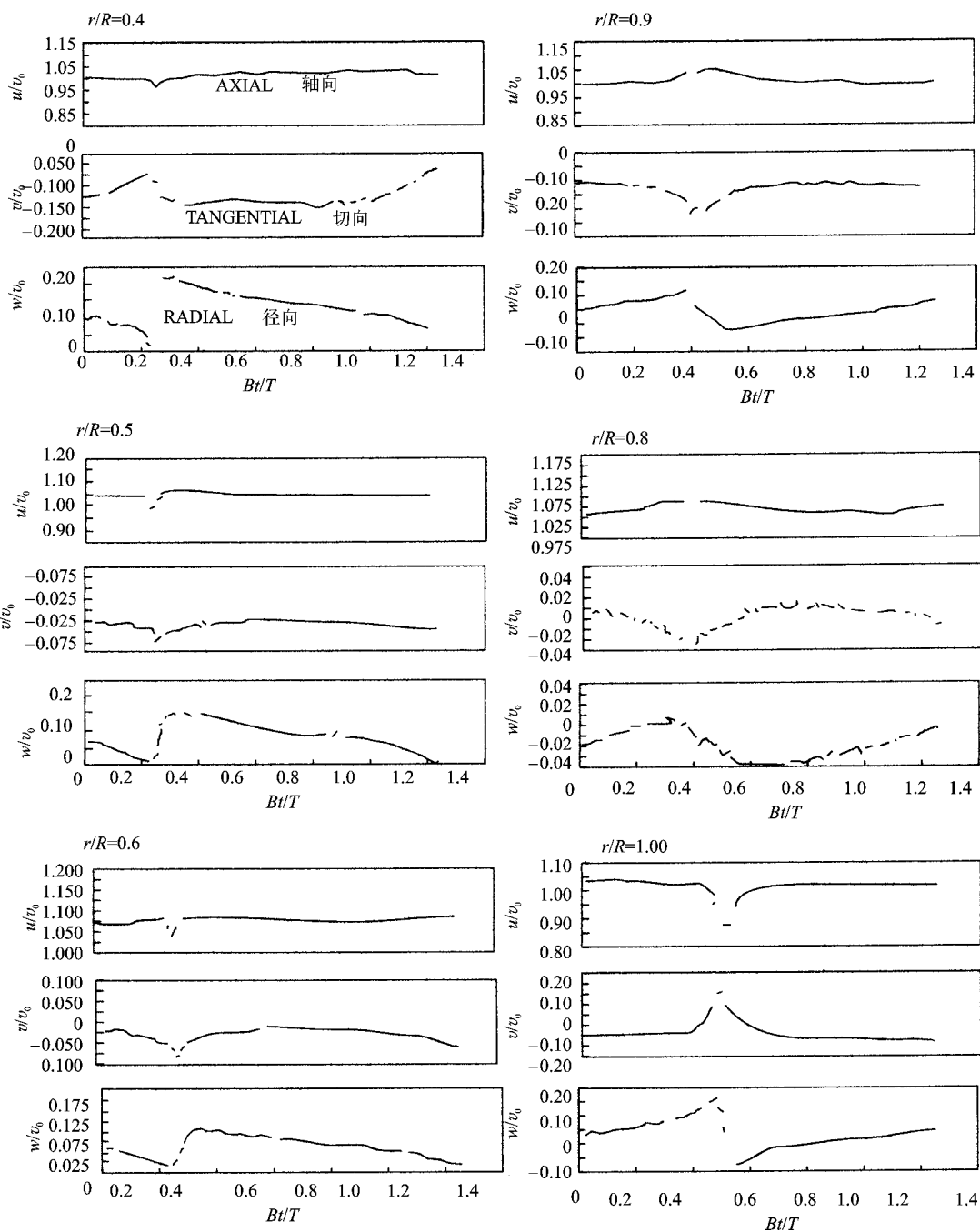


图 7-105 热线测出的速度数据

习 题

- 7-1 简述激光测速仪的工作原理,用方框图表示测量压气机流场时的激光测速仪测量系统简图,分析接近失速点的相对马赫数的变化。
- 7-2 简述动态燃气温度传感器,说明其主要技术指标。
- 7-3 说明瑞利散射和拉曼散射原理,用简图表示激光测速仪—激光拉曼散射系统的基本组成,分析图 7-20 和图 7-23 中参数的变化特点。
- 7-4 说明 DTAS 动态测试分析系统。参看表 7-1 总结信号处理机的功能、适用范围。
- 7-5 试对比 P·W 公司辐射高温计和兰德公司涡轮温度传感器,说明应用范围及在发动机上的测量方法。
- 7-6 根据图 7-47 说明相干反斯托克斯拉曼光谱仪工作原理和怎样利用 CARS 仪器测量发动机加力状态下排气温度?
- 7-7 采用红外测温法进行加力燃烧室出口温度测量时,如何求解温度?为什么要将燃气流分成若干个区域进行测量?
- 7-8 用简图表示涡轮进口温度光纤测量系统。
- 7-9 高温应变仪用于发动机哪些零、部件测量?适用温度范围是多少?应用时应该做哪些技术工作?
- 7-10 为什么采用探针进行级间参数测量时都要进行校准?锥角型探针有哪些优点?试比较动态尖劈探针和常规探针的数据数理方法。
- 7-11 试说明径向叶尖间隙激光测量法的工作原理及其测量系统的组成。
- 7-12 采用电动机法测量发动机叶尖间隙的工作原理是什么?用简图表示调频电容间隙测量系统。
- 7-13 试归纳测量压气机失速、喘振的方法,主要设备,测量获得稳定工作边界的具体试验方法。
- 7-14 如何用热线风速仪系统测量瞬态、脉动流场?对比热线法和激光测速仪法的各自优缺点及它们的适用范围。

第 章 航空发动机测试系统

在 3.3 节、第 4、5、6 和 7 章的有关节中都结合具体试验项目论述了测试系统。为了节省篇幅,本章将主要论述发动机智能测试系统、试验和综合诊断一体化、飞行试验遥测、遥控及发动机通用测控软件。对于航空发动机这样复杂系统,从部件至整机,从地面试验至飞行空测,试验项目和内容是极多的,相应的各类测试系统及测控软件亦是很多的。因此,本章将以发动机通用测试系统论述为重点,概述其功用、组成及适用范围。读者可根据本章内容及前面几章的诸多试验,去设计相关试验项目的测试系统、开发专用的测控软件。

8.1 发动机测量探针系统的智能化

航空发动机智能测量探针系统主要由控制系统、采集系统、角度自动跟踪系统和实时校准系统四部分组成。它是以微型计算机为中心,以多个单片机为网络,以系列化位移机构为执行元件的智能化测试装置。该智能探针系统的主要特点为:

- 采用系列化的高精度位移机构及各种探针,与系统配套使用;
- 配置了压力测量实时校准系统和多通道角度自动跟踪系统,提高了测量精度,实现跟踪稳定、实时;
- 软件设计上,将参数采集、现场校准、位移控制、数据处理和打印制表一体化,大大提高了测试精度和速度。

由于智能探针系统实现了位移控制、参数测量和数据处理一体化,控制通道多,采集容量大、角度跟踪准确,数据处理及时,完全实现了测试自动化,这对发动机及其部件研制具有很大的实用价值和经济效益,是航空发动机试验技术的发展方向。

8.1.1 智能探针系统的组成

1. 智能探针系统框图

用于航空发动机试验的智能探针系统应能对发动机全流程气动、热力和位移等诸多参数实现精确快速地测量,把控制、测量以及处理融为一体,实现测试自动化及综合化。

图 8-1 示出以 IBM-PC 微型计算机为中心,位移机构为执行元件的自动测量、自动控制、自动处理的智能系统。整个系统包括控制系统、采集系统、角度自动跟踪系统和实时校准

系统。

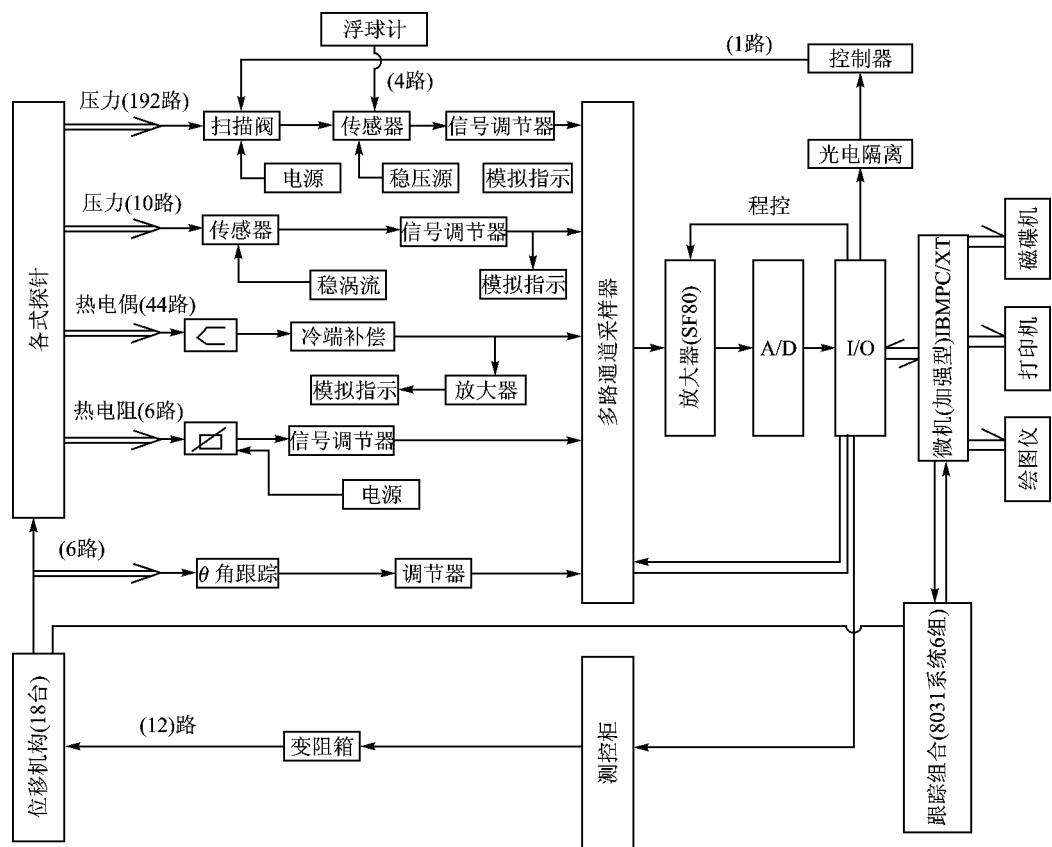


图 8-1 航空发动机智能探针系统框图

2. 控制系统

由微机发出脉冲,通过控制框驱动步进电机,电机带动位移机构,机构带动配套探针,从而实现探针的精确位移。智能探针系统以微机为控制主体,采用多路分时控制方式,控制 12 路位移机构,还可同时控制 6 路位移机构,实施移位或跟踪。系统主要由 PC 接口板、光电隔离器、控制转换器、多路选择器、步进电源和位移机构组成,如图 8-2 所示。具有机控和手控两种功能,位移精度高。软件设计中采取确定起始相位措施,保证控制部分不失一个脉冲 (± 0.7 个脉冲)、位移精度高达 0.03%,位移型式、点数及间距等可按需要预置。

控制系统软件如图 8-3 所示,它表示出位移程序流程。位移通道选择方式包括机构通路序次、同步 6 路序次、回零方向、机构类型、位移点数、位移形式及位移量等。例如,某发动机智能探针系统 (IPS) 包括机构通路 12 条,其中同步 6 路 6 条 回零方向有上限、下限 机构类型有

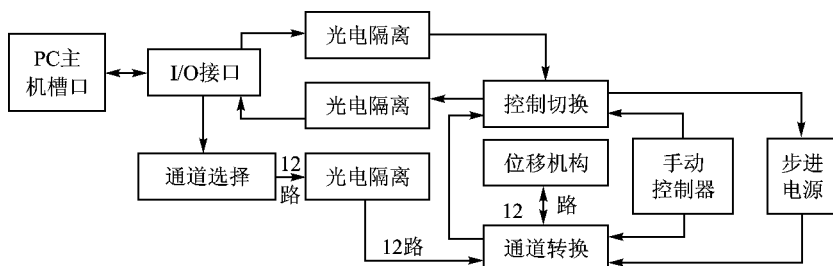


图 8-2 控制系统结构框图

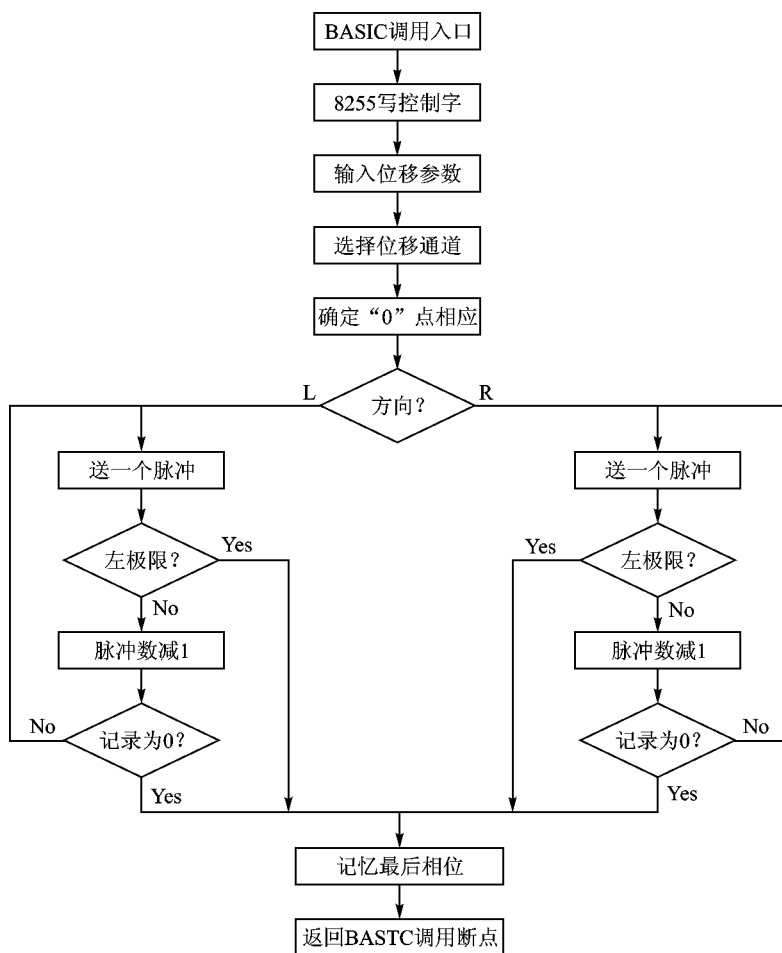


图 8-3 控制系统软件流程图

45、45A、36、36A 和 55A 位移点数有 7 点、10 点和 31 点，位移形式有等环面、等距及变距。

IPS 系统的微机控制位移机构有三种：

(1) 遥测附面层位移机构及微型附面层探针位移控制

图 8-4 示出微型附面层探针，图 8-5 为附面层位移机构。此机构直径 $\phi 36$ mm，长 115 mm，质量 0.5 kg，位移量 40 mm，分辨率 0.002 mm，使用了高精度传动螺纹（特 M7.5 $\times$ 0.5 - 1），位移平稳，耐压耐振耐热冲击。位移精度达 0.01%，并采用限位结构。

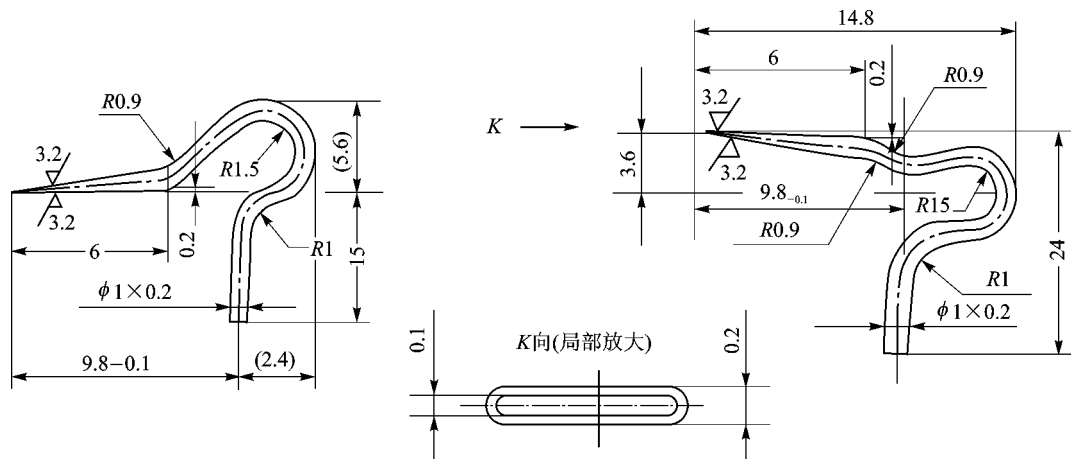


图 8-4 微型附面层探针

(2) 二维通用位移机构

此机构采用高精度的小模数蜗轮辐、齿轮辐和滚珠丝杆辐，线位移 200 mm，角位移 $\pm 180^\circ$ ，位移精度高达 0.07%。该机构可与微型复合探针、充油探针、多点总温总压耙、多点普朗特管、多点三孔针耙、5 孔针耙等匹用，可以多机种多截面使用。

(3) 三维位移机构

该机构采用微型滚珠丝杆辐，提高移位精度；采用迷宫式密封减少泄漏；采用气冷结构和钛合金，质量轻、耐高温。移位置：x 向 0 ~ 110 mm；y 向 0 ~ 200 mm； α 向 $\pm 90^\circ$ ，可实现自动跟踪。

IPS 智能系统具有 18 路控制能力，可以控制 18 台附面层机构或 9 台二维机构，或控制 6 台三向位移机构，并可混用、自控和手控。

3. 采集系统

IPS 配置了 252 路采集通道,其中扫描阀校准 4 路,压力 188 路,热电阻 6 路,热电偶或其他参数 48 路。扫描阀除了按顺序步进外,还可针对任一点快速步进到位。为了提高采集精度,采取下列措施:

① 采用 AD574 高速高精度 12 位 A/D 转换器,选择相应的转换极性和范围,降低 A/D 转换误差;采用单极性可使误差降低一半。

② 采用高精度 SF-80 程控放大器 采用软件校准系统精度和增益线性。

③ 通道选择采用 CMOS 集成电路模拟开关,速度快、性能可靠、误差小和接触电阻低。

采集系统程序流程如图 8-6 所示。主要性能指标为 系统精度 $< 0.3\%$ 稳定性 $< 0.3\%$ 共模拟制比 $> 160\text{ dB}$ 串模拟制比 $> 150\text{ dB}$ 信号输入范围 $-5 \sim +5\text{ V}$ 采集速度定点 1 000 点/s、扫描阀 6 ~ 12 点/s 系统零点时飘在 24 小时内 $< \pm 3\text{ }\mu\text{V/h}$ 。

4. 角度自动跟踪系统

为了精确地测量气流角和总温总压参数,IMS 智能系统配置了 6 路角度自动跟踪系统。采用了 PC/XT 为主控机的多机控制。其 6 路分机采用了结构相同的 8031 单片机系统。由于采用并行数据传送、速度快,6 个分机可同时进行跟踪。该系统由 PC 接口板、8031 单片机系统、步进电机、位移机构、探针、传感器和采集系统组成。图 8-7 示出 6 路跟踪系统框图。

当气流角为 $\Delta\alpha$ 时,方向探针形成的 Δp 值通过传感器送给信号放大器,放大后的信号经比较器比较后,产生一个跟踪信号,送到 8031 系统。经判断,确定跟踪方向,并控制机构带动探针跟踪,使 Δp 值逐渐减少直至为零,即 $\Delta\alpha$ 消失。由于气流脉冲、惯性等因素的干扰,探针会在平衡位置上左右振荡,在软件设计上,采取了跟踪 20 次(振荡 20 次),计算其振幅的平均值,并将探针控制到振动的中心位置上(均值位置)再进行数据采集。由 8031 系统将测得的各路气流偏角送回 PC/XT 主控机,并显示打印。流程图如图 8-8 所示。

跟踪系统的稳定性强,跟踪 20 次能停在平衡位置上;气流方向角的测量精度达 $0.1^\circ \sim 0.3^\circ$ 跟踪范围可达 $\pm 90^\circ, \pm 135^\circ$ 6 路可同时跟踪,又可作 6 路控制用 主机和分机通信可靠。

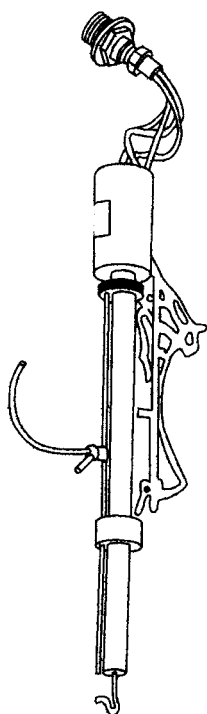


图 8-5 附面层位移机构

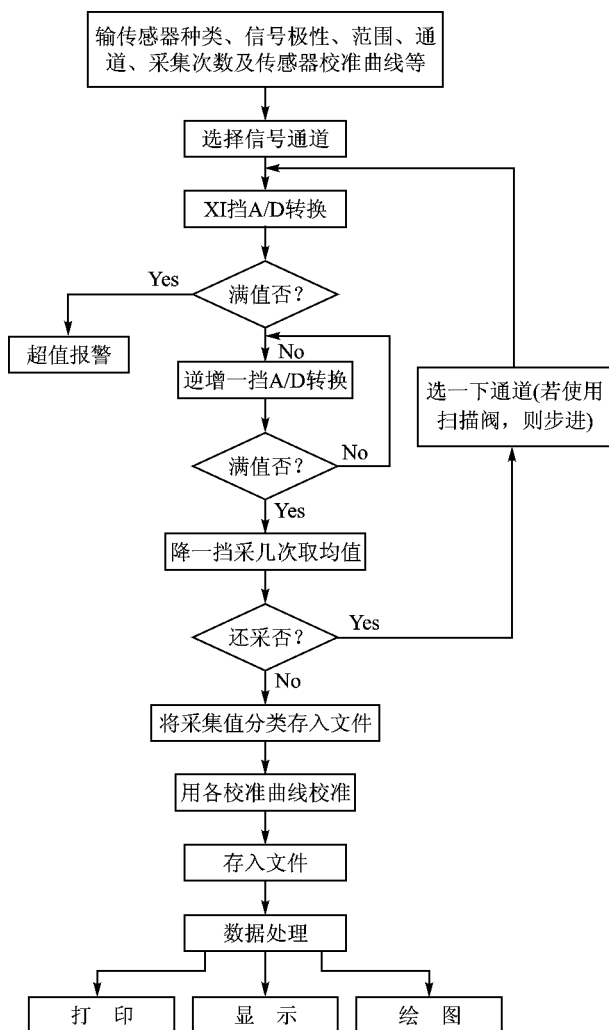


图 8-6 采集系统程序流程图

5. 实时校准系统

为了提高压力测量精度,IMS 智能系统配置了校准装置。主要是修正传感器零点漂移、灵敏度漂移和非线性漂移引起的误差。选用了 YJE 浮球式标准压力发生器作为标准压力,其精度为 0.05%,适应性强,输出能力大,可以同时若干个 10 路传感器进行校准。校准方法有:

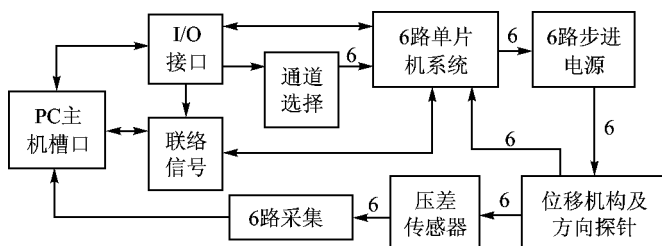


图 8-7 6 路跟踪系统结构框图

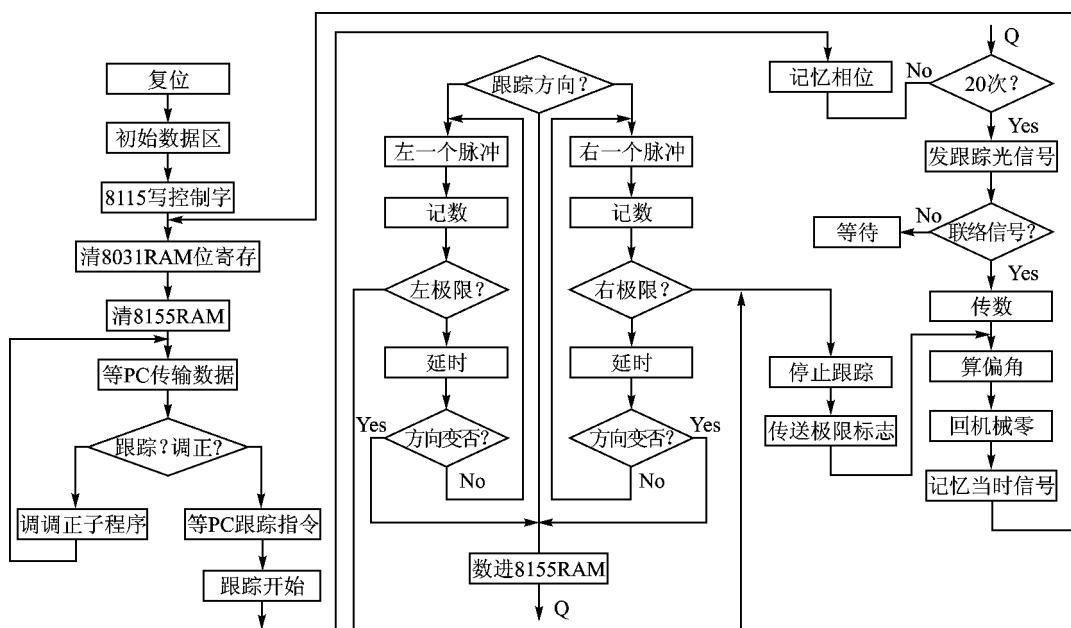


图 8-8 8031 系统监控程序流程图

(1) 联机静态校准

每次试验前,对压力传感器进行 12 点或 20 点校准,校准曲线直接存储在微机中,并以此进行压力转换。

(2) 联机实时校准

在试验中,利用试验间隙,对传感器再次进行校准,以修正试验过程中传感器的漂移。常用 2 点法,即 0 压力点 p_1 和 70% 量程压力点 p_2 组成,在原来的校准曲线的基础上,对采集的压力值进行修正。

8.1.2 校准试验

为了鉴定系统的测量、控制、处理的综合性能,必须对系统全面进行校准试验。其目的是:

- 了解测试精度、控制精度和跟踪精度;
- 验证设计的正确性和使用的可靠性;
- 发现局部问题,进一步修正、改进;
- 了解应用情况,总结使用规律。

校准试验分静态标定和动态标定。

1. 静态标定

首先对采集系统进行测量精度的标定。

(1) 用模拟信号输入作对比试验

用 U133a 标准电位差计,精度 0.05%,作为模拟信号源,逐路直接输给微机,采集 10 次,按下述指标衡量采集误差:

$$\text{稳定度} = \frac{\text{测量值}_{\max} - \text{测量值}_{\min}}{\text{测量值平均}} \times 100\%$$

$$\text{最大误差} = \frac{\text{测量值}_{\max} - \text{标准值}}{\text{标准值}} \times 100\%$$

$$\text{最小误差} = \frac{|\text{测量值}_{\min} - \text{标准值}|}{\text{标准值}} \times 100\%$$

$$\text{精度} = \frac{\text{测量值平均} - \text{标准值}}{\text{标准值}} \times 100\%$$

$$\text{标准误差 } \delta = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n - 1}} \quad (\text{极限误差为 } 3\delta)$$

IPS 标定时,例如输入电压 150 V,其最大误差为 0.032 7%,最小误差 0.065 3%,稳定度为 0.098%,精度为 0.013 3%。

(2) 用标准压力信号输入作对比试验

采用浮球压力计,精度 0.05%,输出压力信号用 7065 数字电压表(精度 0.02%)测量电信号,与微机采集值逐路比较。IPS 静校结果为 系统精度 <0.3%。

(3) 线位移静态标定

首先定好上下触点,这两点间的距离是常值,然后由微机控制机构往复数次,采集测量值,并计算移位误差,其中:

$$\text{重复性} = \frac{|\text{测量值} - \text{测量平均值}|_{\max}}{\text{测量平均值}} \times 100\%$$

$$\text{误差} = \frac{\text{测量值}_{\max} - \text{测量值}_{\min}}{\text{测量值}_{\min}} \times 100\%$$

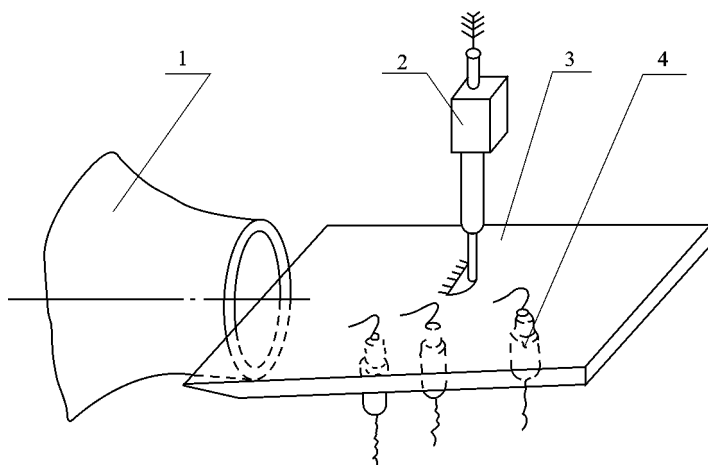
(4) 角位移静态标定

方法同(3)。

IPS 的位移精度高,线位移 0.02%,角位移 0.07%,对 135 mm、角度 180°其测量绝对误差在 0.015°以内。位移灵活,控制自如,控制速度 1 000 脉冲/s,即 4.3 mm/s 和 15°/s,控制转换时间 50 ms,这均能满足发动机测试要求。

2. 动态标定

IPS 智能测试系统的动态标定是在 SB901 亚声速校准风洞中进行的。在风洞的试验段内,装上平板附面层试验件,如图 8-9 所示。平板上方装上二维机构及其配套探针,7 点总压耙、总温耙。试验在 $\lambda = 0.3$ 、0.5、0.7 下进行,附面层机构位移 30 次,间距 0.5 mm,采集 31 次。附面层测量采用两套系统:



1—校准风洞 2—二维机构及 7 点总压耙 3—平板试验件 4—附面层位移机构及微型探针

图 8-9 智能系统附面层总压对比试验装置

- 用智能系统自动控制、自动采集和自动处理；
- 用手动控制,水排记录,人工处理,如图 8-10 所示。

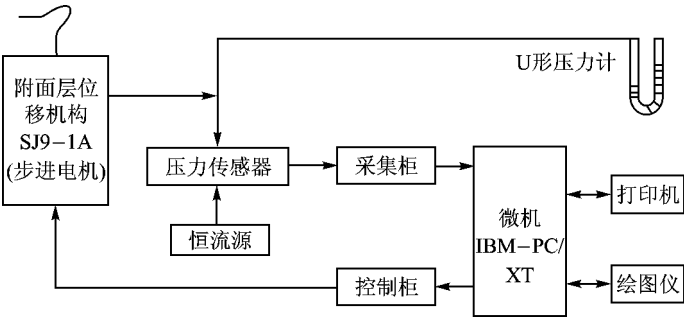


图 8-10 附面层对比试验记录系统框图

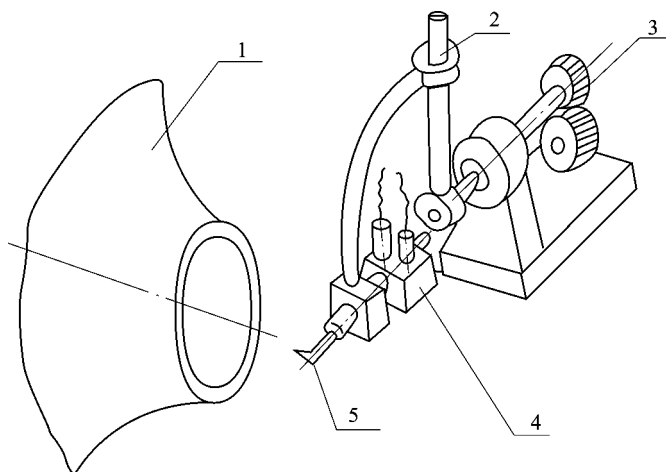
表 8-1 列出两种方法实测值,以某型机的压气机附面层测量为例,3 个截面装 5 台附面层机构,15 个状态,测量 75 条曲线,比人工法节省时间 25 h、试验经费 5 万元、试验人员 6 人。7 点总压耙对比试验结果,两种方法也一一对应。自动控制机构灵活,采集正常,无奇异点。

表 8-1 平板附面层实测对比

试验状态	测试方式	附面层厚度/mm			平均误差
		截面 I	截面 II	截面 III	
$\lambda = 0.3$	智能系统	8.878 0	11.561 9	26.252 0	1.33%
	人工记录	9.002	11.788	26.437	
$\lambda = 0.5$	智能系统	10.229 0	13.129 8		1.02%
	人工记录	10.16	12.75	29.26	

角度跟踪系统的标定也是在 SB901 风洞中进行的。把微型复合方向探针 ZH18B 装在二维机构内,同时装在风洞的座架上,调正探头,对准风洞轴线,如图 8-11 所示。试验状态为 $\lambda = 0.3、0.5、0.7$,转角 $\alpha = 0^\circ、\pm 0.5^\circ、\pm 5^\circ、\pm 10^\circ、\pm 15^\circ、\pm 20^\circ、\pm 25^\circ、\pm 30^\circ、\pm 45^\circ$ 。坐标架转动 α 角后,让微机跟踪,对比跟踪精度和跟踪速度。试验时采用 U 形水柱监测。跟踪速度 $0.5^\circ \sim 10^\circ/s$,跟踪精度 $0.1^\circ \sim 0.3^\circ$,用模拟信号跟踪时,精度达 0.05° 。例如,当坐标架转角为 $-20^\circ、0^\circ$ 和 25° 时,跟踪角度值为 $-19.973\ 1、0.000\ 0、24.986\ 6$,跟踪偏差为 $-0.026\ 9、0.000\ 0、0.013\ 3$ 。

智能系统 IPS 的功能全面,软件系统设计合理,人机对话功能强,通用性好,可根据各种试验要求,随时改变测试方案,设有各种保护措施和告警提示,主要性能如表 8-2 所列。



1—校准风洞 2—辅助夹具 3—风洞坐标架 4—二维位移机构 5—复合探针 ZH18B

图 8-11 角度跟踪系统动态标定装置

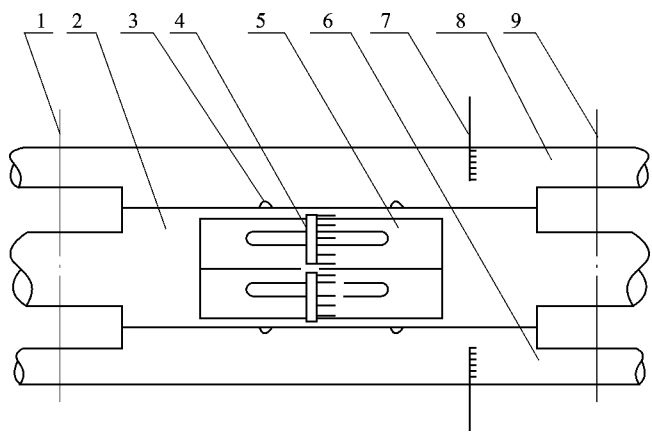
表 8-2 智能系统主要性能

项 目	通道数	精 度	速 度	备 注
控制系统	18	0.08%	4.3 mm/s 15°/s	12 路分时控制,6 路同时控制 ;具有手控、机控两种功能 ;一次能带位移机构分别为 :一维 18 台、二维 9 台、三维 6 台
采集系统	252 (可扩展)	0.3%	用扫描阀 >10 点/s 定 点采集 >1 000 点/s	采用高速、高精度 12 位 A/D,用其单、双极性、多范围等特性,减小转换误差 ;采用高精度程控放大器 SF—80 ;用 CMOS 模拟开关,性能可靠
角度跟踪系统	6	0.3°	(0.5°~10°)/s	采用多机系统,并行通信,可实现同时 6 路方向跟踪
实时校准系统	198	0.2%	2 点/min	试验前 :多点法校准 试验过程中 :2 点法校准
软件主要特点	1. 可实现全自动测、控、处 ; 2. 人机对话功能强,便于操作,便于盘控 ; 3. 尽可能提高系统精度、速度 ; 4. 通用性强,可根据试验设备的要求,方便地改变测试方案 ; 5. 数表齐全,栏目清晰,可绘制多种曲线 ; 6. 便于进一步开发 ; 7. 设有必要的保护措施及告警提示 ; 8. 备有“位移精度”、“采集精度”、“校准曲线”等的测试程序			

8.1.3 试验应用效果

IPS 智能系统在 SB901 风洞上进行了 38 h 的各项功能试验,在各种马赫数下控制灵活,跟踪自如,测量准确,处理迅速,试验安全可靠。

IPS 系统在 SB402 燃烧试验器上经过了二股流穿透深度试验的实用测试。测试布置如图 8-12 所示。控制 4 台三向机构,分别带动 5 点 3 孔针耙两支,7 点总温耙两支,采集压力 62 路,温度 22 路,其中位移参数 44 路,固定参数 40 路。试验分冷、热态两类,控制规律列于表 8-3,其中 $\alpha=0^{\circ}$,试验中全部自动完成。



1—排气喷嘴 2—主试验段 3—壁面静压 4—5 点 3 孔针 5—三向位移机构
6—冷气路Ⅲ 7—固定测压针耙 8—冷气路Ⅰ 9—进气喷嘴

图 8-12 SB402 射流穿透试验测试布置

表 8-3 位移通道及工作方式汇总表

机构通路	维 向	位移通道	回零方向	位移点数	位移形式	延迟时间
1	x	1	下极限	6	等距、间距 20	0.5
	y	2	上极限	23	等距、间距 5	
2	x	3	下极限	6	等距、间距 20	0.0
	y	4	上极限	23	等距、间距 5	
3	x	5	下极限	6	等距、间距 20	0.0
	y	6	上极限	23	等距、间距 5	
4	x	7	下极限	6	等距、间距 20	0.9
	y	8	上极限	23	等距、间距 5	

完成一个状态,采集 7 400 个参数,位移 400 次并处理成数据表。整个试验过程只需 1 h 58 min,并只用一个监测。如不用 IPS 系统,整个试验需 30 h,10 人完成,一个状态可节省 2.0 万元。

IPS 系统还可用于整机、压气机、附面层、流场特性的试验。该智能系统具有 18 路控制功能、6 路自动角度跟踪,能采集 252 路参数,把测量、控制、处理一体化。航空发动机智能探针系统还可应用于高空台,它是发动机测试系统的发展方向。

8.2 发动机非稳态过程测试系统

典型的发动机非稳态过程是由于进口流场畸变导致发动机喘振、颤振、叶片耦振、转子强迫振动及热部件热负荷突增。美国 F111 飞机被迫退役,故障长期不能排除即是由于这一原因造成的。进气道与发动机相容性研究已在第 3 章 3.4 节论述过。

若进气道吞入了发射导弹的尾流气体,则这种尾流热扰动将引起进气道中产生非稳态温度场,这种瞬变温度也引起发动机的非稳态过程,激发喘振。

下面将概述这两种非稳态过程的测试系统,以了解非稳态过程的主要测试分析方法。

8.2.1 动态压力畸变数据采集和处理系统

1. 动态压力畸变数据处理对系统的要求

所有动态压力畸变数据处理系统都必须能够实时计算畸变指数,保证引起发动机失速的动态畸变峰值能够被测量到。另一方面,为详细捕获进气道内非稳定气流特性,还要求系统能测量和处理足够量的信息。因此,对处理系统中有关高响应测压信号合成系统、滤波器、计算机性能以及信号处理方法国内、外都有详细的规定:

① 要求系统能实时记录 48 点动态压力信号和 48 点稳态压力信号。动态压力信号测全尺寸时, $f_c \leq 200$ Hz;进气道模型 1/5 时,按 $f_c \geq 1$ kHz, $\Delta t \pm 0.1$ s;模型 1/10, $f_c \leq 2$ kHz, $\Delta t \pm 0.05$ s, f_c 为截止频率。

② 能实时计算畸变指数,其计算时间不大于 $100 \sim 150$ μ s,具有畸变峰值检测功能,能对有用的数据段进行标记,能存储峰值两侧 Δt 时域的动态总压数据,以便事后处理。

③ 动态信号数字化前要进行高通滤波,稳态信号要进行低滤波,滤波器截止频率在 $0.25 \sim 2.5$ Hz。

④ 计算畸变指数之前,需要对动、稳态信号合成并滤波,滤波器截止频率为 $100 \sim 200$ Hz 倍频衰减 ($6 \sim 24$ dB/倍频程),对所测信号需进行补点、剔点处理。

⑤ 实时显示稳态压力图谱,瞬态畸变指数历程、显示峰值压力时间历程。

2. 动态畸变数据采集及处理系统

进气道/发动机动态压力畸变数据采集及处理系统采用数模混合系统和全数字化系统。

(1) 数模混合系统

数模混合系统是 20 世纪 70 年代发展起来的系统,英法国家还在沿用。该系统主要由 6 部分组成:

- 测量发动机进气道特性的测压耙,约 40 ~ 48 个测点;
- 记录模拟动态数据的多路调频磁带机;
- 模拟滤波器;
- 动态数据模拟编辑系统;
- 数字数据处理系统;
- 模拟计算机系统。

这类系统主要依靠模拟机完成动态畸变指数实时计算。畸变指数程序要事先在模拟机上排好。

图 8-13 示出美国 GE 公司发展的模拟畸变分析系统,用于风扇压气机动态流场畸变试验,可进行联机实时模拟分析。

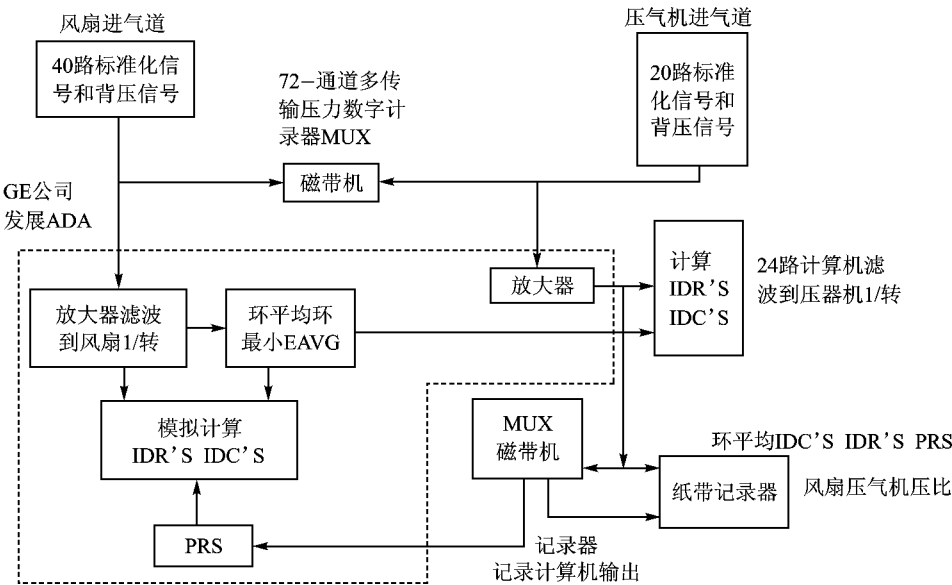


图 8-13 GE 公司畸变试验在线模拟分析系统

图 8-14 示出 B-1 发展计划采用的一种数模混合式畸变分析系统,不仅能实时计算畸变指数,而且能将畸变峰值最后联机显示。

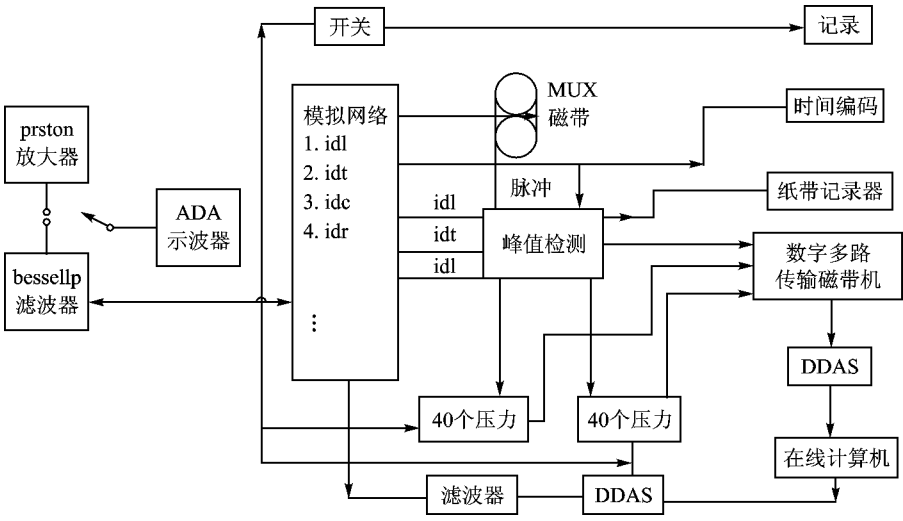


图 8-14 B-1 发展计划用的数模混合式畸变分析系统的流程图

图 8-15 示出 EAI 建议的数模混合式系统。从测压耙来的 48 路稳态和动态压力信号首先分别滤波,再经求和电路合成 48 路总压信号。而稳态压力信号在经低通滤波器 (f_c 为 0.25 ~ 2.5 Hz) 处理后,通过 A/D 转换,输入数字机得到稳态压力图谱,而 48 个电子开关输出信号经低通滤波后(线性相 24 dB/倍频程, f_c 与发动机转子转速相当)分两组输给模拟机计算畸变指数,并找出峰值,由峰值检测回路存储峰值信号再触发跟踪存储器。在触发瞬间系统可对 48 个经滤波的压力信号进行采样,并在下一个峰值到来前,启动 A/D 转换模块进行数字存储,所存储信号按时码发生器取样,以便确定该数据值的时间,并在磁带上做出标记。

在试验时,数字存储器存储了 KDP (峰值信号) 及相应的时间及压力讯号,试验后,数字程序将触发 FM 磁带机上的走带机构,并搜寻相关时间的信号进行回放处理。数模混合系统结构复杂、造价高且维护较难。

(2) 全数字式并行处理系统

随着超大规模集成 (VLSI) 技术的发展,每秒运算千万次的微处理器芯片已投入使用。应用并行处理技术进行动态畸变数据采集与处理已成为发展趋势。图 8-16 示出一种基于 TMS320C25 单片机的多机并行处理系统。采用 TMS320C25 多路信号处理器网络代替模拟机,实现畸变指数的实时计算,大大简化了处理系统的构成。

系统由数据采集子系统、畸变计算子系统和主控机三部分组成。

据统计,约需进行 114 次乘法,102 次加法,6 次开方。选用乘法运算速度为 500 万次/s 的 (TMS/C25) 微处理机作为计算的单元处理机,即能满足 100 μ s 内完成畸变指数计算的要求。

④ TDP—C25 微处理系统的组成为：

- CPU 采用 32 位信号处理器 TMS320C25,40 MHz 时钟；
- 片外和程序存储器 32 K $\times$ 16 等待,数据存储器 16 $\times$ 16 等待；
- EPROM 程序存储器 16 K $\times$ 16 用于脱机运行；
- 程序存储器与数据存储在 48 KB 内与 PC/586 机总线沟通；
- A/D 8 路通道,D/A 3 通道,12 位,输出电压范围 - 5 ~ +5 V,变换时间 30 μ s。

TMS320C25 的特性指标为：

- 指令周期 100 ns；
- 可编程数据芯片 RAM 544 字节；
- 可编程掩蔽芯片 ROM 4 KB；
- 可编程数据和编程空间为 128 KB；
- 32 位累加/加法器；
- 单周期乘法和加法指令；
- 16 位指令和数字字节；
- 16 位并行移位器。

TMS320C25 微处理器具有单周期乘法/累加指令,两个大的片内 RAM、逻辑算法单元、8 个辅助寄存器及硬件定时器等,这些大大提高了系统的处理速度。

(3) 动态畸变数据处理系统的程序

程序用 TMS320C25 汇编语言编制,利用仿真工具软件调试后,载到 TMS320C25 芯片上的程序存储器中。程序由数据采集、畸变指数计算、结果 D/A 输出三部分组成。图 8-17 示出程序框图。若 48 路畸变数据分 6 路并行处理,以每环 8 点数据为一单元,用 6 套 TPD—C25 微处理系统。并行进行 8 路 A/D 数据的采集、经试运行约需 30 μ s。然后再用一套微处理系统对前面预处理的结果进行综合,即对前面得到的数据进行径向求和、求平均、比较大小,指令约 225 条,时间为 22.5 μ s,然后计算畸变指数,指令约 50 条,计算时间 5 μ s。加上数据传输时间,硬件协调时间总计使用时间不大于 100 μ s。因此能满足动态畸变流场实时数据处理要求。

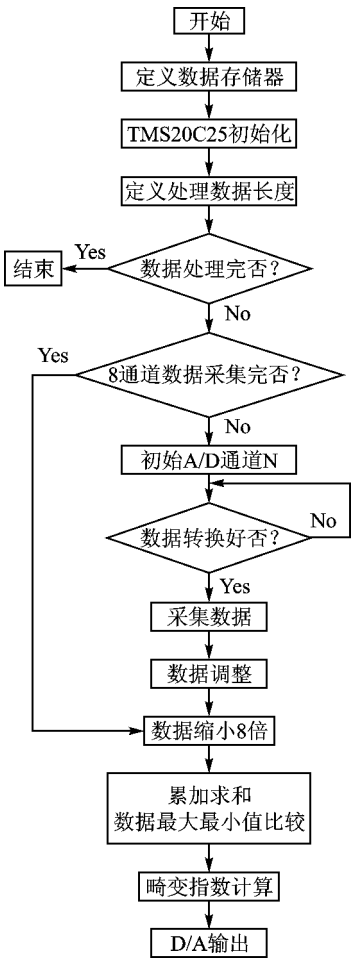


图 8-17 动态畸变数据分析处理程序框图

3. 基于交链多机芯片 transputer 网络的动态压力畸变实时处理系统

transputer 是英国研制的交链处理机,其编程语言 OCCAM (一种高级并行编程语言),它将 CPU、存储器、4 对高速通信链路 (Links) 等多种功能块集成在一块芯片上,从而构成多列并行处理机网络。只要有若干个 transputer 和网络开关即可构成任意拓扑结构及系统网络。每个 transputer 可与 4 个 transputer 连接交换信息。4 对 Links 通信链的并行操作增加了信息传输率,从而避免了共享总线通信方面所存在“总线竞争”的特点。

图 8-18 示出基于 transputer 网络的进气压力动力畸变实时数据采集并行处理系统的方框图。

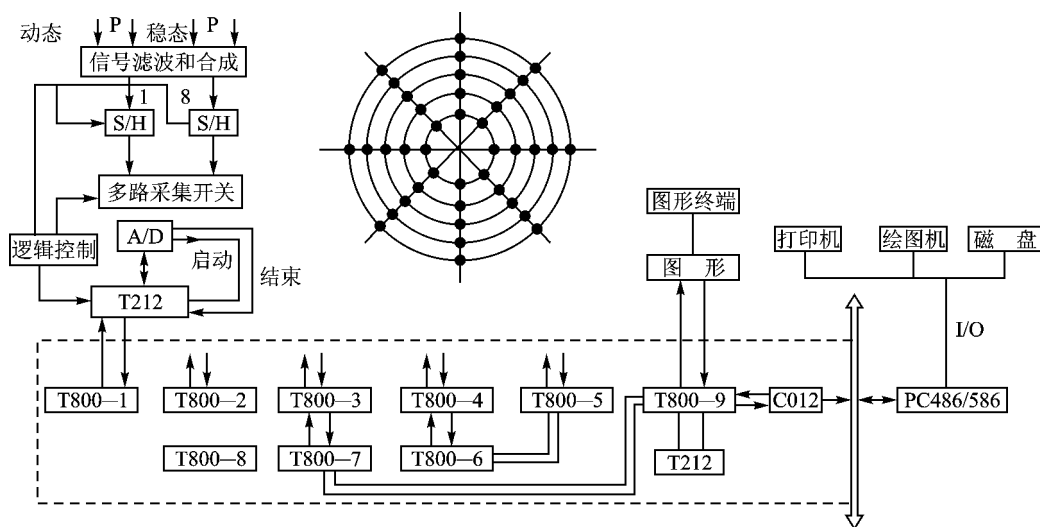


图 8-18 并行处理器 transputer 并行处理系统

T800 的基本性能为 32 位 CPU, T800-30 的指令处理能力为 15 MIPS。4K 片上快速存储器。

4 对双功串行通信链,可与其他 transputer 或外设交换信息。通信是点到点同步的且不需要缓冲,其信息传输率 120 位/s (T800-3)。

50 ns 的内部时钟,64 位浮点运算处理可实现单精度及双精度浮点运算,浮点部件受 CPU 控制,但和 CPU 并行处理,浮点运算速度 2.15 M。

32 位外部存储器接口 (EMI) 频带 26.6 M/s 或 40 M/s,可支持 DMA 数据传送。基于 transputer 网络的并行处理系统方案仍由数据采集子系统、畸变指数计算和数据处理子系统、主控管理子系统三部分组成。

数据采集前,需要对 48 点动/稳态感头输出的信号叠加合成及滤波。数据采集子系统由

6 个相同并行工作模块组成,每个模块负责一个靶环圆周上 8 个测点的数据采集,各模块中的 T800 负责完成 8 个测点的数据剔点、补点,以及畸变指数的部分计算工作,T212 的 16 位总线是实现 A/D 转换器的硬件接口。T212 的 EVENT 可完成对采样保持和模拟开关的控制。

畸变指数计算子系统仍是整个系统最重的环节,而 transputer 网络的拓扑形式,完全取决于畸变数据的处理方法及畸变指数的计算公式,针对不同的算法,可以任意调节网络的拓扑形式。PC586 用于系统的管理及图像处理,它作为用户与系统之间的工作界面,在 TDS 环境下,用户编辑使用 OCCAM 用户程序。图表终端可以显示动态和稳态压力图谱、畸变指数时间历程及压力时间历程。通常 T212 可控制绘图仪、打印机或磁盘机,完成输出打印,图谱曲线绘制和试验结果存储。

并行处理系统采用了集处理器、存储器、快速通信链路于一体的 transputer,极适合于具有高速高性能的数据处理系统,其性能明显优于 TMS320C25 多路单片机系统。采用全数字化并行处理技术,加上 64 位 RISC 技术 CPU 芯片是进行发动机非稳态过程研究的最佳测试系统。

8.2.2 发动机进口瞬态温度场测试系统

1. 试验装置

本节以吞烟产生的瞬态温度场试验说明其测试系统。

图 8-19 示出采用发烟装置模拟打弹吞烟中进口瞬态温度场的简图。进口温度场畸变状态由 L_1 、 L_2 位置变化及火药发生器所装的弹药量变化所决定。由于固体火药燃烧的不稳定性,使发动机进口温度产生畸变,即产生非稳态温度场。每次试验时的弹药量如表 8-4 所列。

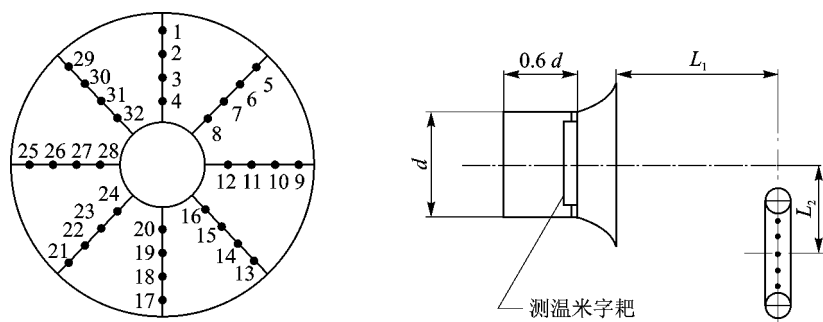


图 8-19 发烟装置安装位置和米字耙测点分布

测温米字耙直接安装于发动机前方进气道内,耙臂沿周向均布,每支耙臂上按等环面分布装有 4 支测温电偶,共 32 支。从发动机前视方向看,耙臂号及电偶标号沿顺时针方向标注。

2. 动态温度测试系统

动态测温系统采用镍铬-镍硅小惯性热电偶作为温度受感部,配备高频响、高精度的测试仪表。采用美国 PRESTON 高速数据采集系统,将米字耙上测温电偶感受的温度信号(电压值)经过滤波、放大以及 A/D 转换,用微机控制采集并存储下来,同时用两台磁带机记录模拟信号。整个动态温度测试系统框图如图 8-20 所示。

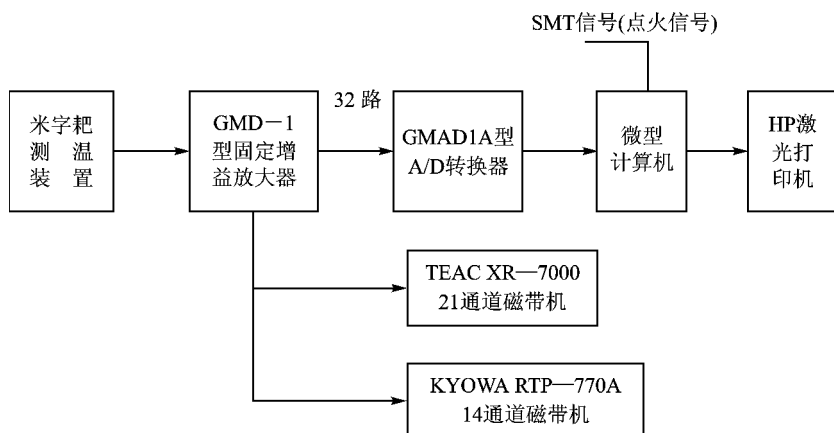


图 8-20 动态温度测试系统框图

GMD-1 型固定增益放大器具有 40 个通道,每个通道具有固定增益、固定带宽,精度为满量程的 $\pm 0.01\%$ 。GMAD1A-15B 型模/数转换器最高转换速率达 1 M 点/s,仪器精度为满量程的 $\pm 0.1\%$ 。使用微机程序控制 A/D 工作于遥控、顺序采集方式,对应于 32 点热电偶,每支电偶的采样频率即为 100 点/s 或 200 点/s。

同时测量火药点火信号 SMT、发动机喘振信号 CZ,单点瞬态温度 T_1 ,以判断一次喘振时进口温度瞬变场。

微机控制采集系统工作流程如图 8-21 所示。

测温数据要进行大气温度和零点修正,因为参考端温度 T_0 即为试验时现场的大气温度,应用中间温度定律并根据测温范围(30 ~ 250)内的线性方程转换成实际温度:

$$T(t)_{\text{实}} = T(t)_{\text{测}} + T_0 \quad (8-1)$$

由于零点误差,可进一步进行测点平均以修正测量值。

在应用热电偶作动态温度测量时,当气流温度 T_g 变化时,热电偶测量端 T_j 也将随着变化。由于热电偶本身具有热惯性,所以 T_j 变化不但在时间上会滞后于 T_g 的变化,在量值上也将偏离 T_g 。只考虑气流对测量端的对流换热和测量端的储热时,温度数据可作如下修正:

$$T_g = T_j + \tau \frac{dT_j}{dt} \quad (8-2)$$

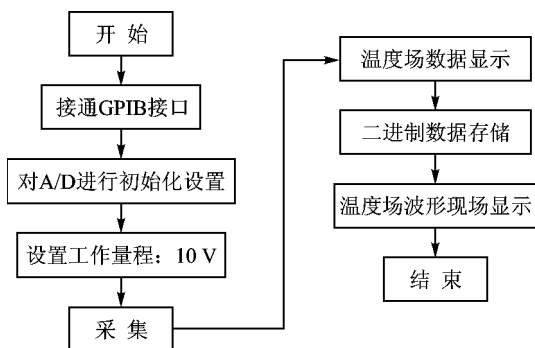


图 8-21 测温数据采集程序工作流程图

式中, dT_j/dt —— T_j 随时间的变化, $^{\circ}\text{C}/\text{s}$;

τ ——通过风洞实验确定的常数, 等于 0.03 s 。

由于采样间隔选为 10 ms 或 5 ms , 可采用下面简单等式求得:

$$\frac{dT_j}{dt} = \frac{T(t) - T(t-1)}{\Delta t}$$

则温度动态响应修正公式为

$$T(t)_{\text{修}} = T(t) + \tau \frac{T(t) - T(t-1)}{\Delta t} \quad (8-3)$$

温度场数据处理流程如图 8-22 所示。

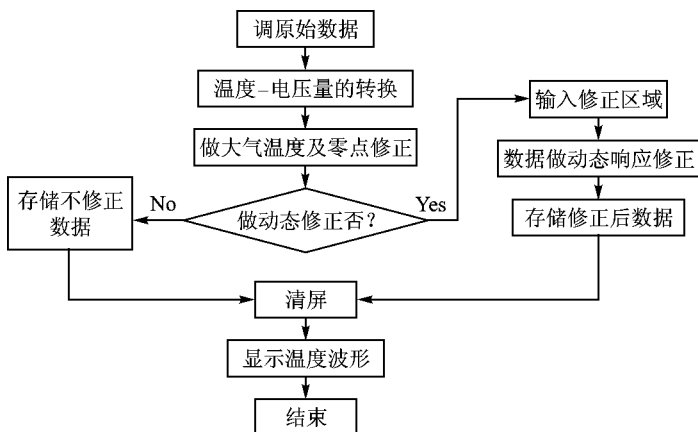


图 8-22 数据处理流程

3. 瞬态温度场测试结果

由下列参数表示热扰动参数：

① 最大平均温度温升 ΔT_{1cp}^* (°)。它是打弹过程中采集到的所有测点 (≤ 32 点) 数据的算术平均值 ΔT_{1cp}^* 中的最大平均温升值, 如图 8-23 所示。

② $\Delta \tau$ (s) 是指平均温度从开始进烟点到最高点的时间。

③ 热扰动温升率 $\dot{T}$, /s, 它表示为：

$$\dot{T} = (T_{1cp\max}^* - T_{1cp0}^*) / \Delta \tau \quad (8-4)$$

④ 热扰动畸变角 φ_{rop} , 应用米字耙上每支耙的平均温升 ΔT_{1cp}^* 周向分布图, 如图 8-24 所示, 对应大于 $\Delta T_{1cp\max}^*$ 的热区 φ_{rop} 即为某次打弹的热扰动畸变角。

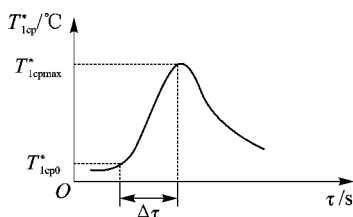


图 8-23 热扰动温升率

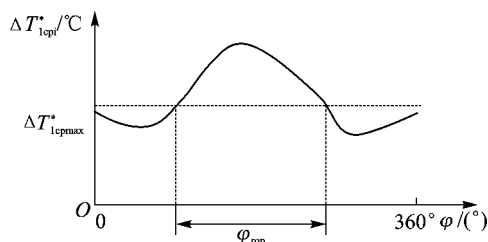


图 8-24 米字耙平均温升周向分布图

⑤ 相对温升值 δT^* (%), 按下列公式计算：

$$\delta T^* = \frac{(T_{1cp}^* + 273) - T_1^*}{T_1^*} \times 100\% = \frac{\Delta T_{1cp}^*}{T_0 + 273} \times 100\% \quad (8-5)$$

⑥ 吞烟过程中单点电偶感受所测最大温升值 $\Delta T_{1\max}$ 。

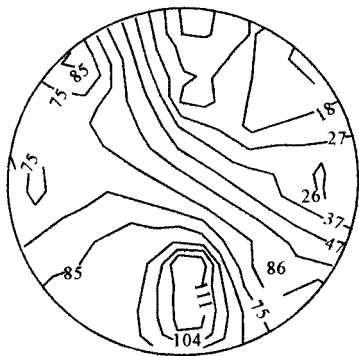
当发生喘振时, 以喘振信号器动作时刻作喘点时刻, 计算出：

- 喘点时刻的平均温升值 $\Delta T_{1\max}$ ；
- 喘点时刻的温升率 $\dot{T}_s = (T_{1cps}^* - T_{1cp0}^*) / \Delta \tau = \Delta T_{1cps}^* / \Delta \tau$ ；
- 喘点时刻单点电偶测温的最大值 $\Delta T_{1\max}$ ；
- 喘点时刻的热扰动畸变角 φ_{rops} 。

表 8-4 列出瞬态温度场及喘点温度场的测试结果统计。图 8-25 示出第 9 发弹进烟喘振前后 0.02 s 内每 0.005 s 的温度瞬变等温图。

表 8-4 瞬态温度场测试结果统计

打弹序号	发生器药量	发生器位置		T ₁ 温度采集点数	最大平均温升场数据分析						喘点时刻温度场				
		L ₁ /m	L ₂ /m		ΔT_{1cpmax}^* /	$\dot{T} / (\cdot s^{-1})$	ψ_{rop} / (°)	δT^* / (%)	ΔT_{1max} /	$\Delta \tau$ /s	SMT 距喘点时间/s	ΔT_{1cp}^* /	$\dot{T} / (\cdot s^{-1})$	ψ_{rop} / (°)	ΔT_{1max} /
5	0.2	4.450	0.0	19	125.95	1 317	138	44.3	288.00	0.08	0.16	108.39	8 779	136	255.69
7	0.4	6.665	0.7	30	150.57	2 160	180	52.5	257.77	0.07	0.33	149.48	2 502	160	257.77
8	0.4	6.665	0.7	29	146.05	2 304	176	50.7	260.64	0.06	0.36	145.20	2 748	230	260.64
9	0.5	6.665	0.7	29	277.88	7 079	217	97.5	408.09	0.06	0.23	189.68	5 571	143	350.89
10	0.5	6.665	0.7	29	222.03	4 959	175	77.9	595.47	0.045	0.28	92.42	2 339	158	270.51
11	0.6	6.665	0.7	29	186.55	3 390	171	65.5	285.43	0.055	0.27	122.03	2 438	211	212.79
12	0.8	7.365	0.7	29	244.62	4 910	152	86.7	374.76	0.050	0.23	162.65	4 088	193	303.89



8.3 发动机飞行试验自动化综合测试系统

在 6.6 节已详细论述了发动机飞行试验的主要内容、试验方法和典型试验例。本节将侧重于论述飞行试验测试系统,即是遥测、遥控技术及其数据采集系统。

飞行试验遥测地面站进行飞机飞行试验的全部数据采集、处理和分析。遥测地面站由遥测接收子系统、实时数据采集/处理子系统和主计算机子系统三大部分组成。下面将详细论述这些子系统,并概述遥测遥控的发展。

8.3.1 飞行试验遥测地面站 (FTTGS)

图 8-26 示出 FTTGS 系统结构框图。FTTGS 包括三大部分:

- SNEC 遥测接收子系统;
- 以 QVAD7 机箱为核心的实时数据采集/处理子系统,如图 8-27 所示;
- VAX4300 主计算机子系统。

遥测接收子系统从其 RTID 接收机输出信号送至实时数据采集/处理子系统 7735 码同步器的输入端,实时数据采集/处理子系统通过以太网和 DMA 接口与 VAX4300 主计算机子系统相连。

1. 遥测接收子系统

SNEC 遥测接收子系统包括 S 波段、直径 2 m 的自动跟踪天线 SPARTEII 和带组合器的 2 通道遥测接收机 RTID、全向天线、校准天线及监视/控制部件、带显示器的天线控制器、视频摄像机及其监视/控制部件和伺服功率放大器。

① SPARTEII 天线专用于飞行试验中心,它具有高的跟踪速度 ($\geq 30^\circ/\text{s}$)、瞄准精度 $\leq 0.1^\circ$ 和 100 km/h 风速下的正常工作能力。其主要技术指标为:

- 带宽 2 188 ~ 2 475 MHz (带一个带通滤波器);
- 增益 ≥ 29 dB;
- 射束宽度 4.5° (3 dB 时, $f = 2\ 300$ MHz);
- 天线行程 方位 $\pm 345^\circ$, 亦可 360° 连续, 俯仰 $-5^\circ \sim 90^\circ$;
- 速度 $\geq 30^\circ/\text{s}$ (俯仰和方位变化), 角加速度 $\geq 60^\circ/\text{s}^2$;
- 目标探测角 $\pm 4.5^\circ$;
- 瞄准精度 $\leq 1^\circ$ (自动跟踪方式), $\leq 1^\circ$ (人工定位方式);
- 反射器直径 2 m, 抛物面聚焦式;
- 抗风能力, 工作时 100 km/h 风速, 存放时 200 km/h 风速;

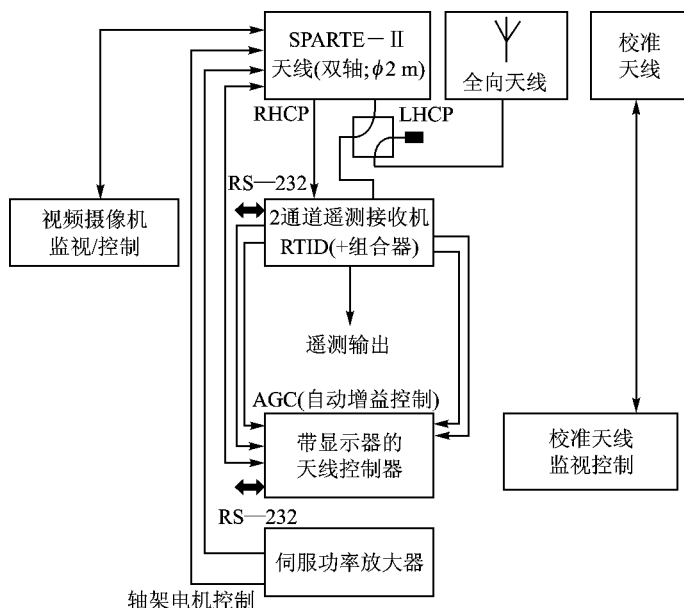


图 8-27 遥测接收子系统框图

- **作用距离** 在中频带宽为 3 MHz、接收机输出端信噪比 ≥ 12 dB 时，飞行高度为 10 km，作用距离 300 km；飞行高度 200 m，作用距离 70 km。

SPARTEII 天线的工作方式包括 等待方式（即准备转入其他任何一种方式的过渡方式）；位置控制方式（通过键盘输入俯仰位置和方位位置）速率控制方式；自动跟踪方式（通过来自反馈源的误差信号自动跟踪飞行目标）；自动捕获方式（当接收信号达到预先确定的捕获电平时，系统自动转换至自动跟踪方式）；同步从动方式（通过 RS-232/RS-422 串行线路传送数字命令进行这种方式，数据必须以 50 ms 的倍数为周期进行循环，例如将雷达的角度数据直接经 RS-232 串行线路送入 ACU（天线控制器），使遥测接收子系统从属于雷达，以同步从动方式工作）预置位置方式（通过前面板编程而预置 10 种方位和俯仰位置）位置存储方式（储存 90° 的仰角和 0° 的方位角）。

② 全向天线的主要技术规范为：

- 带宽 2 188 ~ 2 475 MHz；
- 天顶增益 ≥ 0 dB；
- 低噪声放大器增益 ≥ 30 dB；
- 作用距离（视频带宽 1 MHz，仰角 $90^\circ \pm 30^\circ$ 时） ≥ 20 km。

③ 天线控制器 ACU 安装在 19" 的遥测接收子系统主控制机架中，其用户接口包括：

- 一个高分辨率的 LED 显示屏幕（640 × 400 像素）；

- 一个键盘；
- 一个用于控制速率的操纵杆。

在 ACU 中,与 68881 运算协处理器配套使用的 68020 微处理器支持有关软件。其逻辑配置使 ACU 能够快速适应于用户所需的工作方式。伺服控制采用的是通用预测性命令算法。ACU 按模块方式设计,其后面板上安装了两个连接器模块,一个用于连接标准设备,另一个用于连接专用设备。

④ RTID 型接收机是一种为满足各飞行试验中心需要而设计的、模块化的、双通道遥测数据接收机。为了能用于无人遥测接收站,该接收机的设计已经使其控制、测试和监视功能完全计算机化。它包括一个前置检波的双分集组合器和一个专门用于控制/监视接收机功能的微处理器。

⑤ 校准天线的功能是测试 SPARTEII 天线和 RTID 接收机,它和一台固定频率的发射机配合工作,可通过地面接收站中的一个控制单元来选择右侧圆极化 (RHCP) 或左侧圆极化 (LHCP)。

2. 主计算机子系统

FTTGS 选用美国数字设备公司 (DEC) 的高性能小型机 VAX4300 作为主计算机。采用超大规模集成电路的 VAX4300 机是第四代 Micro VAX 系统的代表,最大 224 MB 的主存容量,最大 28 GB 的海量存储器容量和最高 11.3 MB/s (2 条 DSSI 总线为 8 MB/s,一条 Q 总线为 3.3 MB/s) 的 I/O 吞吐能力。

VAX4300 计算机的基本部件包括：

① 带 12 个 Q 总线插槽和 4 个海量存储器插槽的 BA440 机箱。

② KA670CPU 模块。该模块是配置了 3 个专用 10 MIPS RISC 处理器的单板模块,它包括如下芯片：

- 带 28 KB 一级高速缓存 (28 ns) 的 CMOSREX520 CPU 芯片；
- 浮点加速器；
- 128 KB 后备用高速缓存 (56 ns)；
- ECC 主存控制器；
- 存储器总线；
- 系统时钟；
- 2 个 DSSI (数字存储系统互联) 总线接口；
- 一个以太网接口；
- Q 总线接口；
- 控制台端口。

③ MS670 存储器模块。

④ DSSI 相容的 RF 系列磁盘。

⑤ H3604 控制台模块。

VAX4300 的基本系统机箱选用 3 个 RF 311SE 磁盘和 1 个 TK70 盒带驱动器的组合方式。

VAX4300 计算机经 KDA—50 磁盘控制器将 2 台 1.5 GB 和 RA92 磁盘连于 Q 总线,经以太网收发器 H4005 和 DEC 服务器 DS250 将 2 台 2000 LPM 的行式打印机 LP29 和 1 台 1023 绘图机连于 CPU 模块上的以太网适配器。经由以太网收发器 H4005 和 DEC 服务器 DS200 将 8 台 VT3400 + 彩色的图形终端连于以太网适配器;此外,将 2 台 CIPHER M9959 磁道—双密度的磁带机连于 Q 总线上,将一台 VT420 文本终端作为控制台终端连于控制台端口,VT420 本身带一台控制台打印机 LA75。

VAX4300 主计算机子系统和实时数据采集/处理子系统有两条连接通路。其中一条通过 DEC 的 16 位并行高速 DMA 接口 DRQ3B,以 2.4 MB/s 的速率使 VAX4300 的 Q 总线能够接收 QVAD 7 PPM 模块输出的数据;另一条通过以太网收发器 H4005 和以太网接口使 VAX4300 CPU 模块的以太网适配器和 QVAD7 的 SCM 模块以及 2 台 DEC5200 联网互传数据。

在 VAX4300 计算机上配置的软件包括:

- VMS/HANZI 操作系统;
- TCP/IP 网络支持软件;
- VAX FORTRAN 语言和 VAX C 语言。

3. 实时数据采集/处理子系统

实时数据采集/处理子系统以 DSI 的 QUAD7 为核心,包括与 QUAD7 各模块相连的 2 台 DSI7735 码同步器,2 台 HONEYWELL 101E 14 道模拟磁带记录器,3 台 670 MB 硬盘,1 台串行打印机,1 台 1230 数字式语音盒带机,1 台 CIPHERM995 双密度 (1 600/6 250 bpi) 的 9 磁道数字式磁带机以及 2 台 DEC5200 工作站,分别带有 RZ—55 硬盘、TZ30 盒带机和 RZ—55 硬盘、RX23 软盘。

① DSI7735 码同步器是世界上速率最高 (35 Mb/s) 的码同步器,它对所有各种代码完全可调 (10 b/s ~ 35 Mb/s 的码速率),整个范围内小于 1 dB 的误码率,采用 Viterbi 旋绕式编码器/解码器,在 35 Mb/s 码速率下的 3 dB 的门限。

② DEC5200 工作站是一台基于 RISC (精简指令集计算机) 技术的高性能、台面式图形工作站,操纵系统为 UNIX。其特点为:

- 通过高性能 CPU、I/O 和主存获得平衡性能;
- ACE 兼容的系统;
- 高速 64 KB 的指令通道和 64 KB 的数据通道;
- R3000/R3010 为 CPU/FPU 芯片组;
- 时钟频率 25 MHz;

- VAX 兼容的整数格式,IEEE 兼容的浮点格式;
- ECC 存储器 8 ~ 480 MB;
- ULTRIX 工作系统软件、ULTRIX 操作系统、C 语言编译程序以及 NFS 软件;
- 海量存储器容量,无盘约 18 GB;
- I/O 总线类型是 TURBO 93MB/s,VME (可选);
- 图形选件包括彩色帧缓冲器,2D 加速器,8 位面 3D,24 位面 3D 和高性能 24 位面 3D。

8.3.2 实时遥测数据采集/处理系统 (QUAD7)

QUAD7 是美国 DSI 公司的第四代遥测处理系统,它是一先进、高性能遥测数据采集/处理系统,采用了最新的设计技术和硬件/软件技术。

QUAD7 系统是一个能满足飞行试验当前和将来要求、灵活的、可扩充硬件和软件平台。QUAD7 的体系结构使用户能够对最初的系统配置和将来的升级扩展有各种各样的选择方案。QUAD7 是一个能够采集、处理和分配且并行数字、数字离散量和模拟量也在内的各种类型数据处理的综合系统。系统也提供在完成连续极限检验时模拟和监视数据流的能力。QUAD7 提供高速可编程的处理、数据库快速建立和动态数据库编辑。

1. QUAD7 系统的数据总线

QUAD7 系统硬件基于专用的数据总线 VI。有两种工作方式:

(1) VME 方式

该方式用于系统模块的初始化、建立、状态监视和生成本机模块中断。这种工作方式为非实时的。

(2) I 方式

这是 QUAD7 的实时方式,按广播通信协议工作。当 QUAD7 工作于实时状态时,I 方式允许收集信息和数据,并维持模块中的通信。I 方式总线事务处理按 20 MHz 的系统时钟同步,使得在 VI 总线上达到最大 40 MB/s 的数据传输速率。I 方式提供 32 位地址和 32 位数据。VI 总线的广播特性允许对 QUAD7 系统中所有模块同时访问标记/数据对。

VI 总线是一条 64 位的多路复用总线,包含一条工业标准的 64 线 VME 总线。VME 总线是一广泛使用的异步总线,其数据宽度为 8/16/32/64 位,地址空间为 4 GB/2⁶⁴B,最大传输能力为 40 MB/s (32 位) 80 MB/s (64 位)。VME 总线用于系统的建立和控制。VI 总线以多路复用方式传输实时数据。

2. 模块化分布式结构

QUAD7 是模块化分布式结构系统,它允许在任何时候增加采集、处理和输入模块以满足各种变化的需要。QUAD7 机箱有 20 个插槽,可插 20 个 QUAD7 模拟。QUAD7 模拟分内务操作模块和应用模块两种。SCM (系统控制模块) 和 DAT (数据库管理/门限模块) 是内务操作模块。其余模块为应用模块。除主机箱外还可增加一个扩充机箱,扩充机箱也有 20 个插槽。这两个机箱加在一起可插 36 个 QUAD7 模块。其中采集、处理和分配模块可按需要随意配置,剩下的 4 个插槽供内务操作总线扩充 (BEX) 模块使用。机箱包括电源、内部的 300 MB 或 670 MB (可选) 硬盘和 DSI 专有的 VI 数据总线。

3. 实时采集处理数据

① QUAD7 能按各种数据格式实时采集可达 20 个高速数据流,并对引入的数据实时完成极限检验、给数据打标记或完成附加处理。

② QUAD7 能实时完成数据库的编辑、建立、显示和操作。遥测分系统具有信息综合功能,支持几千个参数测量和多遥测通道测量。

③ QUAD7 可用于综合测试,提供高性能的处理和高速率的输入输出。它能在实时期间简化其他任务的数据,可以缩短数据处理周期。

④ QUAD7 提供带图像、菜单和窗口的操作员接口,使用户易于建立数据库、回放磁带、选择实时操作,开发图形和显示页面。

⑤ QUAD7 的数据库管理程序向用户提供一个“友好”的展开表以便为新试验数据生成数据库,这种特性可在工作站实时使用,或脱机时在主计算机使用。

⑥ QUAD7 的监视、显示和控制功能用当前的先进站,如 SUN、VAX、DEC 及 Apollo 等来实现。多个工作站经以太网直接连入 QUAD7 的主机箱。QUAD7 的多用户能力使各用户都能观察和改变参数并监视试验信息。操作员从工作站可访问整个系统和所有实时工具,包括磁盘、磁带和后停采集器。

⑦ QUAD7 的采集部分包括采集遥测 PCM 数据、模拟数据、FM 数据 (由外接鉴频器从 AIO 模拟输入)、并行数据和离散数据等多种类型数据。QUAD7 可通过多个 PCM 数据流,从试验飞行器的所有子系统 (机体、发动机和电子设备等) 接收 PCM 遥测数据,其处理部分可利用标准遥测库、飞行试验库、信号处理库和用户库。

存储 I/O 部分通过连接盘、带等外设,实时记录和回放所有合并数据以及实现多样性的 DMA 接口的连接。除串行端口和并行端口外,SCM 模块还向内部系统盘和后备带提供 SCSI 接口。

4. QUAD7 系统的硬件说明

QUAD7 系统的硬件包括建立/控制、采集、处理、模拟、存储 I/O 和时间处理/合并 6 个部分。

(1) 建立/控制部分

该部分包括 SCM 模块(系统控制模块)、DAT 模块(数据库管理/报警门限模块)、VIA 模块(VME 信息适配器或 VI 总线适配器模块和可经以太网连至系统的各 X 终端和彩色图形工作站)。

① SCM 模块是一个用于 UNIX 系统 V 编程环境的全功能硬件平台。除提供编程环境外, SCM 建立整个系统、监视系统的性能和工作。所有的操作员接口程序和显示进程都在 SCM 模块上运行。在数据采集期间, SCM 接收输入的标记/数据对供图形工作站进行显示。

SCM 模块配备一个以太网 IEEE802.3 串行接口, 一个 MOTOROLA 68030 微处理器, 一个 68882 浮点加速器, 一个以太网控制器, 一个带 DMA 控制器的 SCSI 接口, 一个 Centronics 并行端口, 两个用于打印机的 RS-232 端口和一个控制台 RS-232 端口。SCM 模块支持软盘驱动器和硬盘驱动器。它还提供一个电池后备的实时时钟并支持 64 KB 电编程的只读存储器 (EPROM)。

SCM 从盘读出数据库的一份拷贝并将其写入 DAT 模块。SCM 通过 68030 微处理器建立所有连在 VI 总线上的模块的工作并监控它们的状态。SCM 驱动与之连接的所有作实时显示的彩色图形工作站。SCM 也处理驻留在 DAT 模块上的数据库的调用和管理。实时显示由 DAT 控制, 由共享存储器将数据写入 SCM, SCM 只负责对其进行显示。

② DAT 模块专门用于数据库管理。该模块能在几秒内卸载一个大数据库, 并允许动态地编辑数据库而不影响数据流通过系统。DAT 提供 32 000 个参数的数据库所用的存储器。DAT 对 QUAD7 提供一组服务, 包括:

- 并行裁决的 VI 总线的管理;
- 数据库(工作拷贝)的管理;
- 实时显示的推进(当前值表和连续数据采样);
- 报警管理。

裁决功能提供 20 MHz 的系统时钟并按并行前视方式裁决 VI 总线的请求以便为优先级最高模块的当前需要分配 100 ns 的时间。

DAT 利用其 AMD 29000 RISC 处理器和 8 MB 的动态随机存取存储器 (DRAM) 来处理越限报警并以连续数据采样或当前值表的形式提供数据。29000 处理器有一个 VME 主接口, 用以将连续数据采样和当前值表数据写入 SCM 模块的共享存储区, 以便 SCM 的显示处理器以后进行显示。

③ VIA 模块将 6 单位的 VME 设计转换为 QUAD7 的 9 单位的模块结构。它是 VME 模块和 VI 总线之间的解释器,即将 VME 模块纳入 QUAD7 系统。VIA 包括一个用于 VI 总线的高速数据流并行裁决接口和一个用于主 VME 模块的标准串行裁决接口。VIA 可通过交互方式编程以采集一个或多个在总线上流过的标记 (TAGS) 并将其送至主模块。主模块可利用 VIA 从接口在 VI 总线上输出标记/数据对。

(2) 采集部分

QUAD7 的采集部分包括 PCM 模块、AIO 模块、DIO 模块、PPM 模块和 TST 模块,SCM 模块以及 P53 (PCM1553) 模块和 M53 (MILSTD1553) 模块等 8 种模块。

① PCM (脉码调制) 模块又称子帧/全帧同步器模块或分路器模块。它能对所有帧格式以及速率为 20 Mb/s 的异步嵌入格式进行分路,其分路速率最高可达 35 Mb/s。系统中可容纳多个 PCM 模块。PCM 提供多种格式,诸如时钟极性、每字的位数、每个子帧的字数、12 位至 64 位的子帧同步字长度、4~32 位的数据字长度、数据极性以及允许的误码数等功能均可编程。PCM 模块接收外接 PCM 码同步器的数据和时钟,完成串行数据帧同步、字同步,并输出用户指定的已标志数据。

② AIO (模拟输入/输出) 模块是一高性能、多通道的 A/D 转换器 (ADC) 和 A/D 转换器 (DAC) 模块。AIO 包括 16 个通道的 ADC 和 ACD,其分辨率均为 12 位。AIO 总输入速率为 1.6 MSPS,该模块包括 16 个计数器。QUAD7 通过 AIO 与外部鉴频器相连可接收 FM 数据。

③ DIO 模块 (数字输入/输出) 通过其 I/O 模块接收差动数据或单端数据。数据随后送至主模块的采样寄存器并由采样寄存器送至 FIFO'S 栈。数据按在一个计数器中预置的采样并提交 QUAD7 的 VI 总线。输入数据由 QUAD7 分配标记,也可由操作员分配标记。DIO 模块提供数字数据的离散输入采样以及数字输出端口。输出端口也可用作数据选通。DIO 接口模块向制造系统提供接口。

DIO 模块包含 RS-422 输入/输出,32 位离散或并行数字输入,1 位数字输出。

④ PPM 模块 (并行端口模块) 为 QUAD7 系统提供完全并行、可编程输入或输出、高速 TTL 或可选阻抗/电平的端口以连接当前通用的机箱和/或 DMA 通道至主计算机。PPM 的目的是为 QUAD7 系统的外接设备提供一个实时途径或者将这些设备组合到遥测地面站中。PPM 提供的数据速率达 5 MW/s。

PPM 模块提供 48 位输入或输出信息,信息可以是标高/数据对,也可以是单一的数据。单个 PPM 模块可作输入,可作输出,不可兼顾两者。

输入方式有 48 位差动输入、48 位 TTL 输入 输出有 3 个 16 位 TTL 端口中的任一个和数据对准的帧同步信号,48 位高电流 TTL 输出端的被选标记/数据对,16 位单总线相容端口的被选标记/数据对 (16 位标记 + 32 位数据),用于状态/报警条件下的 18 个独立的继电器闭路。

⑤ TST (磁带搜索/时间) 模块包括搜索记录器磁带和时码发生器/译码器两部分。时码发生器输出时码和慢码,时码译码器则接收并译出时码。

⑥ SCM 模块 (系统控制模块) 通过以太网 (TCP/IP)、SCSI 接口、并行端口、RS-232 端口以及一般串行端口和外界进行 I/O 通信。

⑦ M53 (MIL-STD1553) 模块接收一个 MIL-STD1553B 数据流并重建所有命令/消息/状态序列。单独一个 M53 模块管理一条双余度的 MIL-STD1553B 数据总线。为了开发复杂的大型数据库,M53 模块提供了 64 000 个独特的标记/识别符,即相应数据库至多可包含 64 K 参数。

M53 模块能对 1553 总线进行监视,它从该数据总线“监听”全部信息,随后收集所有数据。在 QUAD7 系统中,所有与双余度 MIL-STD1553B 总线有关的命令/消息/状态序列皆可被监视、重建、处理、存档和显示。M53 模块一般用于军用飞机/发动机的地面试验,其主要用途是收集用于存档的数据或用作监视终端以检查系统或子系统的状态和工作方式。M53 模块又称为 MIL-STD1553 总线监视器模块。

⑧ P53 模块 (PCM MIL-STD1553 分路模块) 是一个为增强现有 PCM 分路器功能而开发的模块。引用数字信号处理器 (DSP) 增强分路功能。P53 模块接收/分路一个按 PCM 方式编码的数据流并重建在 MIL-STD1553B 总线上流过的所有命令/消息/状态序列以及提供总线误码信息和定时信息。一个 P53 模块最多可同时管理 8 路双余度 PCM MIL-STD1553B 数据总线。P53 模块提供 64 K 独特的标记/识别符,以建立 64 K 参数的数据库。

P53 模块能够监视 1553 总线。在 QUAD7 系统中可监视、重建、处理、存档和显示与 MIL-STD1553B 总线所有 16 条总线有关的全部命令/消息/状态序列。P53 模块的主要用途是收集用于存档的数据或用作监视终端以检查系统或子系统的状态和工作方式。

QUAD7 系统支持对独立的和嵌入的两种 PCM MIL-STD1553B 总线数据的处理。独立数据流的分块利用单一的 P53 模块。嵌入数据流的分块利用一个 PCM 模块对主嵌入的数据流分路,再另用一个 P53 模块对嵌入的数据流分路。图 8-28 示出 PCM 模块和 P53 模块共同在串联方式下工作。

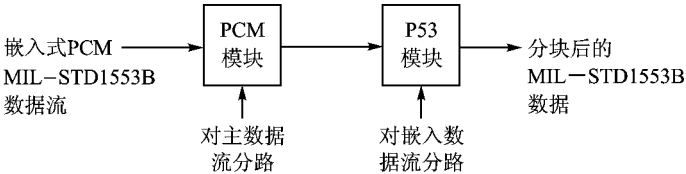


图 8-28 嵌入式 PCM MIL-STD1553B 数据流的分块

(3) 处理部分

QUAD7 系统的处理部分只包括 APM—II (算法处理器模块—II) 一个模块。APM—II 以高达 1 MW/s 的吞吐率执行用户编程的算法。APM—II 采用 C 语言编程,使用标准 UNIX System V 编程工具可将用户开发的用于信号处理和飞行试验的专用算法插入原算法库。

APM—II 模块使用四个软件模块:驱动程序、卸载程序、程序库管理程序和操作员接口程序。

当系统通电时,在 APM—II 模块上完成初始化。在其 VIA 模块中的向量表被清除,执行程序卸载到 APM—II 的 RAM。然后应算法处理的要求检验数据库。

算法库中的每种算法包括:

- 定义 包括输入和输出;
- 源码 按 C 语言编写,带特定的进入点和退出点;
- 建立屏幕 包括菜单和操作数;
- 试验情况 显示输入/输出实例以检验其操作。

在 APM—II 模块中,采用了一对 MOTOROLA 68040 高速处理器,使该模块具有 40 MIPS 和 7 MFLOPS 的能力。每个处理器可配 4 或 16 MB 的动态随机存取存储器 (DRAM),双处理器的 APM—II 模块最大可配 32 MB 的 DRAM。如果需要特强的处理能力,可在 QUAD7 机箱中插入多个 APM—II 模块,这样 QUAD7 的处理能力就会直线上升。

APM—II 处理数制转换、数据压缩算法、工程单位 (EU) 转换、连接成字和将字拆开各种任务以及导出参数。

(4) 模拟部分

QUAD7 的模拟部分只包括 SIM (模拟器) 一个模块。SIM 模拟能力用于检测系统和培训操作人员。SIM 模拟所有类型的 PCM 码,并以 10 b/s ~ 20 Mb/s 的数据速率串行地输出它们。SIM 可生成进入 PCM 数据流中任何可选的方波、正弦波、三角波和用户定义的其他波形。SIM 提供对可变字长、可变帧长、可编程帧同步码组和多格式的模拟。SIM 可由 DEC5200 工作站通过以太网端口全面编程。其编程软件是展开表式的参数编辑程序。

SIM 模块提供三种数据输出:

- 串行编码输出,用于同外接的码同步器相连;
- 串行 NRZ—L 输出,带相关时钟串行输出可由 SIM 模块得到并可送至 PCM 分路模块供测试之用;
- 并行输出,也可以从 SIM 模块得到并可送至 PPM 模块供测试之用。

SIM 模块包括一个带 VI 适配器的 V68/32 VME 模块和一个模拟器输入/输出模块组成。前者有一个主处理器 68020、一个协处理器 68881 和 1 MB 或 4 MB 的 RAM 存储器。

(5) 存储 I/O 部分

QUAD7 的存储 I/O 部分为系统提供各种各样的数据存储和输入/输出能力。这些能力体现于磁盘控制器、磁带控制器、DMA 控制器、并行端口标记/数据输入/输出、各种串/并行打印机和单色/彩色绘图输出,它们用于实时报告、记录以及事后处理和重放。

磁盘和磁带装置可实时读写。这样就可将当前输入的数据同以前记录的试验数据或典型的数据加以比较,以确定整个飞行的分布曲线及被试验的飞机/发动机处于什么工作状态。时间历程图也能在任一时间段内完成。在任一给定的自动或手动重放的时间中,至多可设置 16 个时间段。

QUAD7 的 DCM 模块(磁盘控制器模块)管理存档用的主要存储器。它实时处理遥测数据的 SCSI 的输入/输出。每个 DCM 模块支持 1~8 个磁盘驱动器,每个驱动器可带 1.2 GB 的盘,总共 9.6 GB 的磁盘容量。DCM 模块使操作人员能够初始化、启动、停止和响应外接的 SCSI 硬盘。

DCM 模块由一个带 VI 适配器的当前通用的 V68/32VME 模块和一个 DCM I/O 模块组成。

DTC(数字式磁带控制器)模块使用 CPU 和标准 SCSI 接口来控制 9 道磁带机。SCSI 接口在外接的 9 道磁带机上提供双向读/写功能。DTC 使用户能够按可选的速率,在编程的时间段中重放特定的参数。DTC 模块允许操作人员初始化、启动、停止和响应外接的 SCSI 9 道数字化磁带驱动器。

(6) 时间处理/合并部分

该部分只包括 TST(磁带搜索/时间)模块。

在一个飞行试验系统中,时间的处理通常需要译出和生成各种格式的时间代码。时间常常嵌入在 PCM 数据流中且必须用于事后处理、回放检验或从磁盘向磁带转录数据。常常需要给数据打上分辨率为 $1\ \mu\text{s}$ 的时标。要求控制磁带装置快速搜索所选的时间段,以回放所需的测试点数据。QUAD7 提供全面的时间管理和控制能力,包括磁带的搜索和控制。多个 TST 模块可用于单个系统中,以处理同时输入的时间各异的多个数据流。

TST 模块在 QUAD7 系统中提供 IRIGA、B、G 格式的时间生成和译码并生成慢码输出至条状图形记录仪。TST 模块也控制模拟磁带记录器的记录、重放、快进和反走等,以自动或手动方式寻找所选定的 16 个时间段并回放磁带上的相应数据。

TST 模块使系统时间保持 $1\ \mu\text{s}$ 的分辨率。QUAD7 管理多个遥测数据流的相互作用并对它们进行分析。TST 维持一个实时时钟并建立所有事件与它的关系。TST 还能够使 QUAD7 同步于一个外来的 IRIG 时间或一个嵌入输入数据流的 IRIG 时间。当采集(数据)/生成(时码)时,时间和数据在 64 位宽的 VI 总线上合并。

当回放记录数据时,TST 模块提供磁带搜索和控制功能。

当在主模块上设置时间,时码发生器便 20 MHz 的温控晶体振荡器生成精确至 1 μ s 的时间。时码译码器具有相位锁定于精确外部时间或磁带装置的两种跟踪方式。TST 输出 30 位 BCD 码组成的大时间和 20 位二进制码组成的小时间。可输出任一种时间或两种时间。

TST 模块包含一个 RS—232C 接口以便远程控制各种计测用磁带装置。该接口传送控制启动/停止、正行/反走、搜索和穿梭工作的磁带装置命令。原始数据的时间标记可跟在该数据后面进行各种各样的处理。来自多个同时工作的数据源的嵌入时间可同时在 QUAD7 中合并在一起,嵌入时间是插入到输入的 PCM 数据流中的时间数据。打时间标记是逐个数据流依序进行的。

5. QUAD7 系统的软件与实时显示

(1) QUAD7 系统的软件

QUAD7 系统的软件采用 UNIX System V 操作系统,图形软件是 X—Windows,以太网采用标准的 TCP/IP 协议。软件采用标准的 C 语言编写。各种算法主要来自标准的 FPSML (浮点系统数字库)和爱德华空军基地 (Edwards AFB) 的标准 UFTASL (相同飞行试验分析系统库)。

QUAD7 系统的软件分为四级 高级、应用级、核心级和硬件级,其框图如图 8—29 所示。

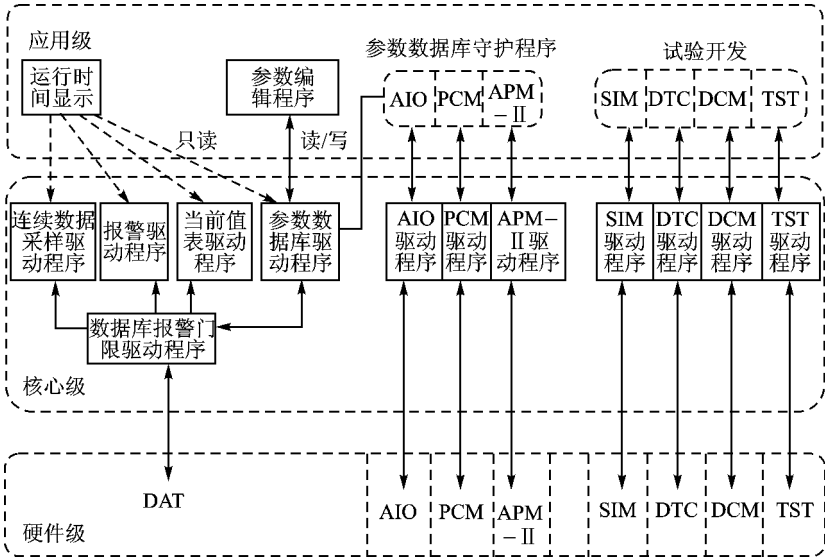


图 8—29 QUAD7 系统软件框图

① 高级软件提供了一个通用、便携和广泛兼容的工作软件基础及对用户友好的接口。它

包括：

- UNIX System V3.1 驻留在 SCM 模块和系统盘、带有以太网、媒介字/流和共享存储器特性；
- X—Windows × 10.4 驻留在 SCM 模块和系统盘；
- UNIX 驻留在 DEC 工作站带有以太网 ICP/IP 或其他工作站的 UNIX 版本；
- X—Windows × 10.4 驻留在工作站，服务程序进程用；
- C 语言编译程序 带汇编程序、连接程序、加载程序和软件工具，它们全部驻流在 SCM 模块上，用于开发系统软件和应用软件。

② 应用级软件用于编辑 RTD (运行时间显示) 的展开表屏幕和开发专用试验的试验开发接口。它包括 运行时间显示程序 参数编辑程序 参数数据库守护程序和用于每个模块试验开发接口的控制程序。

③ 核心级软件是低级软件，用以将应用级软件连接到硬件级软件，它为每个主要系统功能和/或模块提供驱动程序接口。核心级软件包括：

- 连续数据采集驱动程序；
- 报警驱动程序；
- 参数数据库驱动程序；
- 所有模块的驱动程序；
- 数据库/报警门限驱动程序。

④ 硬件级软件是该机的在板执行程序或位于专用模块上的工作软件。该级软件经由驱动程序连至应用级软件。

除上述软件外，QUAD7 系统还有三个应用处理/压缩软件库(算法库) 遥测库、信号处理库和飞行试验库。这些软件库是为遥测、飞行试验和通信应用而剪裁和编写的软件，其用途是通过高性能的浮点运算对数据进行实时处理和压缩。

QUAD7 系统的软件还管理文件系统，诸如所有飞行器/发动机、飞行试验和系统资源的显示文件，校准文件，诊断程序，实用程序和软件工具。QUAD7 软件的总量为 17 ~ 25 MB。

(2) QUAD7 的实时显示

QUAD7 的实时显示及时提供试验飞机/发动机/机载设备等的安全的主要信息并连续反映出实际性能和期望结果的比较情况，并以高度真实的更新速率显示试验进程。所有显示都可按各个用户的需求而定制。显示一旦改变颜色，就预示即将发生危险或出现故障条件。屏幕编程可使显示逐组地改变，以便能有效地找到有潜在问题的区域。屏幕信息可在飞行中由一台全彩色的打印机印出。操作人员可建立显示页面、窗口、图像和图形等。可建立的显示页面包括：

- 时间历程绘图；
- 交叉绘图；

- 状态面板 (每个面板 36 个参数) ;
- 颤振试验 ;
- 快速傅里叶变换 (FFT) ;
- 报警页面 ;
- 算法编程 ;
- 系统建立 ;
- 地形图 (三维) ;
- 飞行器图像 (高度指示) ;
- 棒状图形。
- 直方图 ;
- 条状图形 ;
- 模态 / 谐波分析 ;
- 功率谱密度 (PSD) ;
- 数据页面 ;
- 报告 ;
- 数据库生成 / 编辑 ;
- 模拟 / 数字仪表 ;
- 模拟地平仪 (高度) ;
- 数据页面 (移动的时间相关图) ;

系统对每个参数提供四种极限 : 最大临界值、最大警告值、最小临界值和最小警告值。警告点在信号显示由绿变黄的地方,而临界点在由黄变红处,且随后转换成打上精确至 $1\ \mu\text{s}$ 时标的警报。

当前值连同当前时间显示在屏幕底部。至多同时有 6 个参数的当前值。右下方的棒状图形包含名称和基于存入数据库中的高低临界值的全标度的百分数。右上方的表格至多占 $1/4$ 屏幕的 60 个参数的名称、当前值和单位。整个屏幕显示 240 个参数,所有显示均有三种颜色的极限情况。

QUAD7 系统提供完全可编程的状态显示面板。该面板可显示系统中的所有帧同步器的当前状态,并指示“锁定”和“检验”或搜索条件。该面板也可用于显示临界数据。显示的正方形用颜色编码以指明数据的极限检查条件。绿色表示限内,黄色表示警告,红色表示越限。

源于输入数据流的任一组合的任何参数,如 PCM 数据,模拟数据,数字数据,离散数据等,都可以组合成单一显示或多个显示。

6. QUAD7 系统的特点

QUAD7 系统的主要特点包括 :

- ① 采用模块化的分布式结构,前端子系统高度智能化。
- ② 共有 36 个插槽,是一超大型的综合式遥测地面系统,可处理 7 000 个参数以上,可实时数据处理、事后数据处理和终处理。
- ③ 采用标准 VME 总线、SCSI 接口,采用了 RISC 技术 (精简指令集计算机),软件充分开放。
- ④ 极强的分路和格式能力 ;PCM 模块的最高工作速率可达 $35\ \text{Mb/s}$ 软件可支持 20 个数据流 能同时与多台工作站和主机联网。
- ⑤ 用户可编程、可扩充实时处理 大的算法库、遥测库和试验库 ;多信号实时采集回收。

8.3.3 VTR—100 可视遥测系统

VTR—100 是一种 PC 微机遥测系统,它是由 Loral 仪器公司 20 世纪 90 年代初开发的遥测站。该站应用 DOS 及 Windows 等系统软件。VTR—100 系统名为可视遥测系统。全系统的方框图如图 8—30 所示。

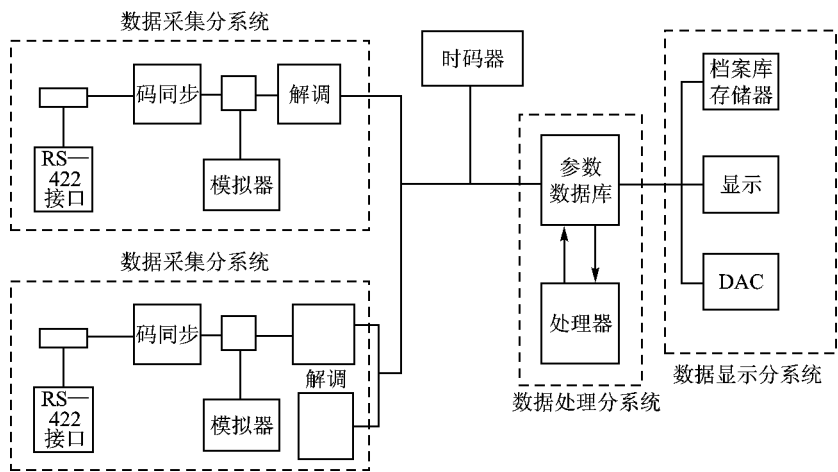


图 8-30 VTR—100 系统方框图

VTR—100 系统包括两个数据采集分系统、数据处理分系统和数据显示分系统。采集分系统主要由 RS—422 接口、码同步器、模拟器和解调器组成。处理分系统包括参数数据库和处理器。显示分系统由 DAC 输出屏、档案库存储器等组成。

遥测数据处理器是实时处理的,可进行过限检验、数据压缩、工程单位转换、诱导参数计算和快速傅里叶变换等。用户根据自己要求可设置特殊处理程序。

采用 PC 微机的遥测系统包括系统设置软件、硬件设置软件、分析软件、显示软件、外设记录软件和硬盘软件等。

该系统的信息采集、分析处理和显示等部分均基于 Windows 系统软件的 PC 机、参数数据库、实时处理算法等均由简单操作通过图形在屏幕上显示。该系统可用于飞机测试,卫星监视和模拟靶场测试等场合。VTR—100 具有极强的显示功能,操作简单,可以支持其他厂家所使用的软件,有快速故障诊断的功能。

VTR—100 系统是一个双数据流系统。使用 PC 微机,用 ISA 总线,16 位,8.6 MHz 钟频。RAM(随机存取存储器)为 4 MB,也可选用 8 MB。硬盘为 120 MB,也可选用 200 MB。

解调器、模拟器为一块板,10 兆码/秒。码同步为一块 15 兆码/秒。IRIG 时间码为一块

板。数模转换亦为一块板。归档速率 1~3 兆码/秒。为实时显示,设有工程单位 4 阶转换、过限告警等处理功能。

这种遥测系统之所以称为可视遥测系统,关键是它的软件,它的数据采集、分析显示软件均是以 Windows 为基础的软件。可清楚地观察整个遥测系统,这对用户使用十分方便,而对操作人员的要求又不高。

微机遥测系统价格比较便宜,是最有吸收力之处,适用于要求不太高的飞机试验。

8.3.4 国内典型飞行试验采集系统

下面以 Y19—1 飞机飞行试验采集系统为例,概述国内飞行试验数据采集和处理系统。

1. 系统组成及工作原理

该采集系统采用容量为 256 Mb 的固态存储卡为飞行试验采集数据的存储设备。在一架次飞行试验后,在短时间内更换固态存储卡就可继续进行飞行试验。

系统由机载设备、飞行前外场地面检测仪和地面数据处理站组成。机载设备由无人工干预固态记录可编程采集编码器和飞行动作控制盒组成。地面检测仪由笔记本电脑及其扩展箱和固态存储器写/读/擦扩展板及多种软件组成。地面数据处理站由台式电脑和固态存储器写/读/擦扩展板及多种数据处理支持软件组成。Y19—1 系统框图如图 8-31 所示。

① 飞行动作控制盒装于飞行员座位的侧前方,用专用电缆与固态记录采集编码器相连。飞行员操作面板上的按键实现机载设备和存储卡的供断电及飞行动作通道的递增或 0 输入。

② 固态记录可编程采集编码器有两种工作状态:当输入插座插入与笔记本电脑串口相接的插头时,它处于系统自测、加载采集参数、传感器标定状态;当拔掉输入插座上的插头时,它处于飞行状态,此时,根据加载的参数采集模拟量和数字量,接收 ARINC429 数据,形成并行 PCM 数据流依次写入固态存储器中。

③ 飞行试验后,拔出已写数据的固态存储卡,经专用电缆接到外场地面检查测试仪中扩展箱的存储器写/读/擦扩展板上,在专用软件支持下,可读出固态存储卡中的已录数据,或将读出的数据转存入(拷贝)另一固态存储卡或硬盘中,或直接送到数据处理站进行数据处理。

④ 数据处理站的台式电脑支持固态存储卡的写/读/擦操作,并配有数据处理软件,即预处理软件和二次接口软件。在预处理软件支持下,按时间选择路参数或按飞行动作选择路参数,并可打印所选的参数的原码值或工程量,并绘制曲线。在二次接口软件支持下,可按时间或飞行动作将原码值文件转换成十进制数值文件或数据库文件。

2. 固态记录采集编码器的组成及其各板卡的功能

据图 8-31,固态记录采集编码器由 16 块板卡组成,除 DC/DC 变换卡 1 和卡 2 以外,其他

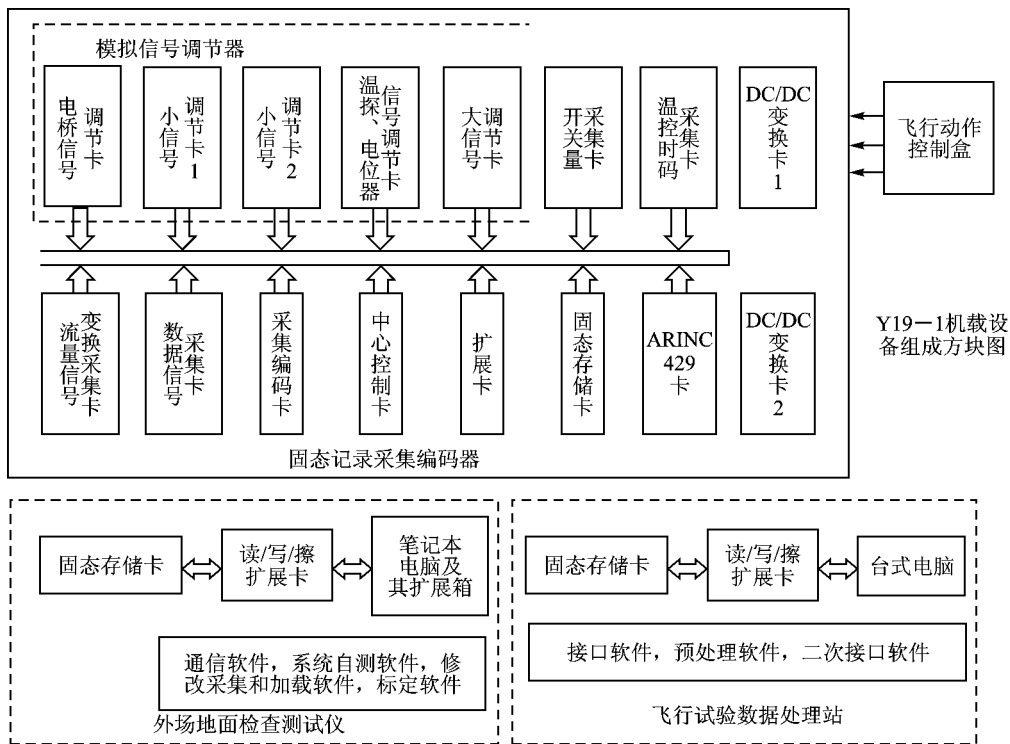


图 8-31 Y19-1 飞行试验数据采集系统

14 块板卡以总线方式连接。该编码器由模拟信号调节器、流量信号变换采集卡、数字信号采集卡、温控时码采集卡、中心控制卡、采集编码卡、ARINC429 信号接收卡、扩展卡和固态存储卡以及 DC/DC 变换卡组成。

表 8-5 列出模拟信号调节卡的功能。各模拟信号调节卡装有多路器 AD7501, 在中心控制卡发出的控制信号作用下产生 $PAM_x, x = 1, 2, \dots, 7$ 。这些信号与流量信号采集卡输出的 PAM_i 和采集编码卡产生的基准电压 PAM_r 一起加到系统多路器上, 产生 PAM_s 。 PAM_s 信号加到主放大器的输入端。该机选用 AD526 可编程放大器, 其增益为 1、2、4、8、16。其增益误差为 0.01% ~ 0.02%。可编程增益放大器的输出接至模拟信号编码器件 AD572 的输入端。AD572 接成输入 $\pm 5\text{ V}$ 的编码状态。

表 8-5 各模拟信号调节卡的功能

序 号	调节卡名	调节路数	输入信号特性	各路信号增益	系统实现可编程增益
1	电桥信号调节卡	8	采编器供稳定桥压,电桥输出电阻为 $250 \sim 1\,000\ \Omega$	20	320,160,80,40,20
2	小信号调节卡 1.2	12	双端差分直流,由幅度为 $0 \sim 50\ \text{mV}$ 或 $-25 \sim +25\ \text{mV}$	20	320,160,80,40,20
3	电位器信号调节卡	8	采编器供直流电压,电位器全量程电阻为 $500\ \Omega \sim 1.5\ \text{k}\Omega$	1	1
4	温控信号调节卡	4	零度电阻值为 $300\ \Omega$,一路	1.666 7	13.330,6.667,3.333,1.667
			零度电阻值为 $100\ \Omega$,三路	5	40,20,10,5
5	大信号调节卡	16	单端直流信号幅值 $0 \sim 5\ \text{V}$ 或 $-2.5 \sim +2.5\ \text{V}$	1	1

各数字信号采集卡的功能如表 8-6 所列。4 路流量信号将流量频率信号经 f/V 变换器转换成直流电压供采编。数据处理时,根据码子的权值,转换成频率,从而确定流量的频率值。2 路 $0 \sim 50\ \text{Hz}$ 转速采用测周法测量;2 路 $0 \sim 11\ \text{kHz}$ 转速采用测频法测量;慢脉冲油耗和快脉冲油耗采用计数法测量。2 路两个开关之间的延时和 2 路脉冲宽度采用测宽法测量。这些测量字、ARINC429 接收字、开关量字、并行字、并行字 2 连同模拟信号采集字均挂接到数据总线上。流量、转速和油耗信号都进行光耦隔离。

3. 固态记录采集编码器和地面检测仪特点

① 系统采用固态存储卡对采集系统所采集的各通道数据和 ARINC429 数据实现最终记录。每架次飞行试验后,更换一卡即可继续飞行试验,方便、可靠。配有的扩展板、软件可供用户选择,以便有效地获取试验数据。

② 系统的模拟信号调节器和采集系统适用采编,模拟大、小信号的采编精度均达到 10。系统可对模拟信号和数字信号进行采集。

③ 固态记录采集编码器具有无人工干预、可编程的特点。作为一个封闭系统,系统测试和工作参数的设置均由检测仪通过 RS-232 接口与其通信完成。中心控制卡的 CPU 将用户在地面检测仪上设置好的路采样率、ARINC429 信号传输速率、流量信号上限频率、通道使用设置及通道增益等编程参数写入 $E^2\text{PROM}$ 中。由于 $E^2\text{PROM}$ 断电后数据不丢失,它的内容便作为固态记录采集编码对各通道的采集依据。当固态记录采集编码器进入飞行状态时,CPU 不断读取 $E^2\text{PROM}$ 中的有关参数,依次对各通道数据进行采集,并依次写入固态存储卡。因此,在飞行前,用户只需操作检测仪的笔记本电脑即可完成对采编器的设置。

表 8-6 各数字信号采集卡的功能

序 号	采集卡名	路 数	输入信号特性	输入信号幅值	输 出
1	流量信号	4	频率范围 0 ~ 500 Hz ;0 ~ 1 000 Hz ;0 ~ 2 000 Hz ;0 ~ 3 000 Hz,可编程,输入/输出光耦隔离	20 mV~30 V 正弦波	f/V 变换器输出 直流电压
2	数字信号 (转速信号 1)	2	频率 0 ~ 50 Hz 输入/输出光耦隔离	$\pm 2 \sim \pm 20$ V 正弦波	测周字
3	数字信号 (转速信号 2)	2	频率 0 ~ 11 kHz 输入/输出光耦隔离	0.5 ~ 12 V 方波或正弦信号	测频字
4	数字信号 (油耗慢脉冲) (油耗快脉冲)	1	输入/输出光耦隔离 每秒 0 ~ 3 个脉冲	0 ~ 27 V	计数字
		1	每秒 0 ~ 1 400 个脉冲	3 ~ 27 V	二计数字
5	数字信号 两个开关之间延时	2	10 ~ 70 ms	0 ~ 5 V	延时字
6	数字信号 脉冲宽度	2	10 ~ 70 ms	0 ~ 5 V	脉宽字
7	开关量	12		0 ~ 5 V	开关量字
8	时间码或二并行字	2		0 ~ 5 V	二并行字

④ 系统的检测仪测试软件,能经 RS—232 串行口对采集编码器的工作状态进行设置和加载,并能对系统中的传感器进行标定。

该系统软件由测试模块、设置模块和传感器标定模块组成,其结构框图如图 8-32 所示。

系统测试模块主要对采编系统的通道、采编器和存储器等部分进行功能测试,以确定系统工作是否正常。模拟通道测试和数字通道测试两个子模块分别实现模拟通道和数字通道数据的实时采集并显示。系统设置模块主要实现对采编系统工作状态的设置。同时,该模块还完成对当前屏幕上的设置信号的打印工作。传感器标定模块主要完成传感器的标定工作,显示标定方程并绘制标定曲线。

4. 飞行数据处理站的特点

飞行试验数据处理站仅由台式电脑、固态存储器写/读/擦扩展板及多种数据处理支持软件组成。

支持软件由 8 部分组成,即原数据文件处理、各种参数的选择、数据的显示与打印、曲线的显示与打印,二次文件存储,PCM 和 ARINC429 一次文件的合并。其流程图如图 8-33 所示。

Y19—1 飞机飞行试验数据采集系统具有可编程功能,使用灵活,性能稳定可靠,数据处理

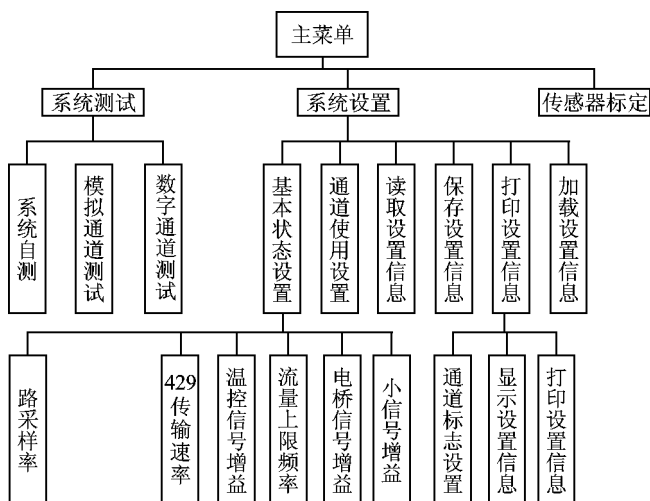


图 8-32 地面检测仪软件功能模块框图

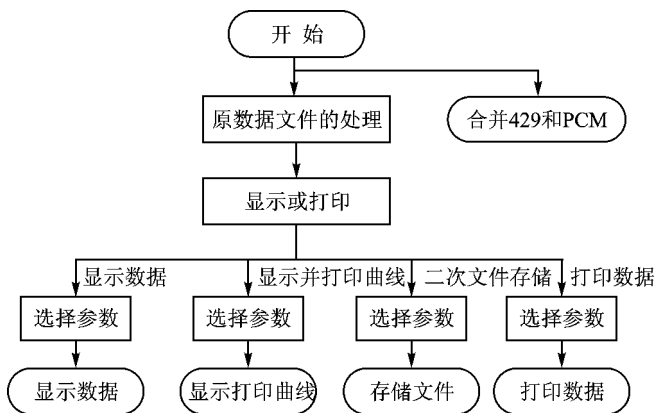


图 8-33 数据处理总流程图

采用图形用户界面,具有人机对话功能,操作简便,处理数据准确。已经过了大量环境试验检测和飞行试验测试,能很好地进行飞机/发动机的飞行试验数据采集和处理。

8.4 发动机通用测控软、硬件

在第 3 章 3.3 节中,已阐述了 GDAS 航空发动机试验数据采集软件,并于图 3-21 示出了 GDAS II 测控软件的层次结构。该软件是与 AMC-100 系列通用测控系统硬件配套使用的。它用 C 语言编程,采用自上而下的层次结构和模块化设计方法,程序功能配置灵活,通用性

强,易于修改,用户界面友好,使用维护方便。

GDAS II 是发动机整机、部件试验数据采集处理软件,能很好地满足从零、部件试验到整机试验,以及发动机在高空空台的模拟试验的要求。

8.4.1 GDAS II 测控软件层次结构

1. 运行环境

GDAS II 的硬件环境是 IBM PC/XT AT586 或以上一类微机及其兼容机,1 MB 以上内存,20 MB 以上硬盘,具有 EGA 或 VGA 的彩色图形显示方式。

与 GDAS II 相配的 AMC—100 通用测控系统硬件(3.3 节),各种功能模板配置不受限制。

GDAS II 采用 MS—DOS V3.0 以上版本的操作系统和 MS—C 程序设计语言,中文 UC—DOS V1.0 操作系统。

2. 软件结构

如图 3-21 所示,该软件采用自上而下的层次,系统的总控菜单包括:

- ① 系统诊断功能,包括 AMC 模板诊断和 BCD 通道诊断。
- ② 系统建表功能,包括输入、输出表定义,报警表定义,工程单元 E·U 转换。
- ③ 扫描阀子系统诊断功能,包括扫描阀配置,扫描阀校准,扫描阀诊断。
- ④ 求助功能。

8.4.2 主要功能说明

1. 系统配置功能

该功能是在配置中对所配置的功能模板与实际硬件环境进行一致性检查,并在测控硬件系统联机工作情况下进行。

① 建立、修改系统配置。能完成各种 I/O 功能模板组成的系统配置和 BCD 通道配置。允许系统最大的硬件配置为 16 个机箱,每个机箱 16 个插槽,可插入各种 AMC—100 I/O 功能模板。为了能接收来自数字转速计等数字仪表输出的多位 BCD 码,可利用一块或多块 16 位 TTL 输入模板组成 BCD 通道。

系统配置信息用人机交互会话方式产生,以随机文件形式存储,方便建立、查询和修改。

② 校验系统配置。这一功能用于检查系统配置是否与实际的硬件系统一致。如果不一致,则指出错误并提供帮助,直至全部配置正确为止。

③ 打印系统配置。为方便系统配置的具体检查和备忘,可制表打印输出所需要的系统配置详细信息。

④ 保存系统配置信息到磁盘文件中。它将系统配置信息以磁盘文件形式存储在磁盘内,便于事后查询,随时调用和修改。

2. 系统诊断功能

GDAS II 采集软件的诊断功能可以完成 I/O 功能模板的系统诊断和 BCD 通道诊断,能对配置中的任一机箱、任一插槽所安装的功能模板的任一通道并行输入或输出检查,也可对任一 BCD 输入通道进行检测。

3. 系统建表功能

该功能包括输入表、输出表和工程单位转换表的定义,能完成对表的输入、查询、修改、删除、打印和显示。

① 输入表定义功能。它可对全部或所需部分功能模板的输入通道、BCD 输入通道和扫描阀输入通道进行定义。它包括通道地址、物理参数名称、工程单位、量程、时基(此项对于模拟量输入通道是“增益”代码,对于频率或周期输入通道是“时基”选择)、工程单位转换表序号和报警表序号等。用户可定义多个通道扫描输入表,每个输入表最多可定义 1 000 个通道。

② 通道输出表定义功能。它可完成对所需的输出通道进行定义,包括通道(D/A、TTL 输出等)的物理地址、输出的电压/电流值及数字量值(含开关量输出的逻辑值)等。用户可定义多个通道输出表,每个表最多可定义 500 通道。

③ 工程单位转换表定义功能。它可完成工程单位转换公式的系数设置及规定相应的转换范围,可输入传感器的标准分度表和系统校准表。每个表分为四段,每段可输入一个转换范围值和一系列相应的转换用多项式系数(此多项式系数最高为 6 次方)。

共有 70 个表,其中的第 1 ~ 50 表由用户定义,第 51 ~ 70 表为校准传感器(如 T、E、J、K、S、R 和 B 型热电偶,Cu50 和 Pt100 型热电阻等)的校准表和分度表。

④ 报警表定义功能。它可完成对报警表参数的上/下限值设定。每当被测参数超过报警上限或低于下限值时,则报警,并改变参数显示的颜色,且有声响提示。共有 100 个表,每个表包括上/下限报警限值两项,可由用户输入。

4. 数据采集功能

该功能完成对输入/输出通道的扫描,对输入采样数据的查询和与实时数据处理程序的接口连接。它又可细分为装载、定义和扫描执行等子功能。

(1) 装载功能

该功能将预先定义好的通道输入表和/或通道输出表从磁盘调入内存,进行装载连接,成为可执行的扫描文件。

(2) 定义功能

该功能主要供定义试验名称和扫描信息用。它包括状态定义和采样方式定义。

① 状态定义是为每次试验中的每一试验状态定义一个文件名,将扫描输入的采样数据存放其中,以便随时按照试验名称进行查询,或方便地送入用户接口,由用户程序调用,实现与用户程序的嵌套连接。

输入扫描数据的存放是按照试验文件名定义的先后顺序,依次存放在专用的扫描文件内。

② 采样方式定义是有三种采样方式可供定义(选择),即应单次扫描,扫描表执行一次采样一遍数据后,扫描即告终止;周期扫描,扫描表可重复执行,采样多遍数据后扫描方告终止,扫描重复次数和扫描间隔时间由用户按规定选取;连续扫描,扫描表连续无间隔重复执行,只有按下“扫描停止”键后,扫描方能停止。

(3) 扫描执行功能

按扫描信息定义自动进行规定次数的扫描或连续扫描,并自动指示扫描的实时时间(年/月/日,时/分/秒)和相应的扫描次数。

① 输入数据采集是输入通道的被测参数,按输入扫描表的规定执行采样并作相应的处理,如工程单位转换处理和报警处理等。同时,在荧屏上以表格或曲线的形式对输入采样数据进行显示。

② 输出表参数扫描输出是由于其输出量(电流、电压、触点/无触点的开关量及脉冲量)通常是作为某种功能控制用的,因此不需定义试验名称,只需根据装入的输出扫描表中规定的输出通道与规定的输出值,进行输出扫描,即得相应参量的输出。

5. 系统校准功能

该功能可完成传感器的标定、模拟量输入通道的在线校准和BCD输入及频率/周期输入的自动工程单位转换与校准操作。校准用的拟合算法为最小二乘法,曲线阶次为1~6,由用户任选。

(1) 传感器标定校准

对于热电偶和热电阻一类具有标准分度值的测温探头,可用已固定在工程单位转换表中的系数,作为温度测量值的标定。也可用传感器计量检定装置检测到的实际数据,经曲线拟合

进行校准标定。

为提高传感器校准标定精度,可采用分段校准的方式。最多可分 4 段,每段应提供足够的校准点数值,以便拟合后用高阶多项式表示。

(2) 系统校准

该功能可用精密模拟信号源代替传感器输出变化,作不包含传感器在内的系统校准。也可用实际的物理信号源(如标准压力源),经传感器进行整个系统的校准。可完成对系统任一输入通道的联机或脱机校准,并计算出相应的校准系数。视硬件配置情况,系统校准可用系统内部或外接的标准信号源进行。

6. 用户接口功能

GDAS II 软件有良好的用户界面,给用户应用程序的嵌套连接提供方便。根据需要可选择全部或部分当前的采样数据或感兴趣的显示数据送到接口文件(采样原始数据文件转换成格式化的输入数据文件)存储,供用户应用程序调用,便于实现如数据的预处理和发动机性能参数计算处理等功能。

7. 数据回放功能

该功能可将已存盘记录的原始数据和/或工程单位转换数据全部或部分地通过回放模块进行程序调用,重新展示试验参数变化的时间历程,以利于事后进一步分析处理、输出制表、作图、打印和显示。可按试验状态、试验文件名或试验日期和时间进行检索回放。

8. 数据实时显示和表格打印功能

用户可根据需要选择当前正在扫描的某些数据在屏幕上显示。也可按一定格式,送打印机制表打印。

(1) 显示功能

该功能可在荧屏上开窗分区显示正在扫描的通道数据和/或图形。图形种类有 时间历程图、条形图、 $x-y$ 图及用户定义的其他图形。各种图形均可通过游标进行 x 和 y 两个方向的局部细化和读点操作。在每幅图中可显示 1~6 条参变量数据曲线。

(2) 制表打印功能

该功能可把当前采样的数据或已存盘的试验数据送打印机制表打印,供试验人员检查分析用。

9. 压力扫描阀系统测控专用功能

该功能是专门为使用机械压力扫描阀系统的现场用户设计的。它包括扫描阀的配置、诊断和校准,以及扫描阀压力通道的数据采集、记录和显示。

(1) 扫描阀配置功能

该功能能完成机械式压力扫描阀(如美国 SCANJVALE 公司生产的压力扫描阀)子系统的配置,即扫描阀通道配置和控制信号通道的配置。此功能需在硬件功能模板配置已完成,且扫描阀配置用模板,如供压力采集用的模拟量输入板和供步进电机控制用的数字量输出板,已在硬件配置中有定义的基础上进行。

GDAS II 系统最多支持 10 个压力扫描阀。每个阀共用 1 只压力传感器,占用 1 个模拟量输入通道,可测量最多 48 点同量程的输入压力。

扫描阀配置功能不仅可建立和修改扫描阀配置,而且还可校验扫描阀配置,打印输出扫描阀配置信息,并能将扫描阀的配置文件存入磁盘中,供系统扫描统一生成调用。

(2) 扫描阀系统诊断功能

该功能包括:

① 扫描阀系统的诊断,允许对扫描阀系统本身的扫描通道和控制信号通道进行诊断检查,如有故障,则显示故障标志信息,给用户以提示。

② 能对配置中的任一扫描阀通道进行输入/输出检查。可检查包含模拟量输入通道在内的整个系统的故障和检查输入压力测量的精度。

(3) 扫描阀校准功能

该功能能完成指定的任一扫描阀输入通道的在线标定。对于接有标准压力源的扫描阀,能对采集的校准数据实时进行曲线拟合计算,并自动对各测点的采样数据进行实时校准。

(4) 扫描阀数据采集控制和输出显示

机械压力扫描阀系统用步进电机驱动,通过传动机构带动压力扫描阀同步转动。每向前转动一步,对应着一组($j=1\sim 10$ 个)测压孔(压力测点),需要 1 个 TTL 步进控制脉冲。从原点起如需接通 i ($i=1\sim 48$) 号的测压孔,则需 i 个步进控制脉冲。为避免电机失步引起测压孔序错位,系统传动轴上安装有光栅阀位指示器,它以两位 BCD 码(表示 $0\sim 48$ 孔位)的形式输出阀位阶跃信号。利用数字量 TTL I/O 功能模板,即可组成扫描阀系统的闭环控制回路。每顺序向前转动一步,便依次接通一组测压孔,采集一组(i 点)压力数据,并存储记录。依顺序工作,可采集压力数据 $i=1\sim 48$ 组。压力测量结束,系统发出回零控制脉冲,使阀位指示为零。

($i = 0$) ,步进电机复位,等待重新工作。

为监视系统运行,其阀位指示、采样通道、测量参数名称、测点压力数据和报警状态等信息均可实时显示输出。

10. 系统监视显示和数据处理功能

监视显示可通过连续扫描和实时显示功能实现。数据处理包括数据平均化处理、工程单位转换、数字滤波和曲线拟合等内容。至于发动机性能参数计算处理、压气机特性线实时跟踪监视显示等应用软件,可作为选件另行提供。

(1) 数据处理功能

① 数据的平均化处理。该项功能主要有粗大误差数据的剔除 对多次采样发动机稳态性能数据进行均值、方差和标准偏差的计算机处理等。

② 工程单位转换。将采集到的原始数据根据工程单位转换表中的相应公式,转换为工程单位数据。

③ 曲线拟合。供传感器与系统的标定校准、工程单位表格转换和数据趋势分析用,包括三次样条拟合、B 样条拟合和多项式曲线拟合。

④ 数字滤波。供输入数据平滑与分析应用。有低通、高通和带通三种类型数字滤波器,其滤波器种类与滤波截止频率由用户选择。

(2) 校准曲线图形显示

能同时显示原始校准曲线和多项式拟合曲线。用户可对这两种曲线上的数据点 (x 、 y 坐标值) 进行读点操作比较。

(3) 单通道输入监视显示

从通道扫描表中可任选一输入通道进行连续采样,然后根据需要选择滤波、样条拟合和/或曲线显示操作。

(4) 回放数据图形显示

可从指定数据文件中将通道回放数据读入,进行原始数据与曲线拟合数据显示和读点操作。还可选择高通、低通和带通滤波。

11. 用户求助功能

上述各项功能均有丰富的求助文件。用户求助采用弹出式窗口菜单选择,人机会话方式操作。按下光标键或 F1 键选中菜单中某项求助功能时,荧屏上将显示出该项用汉字解释的求

助文件,给出该项功能的提示说明,告诉用户如何应用与操作。多页面求助文件将采用下拉的方式覆盖。

8.4.3 人机界面

该软件的人机界面通过汉字图形方式下的弹出式窗口菜单实现。主菜单为横向配置:

系统配置 系统诊断 系统校准 系统建表 扫描阀……

通过光标左右方向移动“←→”键选择功能项。

二级菜单对应于主菜单的某个选项,为纵向弹出的窗口型菜单(子功能菜单)。通过光标上下方向移动“↑↓”键选择子功能项。当子功能项的操作完成或退出后,系统将重新返回主菜单,继续等待选项操作。

软件中的结果显示、输入提示和出错标志等信息都是通过弹出式窗口实现的。每一步操作都有相应的提示信息或求助文件说明。

8.4.4 航空通用高速高精度测控系统硬件简介

近 20 余年,航空测试系统取得重大进展,已研制出适合我国航空试验用测控系统。主要包括 集中式、分布式测控系统 智能测控工作站 冲速、高速高精度测控系统 电子扫描测压系统 振动测试系统 高性能全数字分布式通用测控系统 智能分布式测控系统等。

21 世纪初航空测试系统正在应用专家系统、神经网络和进化计算等知识处理技术向着自动化、智能化的测试和诊断综合化方向发展。

在 3.3 节中,曾概述了发动机台架试车时应用的 AMC—100 测控系统。下面将首先概述 AMC—100 测控系统的硬件,进而介绍 AMC—600 系统,NPU488 高性能全数字分布式通用测控系统,以使读者能较全面了解通用测控系统的组成、主要技术指标和特点。

1. AMC—100 集中式通用测控系统

AMC—100 测控系统是集中式、通用型,它适合于航空地面试验,如飞机、发动机和大部件等的试验,亦可适用于工业领域数据采集和过程控制。AMC—100 测控系统的特点为:

- 16 位并行 I/O 总线;
- 采用总线转换技术,便于同多种计算机连接;
- 高抗干扰能力;
- 编程简单;
- 高可靠性。

(1) 组成和工作原理

AMC—100 系统由总线转换板 (IOBC)、通用输入/输出控制器板 (UIOC) 和 I/O 功能模板组成。系统原理框图如图 8-34 所示。

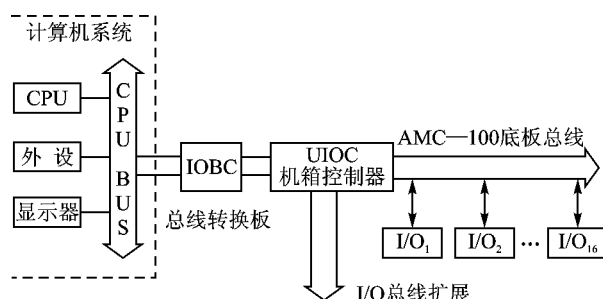


图 8-34 AMC—100 系统原理框图

总线转换板插入计算机总线上,通过总线电缆与 AMC—100 测控机箱连接。在测控机箱中有 20 个插槽:1 号槽为备用槽;2 号槽安装总线输入板;3 号槽安装扩展输出或终端匹配板;4 号槽安装机箱控制器板;5~20 号插槽用于安装 16 块 I/O 功能板。此外机箱还包括电源和总线底板等,系统配置如图 8-35 所示。

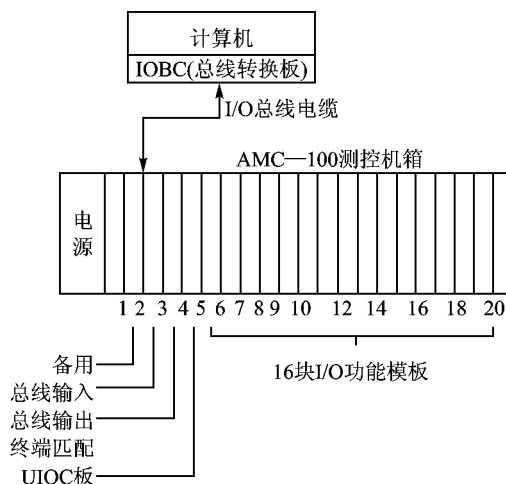


图 8-35 AMC—100 系统配置图

AMC—100 测控总线是一种专门用于测控系统的 16 位并行总线。该总线具有良好的兼容性和可扩展性,各种 I/O 模板无论是模拟量还是数字量模板均可插入 AMC—100 机箱中任意 I/O 插槽,使用和维护方便,易于总线扩展。

总线转换板 (IOBC) 将计算机对 I/O 的操作指令转换成系统的控制指令,以实现计算机对系统的控制功能,总线转换板是计算机和测控系统之间的接口。不同计算机需配置相应的 IOBC 板。IOBC 板将计算机标准输入、输出指令转换成 Command、Output 和 Input 指令,可以采用程序控制方式或中断方式工作。利用板上的寄存器将 8 位计算机指令转换成 16 位 I/O 指令。IOBC 板还具有 DMA 操作功能,板上有 64 KB RAM 用于 DMA 数据传送,还有 9 KB RAM 用于存放扫描表。

现已开发的总线板有:用于连接 DEC PDP 系列计算机的 Q—Bus IOBC 板;用于连接 Intel 8086 系列计算机的 Multibus IOBC 板和用于连接 IBM PC 及其兼容机的 AT Bus IOBC 板。IOBC 可以驱动 8 台测控机箱,通过总线传输电缆以菊花链连接形式实现扩展功能。

(2) 主要技术指标

AMC—100 系统具有模块化结构,有多种类型的输入输出模板,其主要特点及性能如下。

1) 模拟量输入、输出子系统

该子系统中,一块 A/D 转换板可为 15 块采样板所共用。板上带可编程增益放大器。A/D 转换板有三种类型,如表 8—7 所列。

表 8—7 AMC—100 系列模板主要性能

序 号	型 号	名 称	主要功能与性能指标	备 注
1	AMC—103	输入/输出总线转换板	① 与各类 IBM PC XT/AT 机兼容 ② 可驱动 8 个 AMC—100 机箱 ③ 板上有 RAM 区用于 DMA 传送和扫描表	简称 IOBC 板
2	AMC—113	机箱控制器板	① 输入/输出字长 16 位 ② I/O 地址 (设备号) D0 ~ 3FH ③ 中断功能	简称 UIOC 板
3	AMC—122	12 位 A/D 转换板	① 可编程增益放大器,增益 1、2、4 和 8 ② 转换时间 25 μs (基本型) 9 μs (高速型) ③ 测量准确度:±0.1% ~ ±0.25% FS	AMC—122/00—基本型 AMC—122/01—高速型
4	AMC—124	14 位 A/D 转换板	① 可编程增益放大器,增益 1、2、4 和 8 ② 转换时间 12 μs ③ 测量准确度:±0.2% FS	
5	AMC—140	固态开关采样板	① 通道数 8 (差分) /16 (单端) ② 通道采样率 200 ~ 38 000 次/秒 ③ 共模抑制比: > 80 dB	

续表 8-7

序 号	型 号	名 称	主要功能与性能指标	备 注
6	AMC—150	变压器隔离采样板	① 带可编程增益放大器,增益 1、16 和 128 ② 通道采样率 100 ~ 300 次/(秒·通道) ③ 共模抑制比 116 ~ 130 dB	
7	AMC—181	模拟数字校准板	① 基本准确度: $\pm 0.01\% \text{ FS} + 5 \mu\text{V}$ ② 温度系数: $\pm 10 \times 10^{-6} /$ (最大)	
8	AMC—141/142	模拟量输出板	① 提供 0 ~ 10.24 V 或 $\pm 10.24 \text{ V}$ 电压输出或 0 ~ 20.475 mA 电流输出 ② 准确度: $\pm 0.025\% \text{ FS}$	AMC—141 (电压输出) AMC—142 (电流输出)
9	AMC—137	数字量输入板	① 16 路并行输入线,光隔离输入 ② 多种用户选择方式 ③ 高抗干扰能力	
10	AMC—135	中断型数字量输入板	① 16 路独立状态变化中断输入 ② 多种用户选择方式 ③ 高抗干扰能力	
11	AMC—184	频率/脉冲量输入板	① 频率测量范围 1 Hz ~ 2 MHz ② 采用等精度测量法 ③ 测量准确度: $\pm 0.01\% \text{ FS}$	
参 数		联用的采样板		
		固态开关采样板	变压器隔离采样板	
系统噪声		< 1 mV (峰-峰值) RTI $\pm 1/2 \text{ LSB}$	增益 128 20 μV (峰-峰值) + 1 LSB 16 45 μV (峰-峰值) + 1 LSB 1 420 μV (峰-峰值) + 1 LSB	
量化误差		1/2 LSB	1/2 LSB	
可编程增益放大器		增益 1、2、4、8 (A/D 板上) (本采样板自身无放大器)	与本采样板上可编程增益放大器综合后增益为 1 ~ 1 024	
采样和转换时间		40 μs (基本型) 17 μs (高速型)	45 μs (基本型) 28.4 μs (高速型)	
测量准确度		$\pm 0.1\% \text{ FS}$	$\pm 0.25\% \text{ FS}$	
共模抑制比		> 80 dB	116 ~ 130 dB	

采样板是对被测信号通道进行切换的模板,在每个信号输入端安装有单/双级无源 RC 滤波器。

采用固态开关采样板时主要性能:

① 输入电压单极性为 0 ~ 1.28 V, 2.56 V, 5.12 V, 10.24 V 双极性为 ± 1.28 V, ± 2.56 V, ± 5.12 V, ± 10.24 V 最大输入电压 ± 24 V。

② 测量准确度 $\pm 0.1\%$ FS。

③ 采样速率 50 000 次/s (最高)；

④ 增益共 4 挡 (1、2、4 和 8)。

采用变压器隔离采样板时主要性能；

① 输入电压双极性从 ± 10 mV 按偶数倍递增至 ± 10.24 V；

② 测量准确度 $\pm 0.2\%$ FS。

③ 采样速率 30 000 次/s (最高)。

模拟量输出板 (AMC—141/142) 可提供 4 通道 ± 10 V 电压输出或 0 ~ 20 mA 电流输出, 输出准确度 $\pm 0.025\%$ FS。

2) 数字量和频率/脉冲量输入、输出子系统

该子系统可提供 16 位并行输入。其输入方式为电平型、光隔离型和触点型。还有中断型开关量输入功能板, 当 16 路输入信号中的任一路状态发生变化时, 即向主机发出中断请求。

频率/脉冲量输入功能板, 可对交流和脉冲信号频率进行测量, 每块板可测 4 个通道, 测量准确度 $\pm 0.01\%$ FS。

该子系统可提供 16 位数字量并行输出, 其输出方式有电平型、光隔离型和继电器触点型。脉冲串输出功能板 (AMC—185) 可提供 2 通道的可变脉冲串或脉冲宽度, 用于步进电机或脉冲控制器的控制。

(3) 典型模板说明

① AMC—103 输入/输出总线转换板为 IBM 计算机和 AMC—100 测控系统提供接口, 具有 DMA 和 I/O 寻址两种工作方式, 中断功能为两级。标准的输入/输出指令通过该板转换成 AMC 系统的 Command (命令)、Input (输入)、Output (输出) 和 Test (试验) 等指令。该板可实现内部接口电路的自测试, 而不需外接任何信号到 AMC 系统。板地址采用 16 个地址区, DMA 数据区为 64 KB RAM 扫描表为 CMOS 8KB, 分 16 页, 每页 256 个字 工作温度 0 ~ 55 。

② AMC—113 机箱控制器板能显示电源和工作状态, 工作方式可按随机、顺序选择, 具有中断功能。AMC—113 机箱控制器板 (UIOC) 由数据寄存器/转换器、设备地址译码器、板选寄存器、LED 显示和控制逻辑电路组成。该板具有设备选择逻辑、板选择逻辑、控制逻辑、中断逻辑和测试返回信号确定等功能。输入、输出字长 16 位 I/O 地址 00 ~ 3FH 接收 I/O 模板的中断申请, 向主机发出中断请求。

③ AMC—124 14 位 A/D 转换板的电路组成包括 板选逻辑、控制逻辑、定时和中断电路、数据缓冲器、可编程增益放大器、采样保持电路、模拟开关和单端/差分—奇偶通道寄存器电路和 A/D 转换器等。其原理框图如图 8-36 所示。其 14 位 A/D 转换板采用了转换时间为 12

AMC—184 频率/脉冲量输入板的特点是 4 通道频率、周期测量和计数功能 ;采用等精度测量原理,保证了在高频和低频段具有同等的测量精度 ;16 位计数器和中断功能 ;正弦波和脉冲波等测量及多种输入信号调理功能,并且输入方式光隔离/非隔离可进行选择。该板的输入信号调理电路提供了 TTL 电平光隔离输入、交流光隔离输入和非隔离输入三种方式,可对正弦波和脉冲波等进行频率和周期测量。它采用可编程定时器 8253 作为测频计数器,可对 4 个输入通道进行频率/周期测量。测量准确度为 $\pm 0.01\% \text{FS}$ 。

⑦ AMC—138/01 数字量输出板的特点是 :16 位并行状态或脉冲输出 ;状态或脉冲输出可选 高/低逻辑有效可选 光隔离。输出电流为 5 mA 或 300 mA,用户可根据用途选择。用户可用跳接线选择高电平有效或低电平有效。该板还有中断同步逻辑选件,用于产生中断请求和/或计算机与用户设备间的数据传送同步。其原理框图如图 8-39 所示。

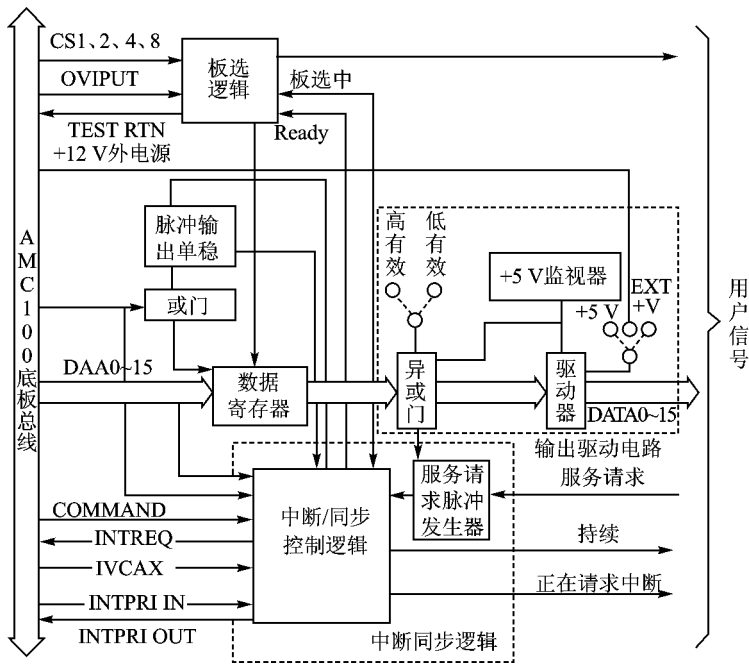


图 8-39 AMC—138/01 板原理框图

AMC—138/02 继电器型数字量输出板的特点是 :16 路继电器触点输出 ;电源监控电路保证触点接触可靠性 ;用户现场可选择内部或外部电源为继电路线圈供电。该板的任何一对触点可承受 200 V 直流或交流峰值电压。继电器触点可提供 0.5 A 电流,吸合时间为 1 ms。继电器的使用寿命为 1 000 万次。

AMC—185 脉冲串输出板的特点是 :提供各种不同宽度的脉冲输出 ;为各种常用模拟控制器和步进电机控制器提供接口 ;板上具有多种开关选择控制功能 ;脉冲串的个数与脉冲宽度由

程序设置。

该输出板由板选电路、逻辑控制电路、数据驱动器、振荡器、计数器、通道控制逻辑和驱动电路等部分组成。其原理框图如图 8-40 所示。

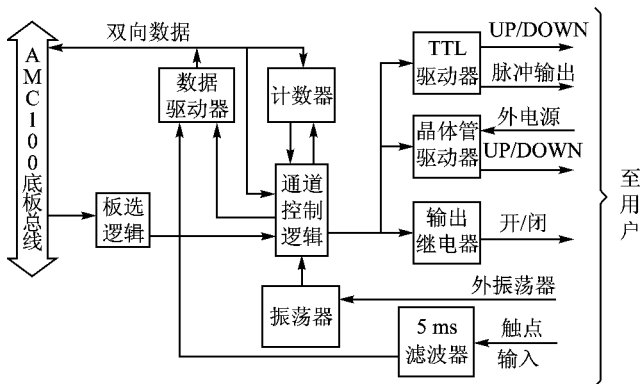


图 8-40 AMC-185 板原理框图 (1 个通道)

AMC-185 脉冲串输出板设有两个输出通道,每个通道包括一个 10 位二进制计数器、振荡器、触点输出电路、TTL/功率晶体管输出电路和外部 Ready/Busy 显示输出电路。其输出形式可为脉冲串,或为脉冲宽度,由板上开关选择。有 4 种上升和下降脉冲宽度可供选择,其宽度由 10 μ s 至 25 ms。TTL 和晶体管输出均可提供脉冲串或脉冲宽度输出,并提供集电极开路驱动电路。

(4) AMC-100 S 信号调理器

图 8-41 示出该信号调理器的照片。它包括机箱、模板、电源和总线控制器。其特点是：总线结构、应变、位移、RTD 和热电偶信号调理模块均可插入同一机箱 提供精密激励源 具有自动校零和校准功能。

该信调器机箱共有 18 个插槽,左边两个插槽用于插电缆匹配板和机箱控制板,其他 16 个插槽用于插信调器模板。模板分两种类型 应变/RTD 信调器模板和热电偶信调器模板。

信调器总线控制器是 AMC-100 和信调器 AMC-100S 总线之间的接口。它由 3 块印刷电路板组成。AMC-104/70 板为接口板,插在 AMC-100 机箱里 ;AMC-102/70 板为电缆板 ; AMC-104/71 板为控制板,分别插在信调器机箱的 1 号插槽和 2 号插槽里。AMC-104/70 和 AMC-102/70 板之间用一条 40 线扁平电缆连接。计算机通过总线控制器对信调器进行控制。

表 8-8 列出 AMC-100S 信号调理器模块。该调理器电源为交流 220 V,50 Hz 准确度 $\leq \pm 0.1\%$ (1 ± 10 mV FS) 增益为 1、100、200、500 和 1 000 输出电压 ± 10 V (最大)。

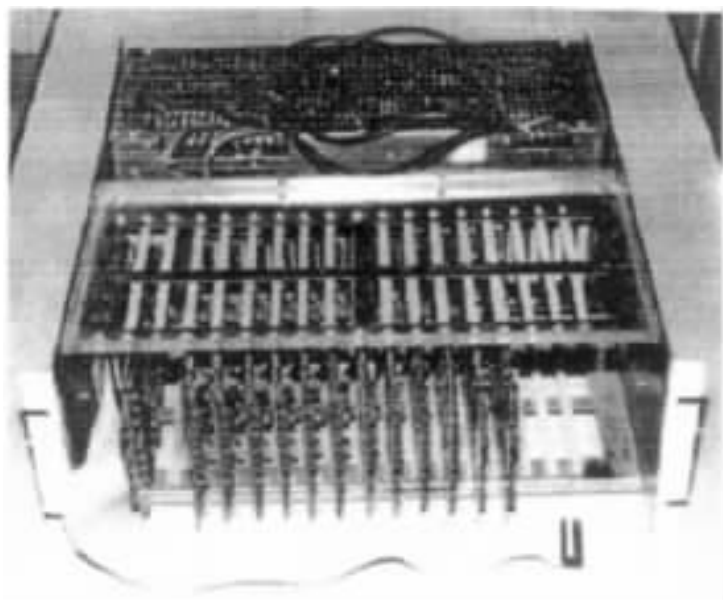


图 8-41 AMC—100S 信号调理器

表 8-8 AMC—100S 信号调理模板

序 号	型 号	名 称	主要功能与性能指标
1	AMC—104/70	接口板	AMC—100 总线与 AMC—100S 总线间的接口
2	AMC—501/70	接口板	AMC—500 总线与 AMC—100S 总线间的接口
3	AMC—102/70	电缆板	AMC 机箱与信调器机箱、信调器机箱之间的级连
4	AMC—104/71	控制板	对应变/RTD 信调器板进行自动或手动控制
5	AMC—175	应变/RTD 信调器板	恒压源： $\pm 1 \sim \pm 10$ V, 恒流源： $1 \sim 10$ mA 测量准确度： $\leq \pm 0.1\%$ (± 10 mV FS)
6	AMC—177	热电偶信调器板	适用于 S、B、E、K、J 和 T 型热电偶, 准确度： $\leq \pm 0.1\%$ FS

① AMC—175 应变/RTD 信调器板可测量应变电桥、位移传感器和 RTD 热电阻输出的模拟信号；具有自动校零、校准功能；提供恒压源或恒流源激励；一块模板包含两个独立通道。

图 8-42 示出 AMC—175 板的组成框图。从传感器输出的信号被加在模板的输入端，该信号经低漂移前置放大器、二阶低通滤波器和缓冲放大器，被放大调整后输送到 AMC 机箱的同时/保持模板或直接进采样板。

输入信号可以为直流电压信号，如位移传感器的输出信号；也可为应变信号，此时采用恒压源激励；或为 RTD 热阻的输出，此时采用恒流源激励。

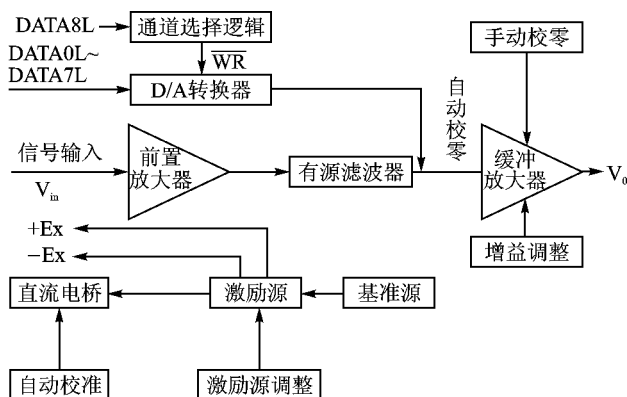


图 8-42 AMC-175 板的组成框图

该板准确度 $\leq \pm 0.1\%$ (± 10 mV FS) ;分辨率为 $5 \mu\text{V}$ 输入电压信号范围 ± 10 mV $\sim \pm 10$ V 输出电压 ± 10 V (最大)。

② AMC-177 热电偶信调器板适用于当前国际规定的分度号为 S、B、E、K、J 和 T 6 种热电偶；一块模板包含 4 个独立通道 采用精确计算法进行冷端补偿。即用一个温度电流传感器 AD590 测出参考点的环境温度 t_0 ，查热电偶分度表得出对应的热电势 $E(t_0, 0)$ ，加上温度 t ，冷端温度为 t_0 时的热电势 $E(t, t_0)$ ，即为所求温度 t 的热电势 $E(t, t_0)$ 。图 8-43 示出 AMC-177 热电偶信调器板的组成框图。

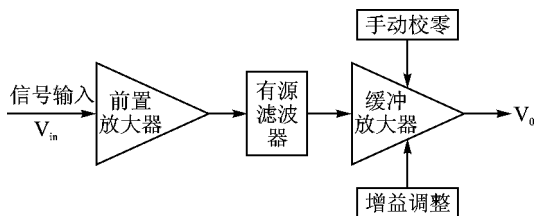


图 8-43 AMC-177 热电偶信调器板组成框图

该模板的 0 通道作参考点测温通道，其他三个通道均为热电偶测量通道。热电偶输出的毫伏级信号被加在模板的输入端，该信号经低漂移前置放大器、二阶低通有源滤波器和缓冲放大器，最后输出到总线，即该电压 V_o 经采集和计算得到测量值。

该信调器板准确度 $\leq \pm 0.1\%$ (± 10 mV FS) 输入电压信号 $3 \sim 76$ mV 输出电压 ± 10 V (最大) 滤波器截止频率 1 Hz。

2. AMC-600 通用高精度测控系统硬件

该测控系统的特点是：

- 多种输入/输出功能模板；
- 基本配置 256 通道模拟输入,可扩展到 512 通道；
- 系统准确度可达 $\pm 0.05\% \text{ FS}$ ；
- 系统分辨力高,采用 16 位 A/D 转换器；
- 设有 12 挡程控增益,输入电压量程范围从 $\pm 5 \text{ mV}$ 到 $\pm 10.24 \text{ V}$ ；
- 备有交替工作数据缓冲器,可连续不间断采集数据；
- 采用输入/输出扫描表安排系统的工作；
- 系统对外采用 IEEE—488 (即 GPIB) 总线,配有 PC—IEEE488 总线转换板,可用 PC 机作主机；
- 配有诊断和测控软件包,Windows 操作系统,C 语言,便于用户使用。

(1) 系统的组成和性能

图 8-44 示出该测控系统的组成。具有模拟量输入、开关量输入、频率量输入、模拟量输出和开关量输出等类型的输入/输出通道,备有 16 个通用功能模板插槽,每个插槽均可插入不同类型的模板。将 PC—IEEE488 总线转换板插入主机 PC 机的总线插槽内,即可将 PC 总线转换为 488 总线。

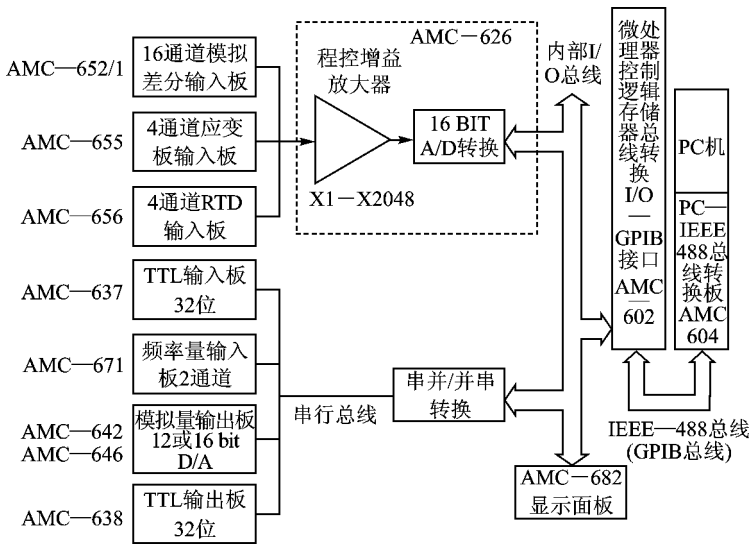


图 8-44 AMC-600 通用高精度测控系统框图

AMC-600 系统具有智能控制前端,由控制逻辑板上的 8088 微处理器负责系统管理和各种输入输出通道的控制、采集输入通道的数据、送出输出通道的数据、接收主机送来各种命令和服务程序,以及返回系统的工作状态和数据。

该系统分模拟量输入、开关量输入、频率量输入、模拟量输出和开关量输出等 5 个部分。其主要技术指标如下：

① 模拟量输入时,通道为 256,可扩展到 512 量程 $\pm 5\text{ mA} \sim \pm 10.24\text{ V}$ 或 $4 \sim 20\text{ mA}$ 采集速率为 1 kHz 或 10 kHz 程控增益 1、2、4、 $\cdots$ 、2 048 倍,共 12 挡 模数转换 16 位 系统准确度 $\pm 0.05\% \text{ FS}$ 采集方式有 单循环同步、连续不间断同步、单循环非同步、连续不间断非同步 采集容量为双缓冲存储器 8 KB。

② 开关量输入为 32 路,输入逻辑类型为 TTL。

③ 频率、周期输入时,通道数为 2 准确度对频率为 $\pm 0.01\% \text{ FS} \pm 1$ 字 周期为 $0.01\% \text{ FS}$; 频率范围为 3.27 ~ 327 kHz 周期范围为 327 ms 时分辨力 $10\text{ }\mu\text{s}$ 32.7 s 时分辨力 1.0 ms 计数范围 0 ~ 32 767。

④ 开关量输出路数 32,输出逻辑 TTL 模拟量输出通道数为 2、输出电压 $\pm 10.24\text{ V}$ 、输出电流 $\pm 20\text{ mA}$,准确度 $\pm 0.05\% \text{ FS}$,温度系数 0.001% ,分辨率为 1/4 096。

(2) 模 板

表 8-9 列出 AMC—600 系列各种模板。其中 AMC—602 智能前端控制逻辑板是通过 AMC—600 测控总线实现对各种类型功能模板的输入/输出信号进行采集和控制的,并且通过 16 位内部 I/O 总线将模拟子系统、数字 I/O 电路和微计算机连接。将数据送面板显示并通过 IEEE—488 接口电路传送给主计算机。

表 8-9 AMC—600 系统各种模板表

序 号	型 号	名 称	主要功能与性能指标
1	AMC—602	智能前端控制逻辑板	系统控制与管理
2	AMC—604	PC—IEEE488 总线转换板	总线转换
3	AMC—626	程控增益放大器 及 A/D 转换板	程控增益 12 挡,量程 $\pm 5\text{ mV} \sim \pm 10.24\text{ V}$,16 位 A/D 转换器
4	AMC—637	32 位 TTL 输入板	TTL 输入,32 路
5	AMC—638	32 位 TTL 输出板	TTL 输出,32 路
6	AMC—639	8 路继电器输出板	继电器触点输出,8 路
7	AMC—642	16 通道 12 位 D/A 板	12 位 D/A 输出,16 通道
8	AMC—652/1	16 通道模拟差分输入板	差分输入多通道切换开关,16 通道
9	AMC—652/3	16 通道 4 ~ 20 mA 输入板	4 ~ 20 mA 电流环输入,16 通道
10	AMC—655	4 通道应变桥输入板	应变桥、桥压源、调零,4 通道
11	AMC—656	4 通道 RTD 输入板	RTD 信号调理、恒流电源、4 通道
12	AMC—671	2 通道频率/周期/事件计数板	测频率、周期、脉冲数,2 通道

AMC—604 总线转换板是 8 位数据总线,具有查询、中断和 DMA 数据传送功能。其中有 16 条信号线、9 条地线。总线上设备总数不超过 15 台,传输长度不超过 20 m,双向异步数据传输,传输率为 500 KB/s。

AMC—626 程控增益放大器及 A/D 转换板共有 12 挡程控增益 放大器实时自动校零 放大器频带宽 16 位 A/D 转换,转换时间为 10 μ s 精确度为 $\pm 0.05\%$ FS。

图 8-45 示出 AMC—626 程控增益放大器及 A/D 转换板原理框图。它主要由输入串联开关 S_1 、并联短路开关 S_2 、程控增益放大器 A_1 、差分放大器 A_2 、零点采样/保持放大器 A_3 、16 位 A/D 转换器和逻辑控制电路等组成。

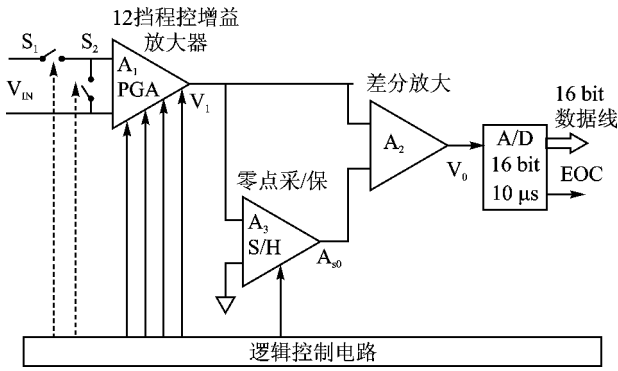


图 8-45 AMC—626 程控增益放大器及 A/D 转换板

AMC—637 32 路 TTL 输入板对测控总线的逻辑控制信号进行光隔离 32 路的 TTL 并行输入 可允许或禁止输入信号的更新并能改变输入至输出的信号极性。

AMC—656 4 通道 RTD 输入板原理框图如图 8-46 所示。RTD 有 4 种接法,具有多路切换开关、选择通道输入信号,每通道具有 10 Hz 滤波器。

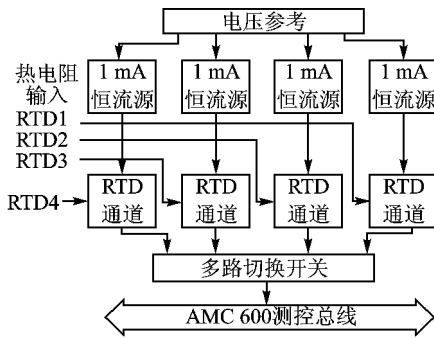


图 8-46 AMC—656 4 通道 RTD 输入板原理框图

3. NPU488 高性能全数字分布式测控系统硬件

(i) 系统组成和工作原理

NPU488 系统是全数字控制、中高速数据采集测控系统。它为分布式组合结构,标准 ISA 插件模板,可选性强,适用于 PC 多种档次计算机 控制速度快,最小控制周期 1 ms 通用性强,具有良好的可移植性 高可靠性与高抗干扰能力,适用于航空发动机地面测控试验。

图 8-47 示出 NPU488 系统配置框图。该测控系统由一台主控计算机(上位机)及至少一台测控柜组成。每台测控柜由 1~4 台结点控制计算机(下位机)、控制测试面板、控制模型板、伺服放大器、信号调理板/载波放大器、接线端子板和高精度电源等组成。

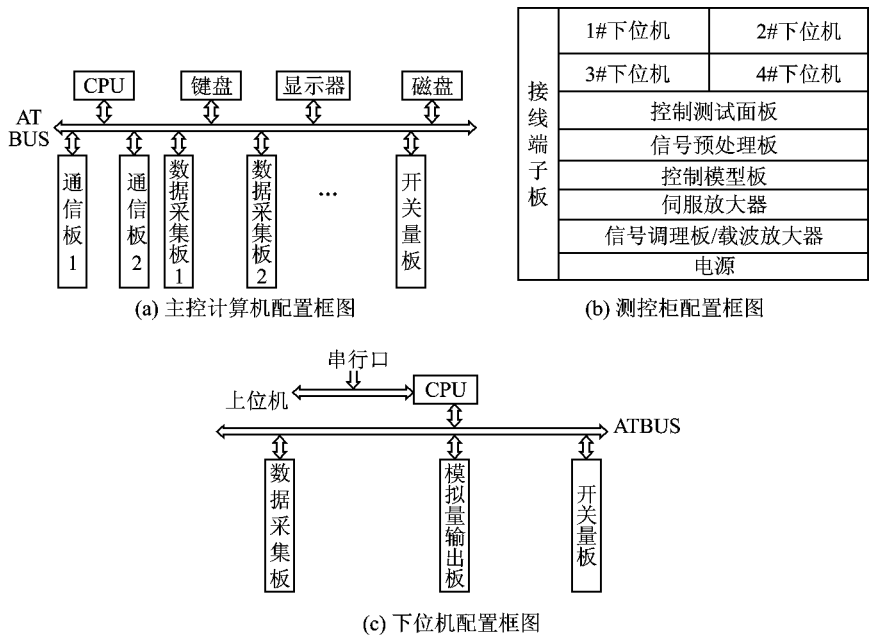


图 8-47 NPU488 测控系统配置框图

上位机是带有多扩展槽的工控计算机,它还配置智能通信板、32 路数据采集板和开关量板。上位机实现整个系统的过程监控、数据实时显示和数据的实时存盘记录。

下位机采用小机箱工控机,不带显示器和键盘,实现多回路的分布式数字控制,除计算机基本配置外,还配有 16 路数据采集板、6 个独立 D/A 板、开关量板。

该测控系统用作全数字分布式实时控制时,上位机通过通信板和开关量板对下位机进行通信管理及控制,由下位机具体实施控制策略。当处于联机状态时,传感器信号(如力、位移、温度和压力等)经信号调理和信号预处理变换后,切换输入到上、下位机的数据采集板。上位

机对这些信号进行采集、实时图形显示、数据实时存盘和数据处理；下位机根据输入的控制指令及被控对象的反馈输出,利用上位机发出的策略和控制参数,对控制规律进行计算,通过模拟量输出板输出控制信号,再经伺服放大器进行功率放大后,输出到被控对象。

(2) 模 板

NPU488 测控系统包括数据采集板、模拟量输出板、开关量输入及继电器输出板、信号调理板、信号预处理板和控制模型板等。其中数据采集和模拟量输出板,根据转换速率、精度及通道数的不同要求有数种型号可选。表 8-10 列出该测控系统的模板。

表 8-10 NPU488 测控系统模板表

序 号	型 号	名 称	主要功能与性能指标
1	NPU488—818	数据采集板	16 路、12 位、高速通用
	NPU488—814		16 路、14 位、高速高精度
	NPU488—822B		32 路、12 位、高速通用
2	NPU488—726	模拟量 输出板	独立 6 路、12 位、隔离输出
	NPU488—728		独立 2 路、12 位、隔离输出
3	NPU488—725	开关量输入及 继电器输出板	8 路开关量光隔或非光隔输入、8 路继电器输出
4	NPU488—7702	信号调理板	单路增益可选仪表放大器
5	NPU488—CB04	信号预处理板	4 组信号预处理及切换
6	NPU488—MB04	控制模型板	4 种参数可选控制模型

该系统采用全数字控制技术,可综合系统中各种信息以提高控制精度和动态性能。最高采集速率为 10 万次/s。

NPU488 测控系统已在飞机、直升机旋翼和机翼导弹航面等一些瞬变系统试验中获得应用,进一步开发和扩展,亦可在发动机整机地面试验及部件试验中获得应用。

习 题

- 8-1 试说明航空发动机智能测试系统的组成,并用测试系统框图表示。
- 8-2 说明校准试验的目的,如何进行静态标定和动态标定？
- 8-3 试说明动态压力畸变数据采集系统的模拟式、数据混合式和全数字并行式处理系统的各自特点。
- 8-4 用程序框图表示软件动态畸变数据处理系统的编制。

- 8-5 根据图 8-22,试自行设计测量加力燃烧室瞬态温度的数据采集程序流程。
- 8-6 试说明发动机飞行试验遥测地面站的主要组成子系统。
- 8-7 试说明实时遥测数据采集/处理系统 QUAD7 的数据总线工作方式,以及实时采集处理系统的主要功用。
- 8-8 试说明 VTR-100 可视遥测系统的特点。
- 8-9 查阅资料,试概述国内航空发动机飞行试验遥测系统的组成及其主要特点。
- 8-10 试说明航空发动机测控软件 GDAS 的结构和主要功用。
- 8-11 AMC-100 集中式通用测控系统包括哪些模板?试概述主要模板的功用。
- 8-12 试说明 AMC-600 测控系统的硬件、主要特点和技术指标。

第 章 发动机试验技术的发展 and 仿真

9.1 试验技术发展的策略和趋势

在航空发动机研发过程中,发动机试验已经历了性能试验、适用性试验和耐久性试验技术发展阶段。这三个阶段的试验验证了发动机的设计质量,提高了发动机性能、可靠性和操纵性,使推重比已超过了 10 第四代战斗机现正在试飞试用,并进入深入实施综合高性能涡轮发动机技术发展计划阶段。进入 21 世纪,由于微电子技术和计算机的快速发展,发动机试验和测试技术正在向着网络化方向迈进。发动机试验仿真、非稳态过程测试、发动机状态监控和故障诊断、发动机试验数据库以及建立发动机综合试验信息系统已成为新世纪发动机试验和测试研究的前沿课题。

9.1.1 信息时代的发动机试验

21 世纪,通信技术的高速发展将重新规划发动机试验数据和信息的存取与传递。试验中心或试验基地获取的试验数据和结果将如何近于实时地传给发动机制造公司,如何传递给发动机用户基地……这些要求提出了建立发动机试验通信网络、通信备忘录、传输安全性、网络底层结构、整个数据管理和传输系统用的计算机和存储设备等新课题。

航空发达国家,例如美国在阿诺德工程发展中心(AEDC)建立了综合试验信息系统(ITIS)。ITIS 采用了最先进的通信网络技术,基于网络的通信/信息/数据的融合;试验数据、亚数据或中间数据和信息的编选归档,以此为中心,向地理位置不同的发动机用户、发动机制造公司、发动机各子系统、部件研制单位提供必要的信息,提高试验数据和信息的传递速率、利用率,加速发动机研制过程。

下面将以阿诺德综合试验信息系统 ITIS 为例,论述通信系统、自动数据传递、通过 CDROM 传递信息、亚数据搜集和管理、数据/信息融合及传统系统综合问题。

1. 阿诺德工程发展中心的发动机试验设备

阿诺德工程发展中心设有高度复杂的各种环境试验设备,包括风洞、喷气发动机和火箭试验舱、空间模拟室以及超高速弹道导弹实验设备,用以进行设计方案、材料、设计、性能和可靠性等的试验考核及验证。

对于燃气涡轮发动机,阿诺德中心具有 7 个高空模拟试验舱,3 个海平面试验舱。这些设备支持飞机推进系统的研究和发展。通过进气系统向发动机提供状态试验用气,排气系统建立试验舱的合适的高空环境。通过试验测量推力、耗油率、空气流量、总性能和部件性能。试验系统还采集、处理、变换、显示、存储和归档数据。图 9-1 示出阿诺德中心的试验数据流程简图。这些模拟设备减少了飞行试验时间,减少了试验风险和试验费用。试验包括确定发动机工作能力的瞬变性、发动机气动热力结构特性、发动机飞行任务模拟、发动机/飞机进气道相容性、发动机稳定性、结冰、发动机耐久性、加速任务试验、部件高空试验和总性能试验等。

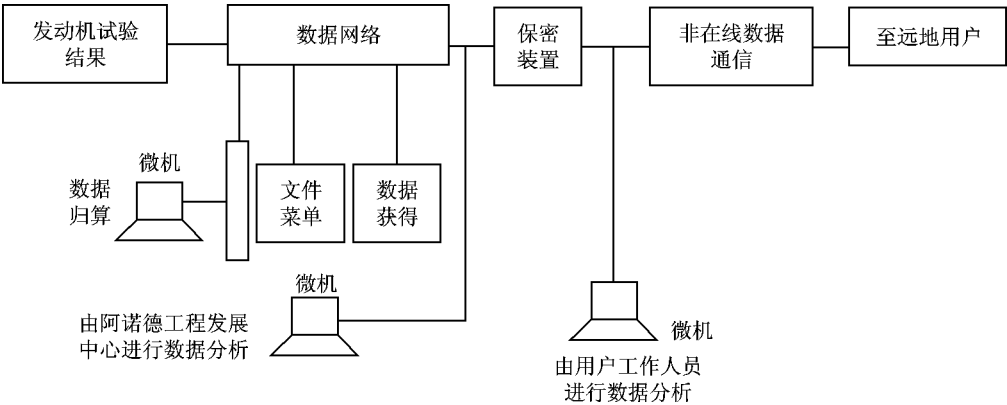


图 9-1 阿诺德中心内部试验数据流

2. 发动机用户的通信要求

发动机用户基地,诸如各空军基地、发动机制造公司、研制中心、政府职能部门和商业用户,均需要共用发动机试验信息,并且由于处于不同地理位置,甚至国外,如英国、加拿大都具有通信要求。因此,必须提高信息的存取能力,并且应能够接近于实时地向不同地区用户传递信息,特别是高速的试验数据处理、影像和音频的传递尤为重要。

数据类型或所要求的结果决定了传输要求。在不同时间段采集和均化的数据,对性能评估是最重要的。这种数据集要求低带宽传输。其他需要低带宽传输的是总曲线图和报告,这些结果提供给政府职能管理部门和各种不同层次的试验用户管理人员。在宽时间段连续采集的数据对于发动机工作、功能、结构和稳定性评估是很重要的。这种数据可以在每通道高达 2 000 次采样/s 的速率下进行采集。这种类型的数据需要在最高带宽下电力传输。气动结构的应变计测量数据要求高达 25 kHz 的最高响应频率。这种数据传统上是模拟量方式采集并通过数据带传输。应变数据转换成数字量,并且处理后的数据在线的转换成频率和振幅,这样就可以在合适的带宽下及时地传输应变数据。

必须按所要求的格式传输数据,这种格式与用户数据文件存储系统或数据库一致。典型

情况下,传输的数据是需要进行分析和计算的某一特定点所采集的数据的子集。转换数据速率和数据子集要改变带宽和传输时间,以便向远方用户地点传输数据。

美国国防部和其用户基地规定了宽范围的安全要求。在阿诺德工程发展中心采集和处理的数据大多数不划分密级。国防部划分密级的数据均是数据库中重要部分。非密级和敏感数据的安全要求大部分是由发动机制造公司提出的一些限制,例如有重要影响的部件设计试验结果和研制发动机采用的新设计技术。

3. 信息传输能力

阿诺德工程发展中心采用数据通信或数据传递技术向用户传输数据。早期采用的数据磁带方法传输数据已被现今的网络或专用的传输线传递数据法所代替。

(1) 通信系统

早期的阿诺德中心数据电接件是基于中心计算设备的 IBM 主机的 2 400 波特数据流。这些电接件严重地限制了带宽,最终的数据传输也严重地限制了阿诺德中心大量数据子集的输送。由于阿诺德中心发动机试验用户扩大了数据处理和分析能力,因此,他们增长了对某一试验中的在线数据的需求。对在线试验数据的需求导致了阿诺德中心和用户地点之间的宽带连接的逐渐增多。另外,阿诺德接口点从中心计算设备的主机移向阿诺德中心发动机试验设备的专用数据分析网。用户的连接带宽也逐渐增加到波特率为 9 600、19 200、56 000、256 000 和 1 544 000。

图 9-2 示出一种可供选择的发动机外部数据连接,利用现行的存取网络,如 Inter 网。

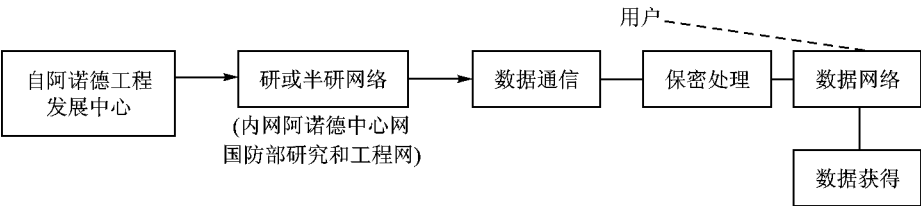


图 9-2 通过共用网的数据通信

通过 Inter 网、NASA AERO 网和国防研究和工程网络传输的数据通常是非密级/敏感性数据。这些数据集通常通过软件密码保护。软件包 PGP 是共用的。对于 MS-Windows、Windows NT、UNIX、VAX/VMS 和其他计算机,这些软件包是高度安全的,使用费用亦很合理。

图 9-3 示出另一种外部数据连接,用户的连接是通过点位控制的租用远程通信线路实现的。由于点位控制连接具有可重复性,并且无外源干扰,因此可以改善远程通信的性能和可靠性。

点位控制数据的另一优点是提高了数据的安全性。利用数字密码给出一附加级安全保

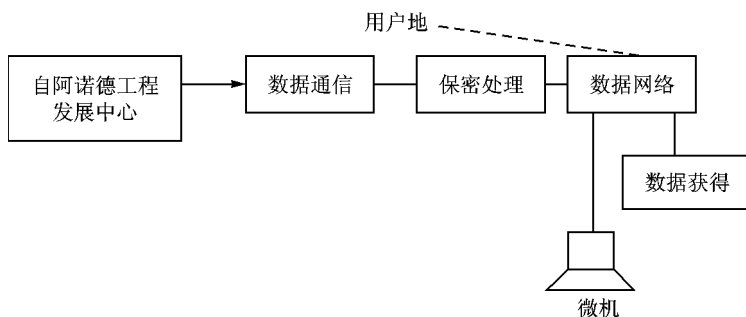


图 9-3 通过点位控制连接的数据通信

护。摩托罗拉 (MOTOROLA) 网络密码系统基本满足国防部密级要求。网络密码系统是基于硬件的密码装置。

为了满足提高通信能力的要求,阿若德工程发展中心通过运用虚拟存在的概念来发展用户的通信要求。虚拟存在被定义为能提供给用户安全的、无缝远程电子信息存取接口的设计方案,并且如果这些信息实际上在阿诺德中心存在,那么这种信息通常就可以获得。图 9-4 示出虚拟存在结构方案简图。为了使一家用户是虚拟的,用户必须具有列表数据以及现今数据点图线和过去数据点图线的存取接口。用户的要求包括能够观测各种发动机视频监测器、能够在试验舱控制室的工作人员和双路对讲机连接之间进行视频远程通信会议。居住在阿诺德工程发展中心的试验用户也需要自试验控制室的用户专用的内网。外线的要求包括能够在用户所在地高分辨率的显示发动机内部部件的孔探针检测结果。

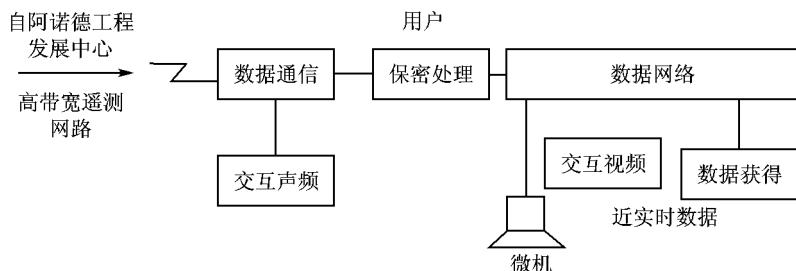


图 9-4 虚拟存在结构方案简图

虚拟存在是一正在研究的总体通信方案。如同采用现用的连接方法一样,概念性的虚拟存在要求,总体上是受用户驱动的,同时,又从这一用户至另一用户在改变。采用虚拟存在方案提高通信能力将要求用户方备有更多的硬件。

确定在线的特定带宽要求时,虚拟存在包括大量参数。这些参数包括:下线负载数据量;能够允许的时间延迟;被存取的视频影像数;所采用的压缩技术和声通道数。具有这样通信能力的带宽费用约每月 100 000 美元。实施虚拟存在通信能力,投资的费用随技术的发展和通

信市场的竞争而减少。在费用和效益存在一种合理平衡时,可以实施这种虚拟存在通信方案。

(2) 自动数据传输

为了能够在数据采集之后即时地进行自动数据文件传输,一套标准软件被开发用以建立一种能够使发动机试验设备适应不同用户要求的基础。设计的主要目标就是开发一种综合系统,该系统具有最大的机动性,能够有效地适应现在和未来用户的要求。所设计的软件能够把用户专用模块综合到在线数据流中。所设计的软件必须有效地工作在分布式或集中式计算环境,而与远程通信网络设计和拓扑无关。

新的数据传输软件必须与现用的数据处理软件集成,并且不影响所建立的工作。采用所谓数据假脱机程序把数据传输到数据传输系统。操作过程,即所谓的数据路由器(它是在计算机网络互联中支持到网络层的一种智能化网间连接设备,可以为被发送的信息包寻找正确的传输路径)负责从网络获取数据,并把数据按序发送到合适的传输队列。数据假脱机程序和数据路由器设计在现用的软件处理过程下建立了一种无缝集成接口。

图 9-5 示出从数据处理至用户数据交付所应用的软件模块和数据流。所设计的软件能够在单独的计算机系统上执行适合的软件模块或隔离某一模块,而同时保持采用中心系统资源,诸如数据采集和处理系统等。系统的典型软件/硬件执行程序是通过主理专用用户文件服务盘的数据路由程序、队列管理和用户模块来提供隔离。

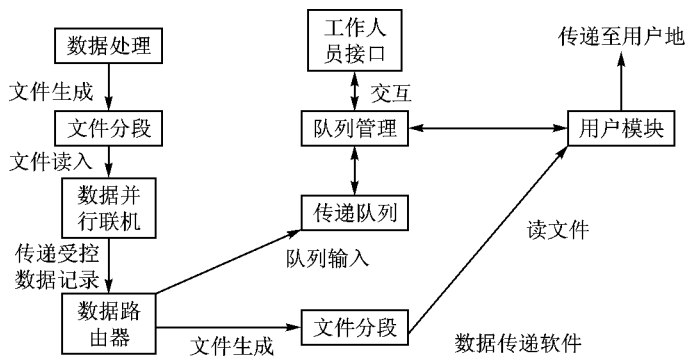


图 9-5 传输软件模块

在提供容错关系式方面引用了一些关键设计特点。第一个关键设计特点是进行文件分段。处理系统能够在比远程通信链范围传输速率高得多的速率下生成数据,结果是文件分段提供了一种阻止某一性能影响数据处理功能的方法。此外,文件分段还在远程通信破坏过程中提供一种积累恢复能力。

一旦为了传输进行了某一文件分段,标准队列处理过程则会管理数据文件。队列过程能够预先确定以及交互控制数据传输过程。队列过程用于控制传输优先方案、传输流数目、数据

通道滤波、总队列管理和诊断功能。

当队列系统确定了某一文件准备传输时,队列过程执行适合的用户专用软件模块。用户模块可以完成多种功能,诸如数据格式化、数据压缩、参数选择、数据率换算和数据译成密码。一旦用户模块处理了该数据,实际的数据传输就开始。

4. 通过 CD ROM 的信息传输

为了提供一种交付和归档试验数据的更好方法,阿诺德工程发展中心开发出用电子技术方法进行地面试验归档的方法。在试验项目归档系统(TPAS)下,能够存储试验数据和有关的信息,并且应用可记录的 CD ROM 技术传递试验数据和信息。CD ROM 格式提供一种用于归档和分布信息的耐用、高密度、随机存取媒体。

TPAS 多媒体能够支持许多不同形式的试验文件。在 CD ROM 上包括的多媒体软件可以使用户观测某一试验的数字化影像和音频略语,试验项目和构形的数字化相片以及电子型图表。试验项目信息被组织成逻辑组,诸如项目文件、经费记录、函件、安全性文件、数量文件和技术试验信息。

标准试验报告(转换成某一语言的文件)可以使用户修正非线性的试验信息,单击鼠标按钮,跳跃至某一感兴趣的区域。把照片及图表等耦联起来,综合成信息块和图表数据,便生成一种更有效传输信息的方法。

5. 综合试验信息系统 ITIS

ITIS 的目标是提供阿诺德工程开发中心的内、外用户所需的试验信息无缝存取。试验信息包括试验中采集的数据、处理和换算的数据、有关这些数据的任一信息。实际上这将包括试验过程中生成的所有信息或数据。ITIS 利用了基于网络的通信技术。信息的无缝存取目标是生成 ITIS 程序中开发的主动子块。这些子块包括信息归档/修整、多来源的信息融合、信息管理、信息管理的亚数据搜集、通信技术、可视化和存取媒体。图 9-6 示出 ITIS 总体设计中这些主动子块。亚数据搜集子块要求:为了作为试验过程流程的一部分简化亚数据的搜集,应使试验过程自动进行。下面概述这些子块。

(1) 中间数据搜集和管理

在信息管理中,管理试验信息的数据库系统是极其重要的。需要一种试验的中间数据的数据库。阿诺德曾研究了数据和中间数据存取的结构管理方案,即是开发信息管理的内部产品,包括用户软件数据库输入和查询等。

用于 CAD/CAM 数据方面的产品数据管理是很成熟的技术。它们提供了管理所有形式的产品信息的方法,并使产品数据管理与工作流过程中的产品数据捕获相协调。阿诺德的 ITIS 把产品数据管理应用于试验过程,使得在过程工作流中能够捕获和应用亚数据或中间过程数

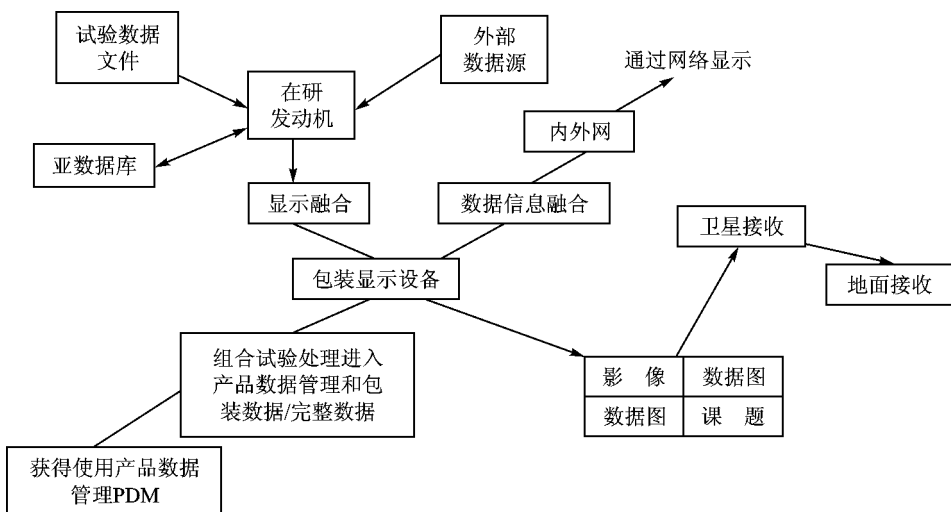


图 9-6 综合试验信息系统 ITIS 的总体设计

据和相关的信息,包括捕获和控制试验中采集的二进制数据文件和在阿诺德中心大量存储的数据文件。通过产品数据管理数据库中所控制的亚数据信息搜索,可进行二进制数据文件的归档和检索。其他信息也可以通过产品数据管理的检索获得。数据和信息将被传递到信息融合,并且通过内、外用户的网络接口进行可视化显示和应用。

亚数据搜集和管理改进了试验过程,使产品开发周期和费用减少高达 20%。

(2) 数据/信息融合

ITIS 能够融合各种数据/信息源。融合源包括 已处理的试验数据 计算数据 其他试验已处理数据 模型数据 设计图、草图、文件、图像和影像的数据 ;飞行试验数据 ;发动机部件试验数据。已开发了数据融合、数据库管理、对话式查询和可视化系统。ITIS 融合了各种数据源。

(3) 基于网络的信息传输

ITIS 通过内网的浏览器提供其所有功用的存取。某些形式数据的存取通过网络浏览器,这种网络是产品数据管的本身部分。存取可以通过采用显示数据单元、某些数据的查询进行,并通过网络接口进行信息可视化。基于网络的信息传输可在 Inter 网范围进行,或者在试验用户的专用网点进行。

(4) 传统系统集成

采用共用目标模型包装传统系统和数据库并提供接口。这些接口提供了传统数据文件系

统、传统可视系统、分析系统的传统数据库,CAD/CAM 系统,工作指令管理和业务管理系统。

综合试验信息系统 ITIS 是向远程用户传递数据和信息的新一代系统。这种系统应用远程用户的网络接口,能够近于实时地存取试验数据、亚数据和信息。产品数据管理用于搜集和归档试验信息、数据和亚数据。

9.1.2 虚拟仪器

虚拟仪器 (Virtual Instruments, 简称 VI) 是一种概念性仪器,是 21 世纪初国内外测控技术十分关注的课题。虚拟仪器实际上是一种基于计算机的自动化测试仪器系统,是现代计算机技术和仪器技术的完美结合的产物,是计算机辅助测试 (CAT) 的一项重要技术。虚拟仪器利用加在计算机上的一组软件与仪器模块相连接,以计算机为核心,充分利用计算机强大的图形界面和数据处理能力进行测量数据的分析和显示。虚拟仪器是一种基于图形的开发、调试和运行程序的集成化环境,实现虚拟仪器的概念。美国 NI 公司提出“软件即是仪器”的理念。利用虚拟仪器,用户可以很方便地构建自己的自动测试系统。

1. 虚拟仪器结构和特点

测量仪器经历了四代发展:

第一代是模拟仪器,如万用表和晶体管电压表等。其基本原理是电磁机械式。

第二代是数字式仪器,如数字电压表、数字频率计等。这类仪器将模拟信号的测量转化为数字信号测量,然后以数字方式输出测量结果。

第三代是智能仪器,这类仪器内置微处理器。既能进行自动测试,又具有一定的数据处理能力,其功能块以硬件或固化的软件形式存在。

第四代是虚拟仪器,是由计算机硬件资源、模块化仪器硬件和用于数据分析、过程通信及图形用户界面的软件组成的测控系统,是一种由计算机操纵的模块化仪器系统。

图 9-7 示出虚拟仪器结构,它由三大功能块构成:信号的采集与控制、信号的分析与处理、结果的表达与输出。

虚拟仪器的特点如下:

① 融合计算机强大的硬件资源,突破了传统仪器在数据处理、显示和存储等方面的限制,大大增强了传统仪器的功能。

② 利用了计算机丰富的软件资源,实现了部分仪器硬件的软件化,增加了系统灵活性。通过软件技术和相应数值算法,可以实时、直接地对测试数据进行各种分析与处理。同时,图形用户界面技术使得虚拟仪器界面友好,人机交互方便。

③ 基于计算机总线和模块化仪器总线,硬件实现了模块化、系列化,提高了系统的可靠性和维护性。

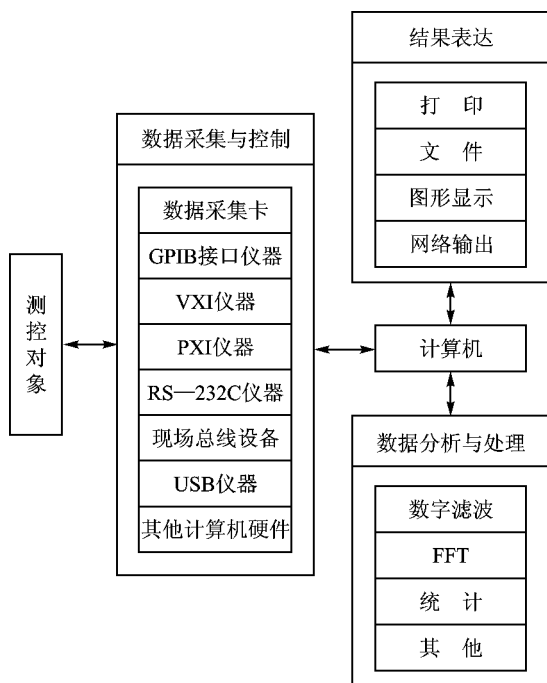


图 9-7 虚拟仪器结构

④ 基于计算机网络技术和接口技术,具有方便、灵活的互联能力,广泛支持各种工业总线标准。因此,应用虚拟仪器技术可方便地构建自动测试系统,实现测量、控制过程的智能化和网络化。

⑤ 基于计算机的开放式标准体系结构。虚拟仪器的硬、软件都具有开放性、可重复使用及互换性等特点。用户可根据试验需要,构建高效、灵活测控系统。

虚拟仪器测控体系结构如图 9-8 所示。

2. 虚拟仪器的硬件系统

虚拟仪器的硬件系统包括计算机硬件平台和测控功能硬件。

计算机硬件平台包括各种类型计算机,如台式计算机、便携计算机、工作站和嵌入式计算机等。计算机管理着虚拟仪器的硬、软件资源。当前,计算机的中央处理器(CPU)的速度每 18 个月提高一倍,Alpha 芯片的主频已达 600 MHz,到 2010 年可达 10 GHz,将比现在提高 25 倍。CPU 的字长已从 32 位增加到 64 位,Merced 的 CPU,机内设有 128 个运算寄存器和 128 个浮点寄存器。美国正在研制单片巨型机芯片中将包含 10 亿个晶体管。

为提高计算机存储器性能,将存储器分层配置,分为片内和片外高速缓存、主存以及外存。

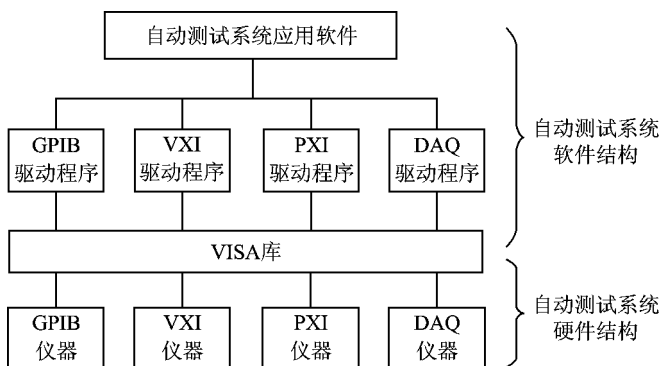


图 9-8 虚拟仪器测控体系结构

2000 年后将生产 64 GB 的 DRAM 芯片,为现在芯片的 1 000 倍。硬盘的存储容量已达 18 GB,比 5 年前的 500 MB 容量提高了 30 多倍。预计今后将每年提高 60%。LS—120 硬盘驱动器采用激光伺服技术,既可读以前的 3.5 英寸软盘(容量为 1.44 MB),也可读 120 MB 的 LS—120 软盘,兼容性极好。用 LS—120 盘,速度比普通硬盘机快 5 倍,容量高 80 倍以上。

总线是计算机系统中各部件间通信的“高速公路”。CPU 与高速缓存、主存的通信速度最快,它们间通信所用总线称为内部总线。巨型机、服务器中的总线速率已高达数亿字节每秒。至 2000 年,PC 图像已采用三维显示,并大部分采用 AGP 总线接口,比 PCI 总线更快。COP MACT PCI 总线融合了 PCI 总线和 VME 总线两者的优点,在航空试验环境颇有吸引力。通用串行总线 USB 的速率高达 12 Mb/s,Fireware 的速率达 100 ~ 400 Mb/s,2000 年后可达 1 Gb/s。这些总线可作为 PC 机连接 DVD、CD ROM 播放机、数字视频和数字相机的接口。

按照测控功能硬件的不同,虚拟仪器可分为 GPIB、VXI、PXI 和 PC 插卡式四种标准体系结构。PC 插卡基于计算机标准总线的内置(如 ISA、PCI、PC/104 等)或外置(如 USB、IEEE—1394 等)功能插卡,其核心主要是数据采集卡(DAQ)。应用 DAQ 可方便快速地组建基于计算机的仪器,实现一机多用。随 A/D 转换技术、仪器放大技术、滤波技术和信号调理技术的发展,DAQ 的采样速率已达到 1 GB/s,精度高达 24 位,通道数高达数十个,并能任意结合数字 I/O、模拟 I/O、计数器和定时器等通道。在 PC 机上连接 DAQ 功能模块,配合相应的软件,就可以构成一台具有若干功能的 PC 仪器。

3. 虚拟仪器的软件系统

虚拟仪器技术的最核心思想,就是利用计算机的硬/软件资源,使本来需要硬件实现的技术软件化(虚拟化),以增强系统的功能和灵活性,并降低成本。

虚拟仪器的软件框架从底层到顶层,包括三部分:VISA 库、仪器驱动程序、应用软件。

① VISA (Virtual Instrumentation Software Architecture) 虚拟仪器软件体系结构,实质即是标

准的 I/O 函数库及其相关规范的总称。一般称该 I/O 函数库为 VISA 库。它驻留于计算机系统之中,执行仪器总线的特殊功能,是计算机与仪器之间的软件层连接,以实现对仪器的程控。它是一个可调用的函数集。

② 仪器驱动程序是完成对某一特定仪器控制与通信的软件程序集。每个仪器模块都有自己的仪器驱动程序,仪器厂商以源码的形式提供给用户。

③ 应用软件建立在仪器驱动程序之上,直接面对操作用户,通过提供直观友好的测控操作界面、丰富的数据分析与处理功能,来完成自动测试任务。

虚拟仪器应用软件可采用通用编程应用软件和专用图形化编程软件进行编写或开发。前者有 VB、VC++ 和 Delphi 等,后者有 NI 公司的 LabVIEW、LabWindows/CVI 美国 Tektronis 公司的 Ez-Test、HEM Data 公司的 Snap-Marter 平台软件。

应用软件还包括通用数字处理软件。它包括处理数字信号的各种功能函数,如频域分析的功率谱估计、FFT、细化分析等,时域分析的相关分析、卷积运算、均方根估计、差分积分运算和排序等,这些为扩展虚拟仪器的功能提供了基础。

随着计算机网络技术、多媒体技术及分布式技术的发展,融合了计算机技术的虚拟仪器技术,其内容会更加丰富。如简化仪器数据传输的 Internet 访问技术 Data Socket、基于组件对象模型 (COM) 的仪器软硬件互操作技术 OPC 和软件开发技术 Active X 等,这些技术不仅提高了测试系统的性能水平,而且为软件仪器时代的到来打下技术基础。

9.1.3 并行处理技术

在单个 CPU 中依靠指令并行、部件并行能有效提高 CPU 的能力。美国能源部在 2001 年研制的超级计算机每秒浮点运算为 30 万亿次,2005 年将研制出 100 万亿次每秒的超级计算机,都将采用 16 ~ 128 个对称多处理机系统 (SMP),而每个 SMP 又由 50 ~ 100 个 CPU 组成。

这种利用并行处理技术的高速计算机在航空发动机动态试验和测量、高空台模拟试验以及飞行试验、监控中会得到广泛应用,特别是发动机仿真、过渡态仿真、全飞行任务仿真、部件仿真将主要取决于并行处理技术的发展。

并行分布处理 (PDP) 理论是神经网络、神经计算和神经计算机研究中一个十分重要的基础概念,其中还包括神经计算机的硬件结构——并行分布式连接及其软件编制和运行的基本原则。

PDP 模型的信息处理是并行的,而信息的表达则是分布的,知识被各单元之间的连接所编码,因此,PDP 具有分布式的编码方式,这不同于数字计算机。计算机中采用的是局域性编码或地址编码,而分布式编码则是一种内容编码。分布式编码可以节省大量单元,并且信息的存取是多个单元并行动作,所以速度快,具有较强的容错性和鲁棒性。

并行处理器阵列神经计算机是将大量的处理机单元通过规则的、易于通信的互联网络构

成大规模的并行处理机阵列,以实现极高的计算性能。

神经网络并行处理器阵列中的处理器采用专门设计的芯片,其性能好。

IBM NEP 并行阵列计算机由仿真处理器 (NEP) 组成,加上软件后形成了一个网络计算环境。传输速率为 80 MB/s 的 I/O 接口和传输速率为 100 MB/s 的 NEP 之间的 NEPBUS 接口、RAM 数据存储器器和程序存储器器等构成了 NEP。一个 NEP 可模拟 4 K 个神经元和 16 K 根连接,速度为每秒修改网络 30 ~ 50 次。

日本富士通公司开发的基于工作站的高速神经计算机 Sandy,采用了环状寄存器并行技术,其积和运算速度超过超级计算机。Sandy/8 由 256 个处理器构成整个系统,单机运算速度 33 M 浮点,总体运算速度 8.5 G 浮点,并体存储容量 66 MB。这种计算机对于航空发动机整机动态仿真是十分必要的设备。

9.1.4 试验、计算数据可视化

人类通过眼、耳、鼻、舌、身接受信息、感知世界。据统计,人类所获得的信息中,约有 75% 是以图像形式,通过视觉系统获得的。图像是人类最主要的信息源。可视化的目标是把数值计算和试验获得的大最数据转换为人的视觉可以感受到的计算机图像。随着计算机图形学理论的发展,出现了更加真实图像的技术,诸如浓淡技术、纹理技术、消隐技术、彩色图像技术等。试验和计算数据场可视化是科学技术发展过程中一个重要研究部分,亦是显示科学试验和计算结果的主要手段。

1. 数据场

数据场的来源可概括为:

① 由试验和现场测试获得数据场。例如,通过发动机整机试验获得各截面的速度场、温度场和压力场 通过部件试验获得其气动、热力和可靠性诸方面的性能数据 通过高空台模拟试验获得发动机在不同飞行高度、不同飞行速度下的主要工作参数值。通过对人体多个方向、多个剖面拍摄人体器官的浓度场数据获得反映病变的情况 通过对机器的无损探伤,如超声波、X 射线和全息干涉测试,可以在不破坏部件下获得大量数据,通过对数据的可视化分析可以了解到部件的内部结构,准确显示发生变异的区域。

② 由大量工程计算获得数据场。如发动机整机性能计算,瞬态/稳态工作过程模拟,发动机相容性仿真研究等,可以获得压力场、温度场和速度场等大量数据,反映发动机内部工作过程、特点和规律 构件的有限元分析给出局部应变与应力集中的区域,预测裂纹的增长速度等。科学研究和工程计算会产生愈来愈大的数据场。

数据通常可分为数值数据、几何数据和图像数据。试验和测量除获得数值数据外,还有大量的图像数据。工程计算可产生这三种数据。

数值数据又称属性数据,如用来表示温度、压力、浓度、速度和强度等。属性数据又可分为标量、矢量和张量等多种形式,是可视化中主要关注的的数据。

几何数据用来表示实体的形状,包括点、线、多边形和曲面等,通常可由几何造型软件定义或生成。几何数据是一类独立变量,有时与其表示实体的属性相互关系,例如发动机燃烧室中温度场与其燃烧室火焰筒几何形状有关。温度分布通常可用不同颜色来表示。图像数据通常以点阵数据形式表示。

根据属性数据在空间的分布,其数据场可分为规则分布和不规则分布。

数据场的可视化目前主要集中在二维和三维。二维标量数据场的可视化比较成熟,三维场还在不断发展。

2. 数据场可视化的处理方法

数据场可视化是把数值计算或试验测量的大量数据转换为人的视觉可以感受的计算机图像,即用直观的图形输出代替数字输出。计算机图形学处理的对象是曲线和曲面等几何对象。可视化要处理的对象则是数据场。计算机图形学中已有许多算法来显示与处理各种实体,还配备了专用硬件。可视化处理方法主要有:

其一,从数据场中提取曲线信息及提取边界曲面和等值面等曲面信息,其后采用原有显示技术对其加以显示。这种方法的缺点是 在构造曲面的过程中会丢失大量信息,主要是曲面内部或曲面外部的信息。因此,只是显示某些特殊的局部信息。

其二,剖面显示,即研究体数据在某一剖面上的分布情况,这种方法在发动机试验中很有效。例如,显示在垂直于发动机轴的各主要特征截面的数据信息。

其三,体绘制技术。这种方法的特点是对体数据进行整体显示,即将数据场的不同层次、不同材料以及不同特性都在一幅图像中整体表现出来。显然,体绘制方法有助于人们把握数据场的全局。

下面以三维数据场可视化的处理过程为例,阐述其主要处理过程。

(1) 数据预处理

可视化的输入数据来自计算机模拟计算的数据或试验测量数据,也可从数据库中调用。可视化软件中的预处理模块应能处理数值数据、几何数据和图像数据,并能使数据格式化、标准化。对数据的存储、管理和调用,通常采用广泛的数据库管理。

对于模拟计算和试验测量的数据,可能含有外来“噪声”,一般不能直接输入到可视化功能处理模块中,通常需对其进行变换处理,进行某些增强、预备或清理过程,以及进行坐标变换、几何变换与线性变换等。

(2) 影 射

影射实质上是构模。它是将数值模拟和试验测量的数据影射成可绘制图像的几何数据,它是三维数据场可视化的核心部分。对不同类型的数据有不同的影射。例如:

① 对一维标量数据场采用线画图、直方图和柱形图;对二维标量场,常采用网格序列法、网格无关法、区域填充法;三维标量场的影射主要包括断层间表面重构技术、等值面的生成和绘制技术及体绘制方法。

断层间表面重构是从一系列断面上的轮廓线中推导出相应实体的空间结构。这种技术广泛应用于医学、生物、材料工程和构件检测。常采用拓扑重构、三角片表面重构及面向体重构等。

② 等值面生成和绘制技术应用很广,很多标量场问题均可归纳为等值面的抽取和绘制。如有限元分析中包括等势面、等压面、等位面、等温面的生成,常用方法有 Cuberille 显示法、Marching Cube 算法、有限元中的等值面生成、几何变形模型和模型法等。

③ 体数据显示方法有:一种是以像素顺序进行,即依序处理像素;另一种是依序处理体元。常用的体绘制法是材料混合法,它是首先将输入的体数据转变成一系列物质比例体,物质比例体中的每一数据表现了在此区域内某物质存在的概率。物质比例体可以通过输入方式构造,也可以利用概率划分的方法进行构造。例如,构造颜色体,可以通过将每一种物质给出一种颜色,对体中的任一位置,由物质比例体可以得知此处各物质的比例,将各种物质的比例与其对应的颜色相乘后相加,就可以得到颜色体。

另一种体绘制方法是源-衰减方法,它是通过一个映射,依据节点处的灰度值,对每一节点分配一个发光强度及一个衰减因子。当光线穿过体数据的定义区域时,沿光线进行采样,利用体元顶点处的值进行插值获得采样点的发光强度及衰减因子,由此计算出光线在此体元内所发出光的总量及对光的衰减程度。由前至后反复进行此过程,将所得结果与所发出的光进行结合,最终结果作为此光线的颜色。体绘制法采用光照模型直接从数据场绘制出各类物理量的分布,因此这种直接体绘制技术能显示出对象体丰富的细节内容。

④ 矢量场和张量场不同之处在于每个物理量不仅有大小,而且有方向,其影射方法包括矢量场线和面的生成、质点跟踪、矢量场拓扑及张量场中超流线可视化方法等。

(3) 绘 制

绘制是将影射所获得的几何数据转换成图像数据。绘制中可以采用计算机图形学理论和方法,包括扫描转换、隐蔽面的消除、光照模型、明暗处理、透明与阴影、纹理影射和反走样技术等。通常计算机图形学提供的绘制方法基本上可以满足可视化绘制要求。

(4) 显示

显示是将绘制生成的图像数据在指定的输出设备上按一定要求(如显示窗口的大小与位置、存储格式等)进行输出。显示模块除完成可视图像信息的输出功能外,还应实现人一机交互界面。可视化系统中的人—机交互过程包括与图形的交互、与数据的交互。

3. 数据场可视化技术的相关知识

三维数据场的可视化涉及计算机图形学、图像处理和视觉信息等诸方面知识,现概述有关几何变换、视图变换及颜色的基本知识。

(1) 几何变换

由于物理对象是在一公共坐标系定义的,屏幕图形实际是以物理设备坐标系定义的,基于此,在实现可视化时,需要对对象进行一系列几何变换,包括图形对象的放大和缩小、改变图形对象方向性的旋转变换、定位图形对象的平移变换等。

(2) 视图变换

三维图形对象的视觉效果与观察者的方向和位置紧密相关。常用方法是三维目标影射到二维输出设备。其投影有平行投影(利用多视图产生立体效果)、透视投射(利用摄像原理获得立体图像)。

(3) 颜色

在人眼感觉到的可见光谱中,不同波长引起的颜色感觉不同,例如,波长 700 nm 为红色、580 nm 为黄色、510 nm 为绿色以及 470 nm 为蓝色等。

颜色分非彩色和彩色。彩色有三种特性:明度、色调(红、橙、黄、绿、蓝、青、紫等)、饱和度(即掺入白光的多少)。色调决定于波长。红、绿和蓝是三基色。红色+绿色为黄色,红色+蓝色为紫色,蓝色+绿色为青色,红色+蓝色+绿色为白色。

可视化技术普遍采用彩色图像。其显示方式有:

① 伪彩色图像显示。它通过人工方式对图像着色之后再显示出来。例如,像素与温度有关,因此可利用伪彩色技术来区分不同的温度。首先选择颜色,然后确定温度与颜色的映射关系。颜色数一般控制在 16 种以内,中间用颜色平滑过渡。

② 真彩色图像显示。它是人眼能真实感受到的图像,其计算机显示图像一般采用三基色(RGB)合成。

③ RGB 三基色的顺序调整为 RBG 和 GBR 等后再合成,即改变了图像的颜色,其显示的色彩与该图像的波段不对应,这种显示称假彩色图像,但所得到的图像可视性依然很好。

4. 温度场可视化例

采用全息干涉试验测得的温度场数据进行可视化时可将原始数据编成一小数据库。采用三维插值法,即可获得任一点的温度数据。温度场是标量场,可以直接将不同温度的点用不同的色彩表示,并编成温度-颜色表,可视化时直接调用。

采用层析方法把三维场切片成二维处理,得到二维温度场,然后进行可视化。为了不丢失三维场的信息,应保证切片无限性、切片方向的任意性。可以由不共线的任意三点坐标确定一个平面,即模型上的某一截面。

通过改变视角显示各个方向上的剖切平面,以保证切片方向的任意性。

实践表明,用色调图显示二维温度场,能获得温度场可视化的最佳分析效果。其步骤包括:

- ① 确定温度最大值和最小值所对应的颜色。
- ② 根据所选用的显示器,将温度场最大值和最小值间分成 16 个或 256 个值域。
- ③ 根据显示温度中所使用的基色数量,计算出对应于不同值域的颜色值,即进行颜色标号。
- ④ 根据多边形扫描转换和区域填充等算法计算出位于二维平面网格内每个像素与温度值对应的颜色值。
- ⑤ 将其中若干个值域的大小及对应的颜色显示在图形的侧边,以便观察时能对显示结果作量化分析比较。

图 9-9 示出可视化系统模型。

可视化软件执行是从数据生成到图像显示的交互迭代过程。包括数据存取与操纵、可视化影射、图形绘制和用户界面等。数据操纵主要完成数据的过滤、细化和增强原始数据,并转换为适合后续可视化操作的形式,它包括网格化和差值计算等。可视化影射将数据过滤导出的数据转换为抽象的可视化对象,其属性包括几何、时间和颜色等。绘制则是将抽象的可视化对象转换成可显示的图像。用户根据显示的图像交互控制可视化的各个阶段,直到获得最佳显示结果。

对于温度场激光全息干涉层析的可视化,就是要通过剖切方法快速观察不同剖面上的温度分布,并采用不同的颜色描绘流场中不同的温度区域。图 9-10 示出温度场全息干涉层析可视化软件总体框图。其软件包括 视觉模型模块、温度数据存取模块、颜色影射模块、剖切平面与视角设定模块、温度数据输出模块、剖切截面场的可视化模块、截面提取模块和辅助模块等。

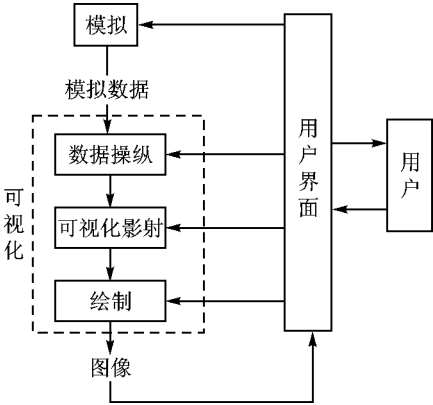


图 9-9 可视化系统模型

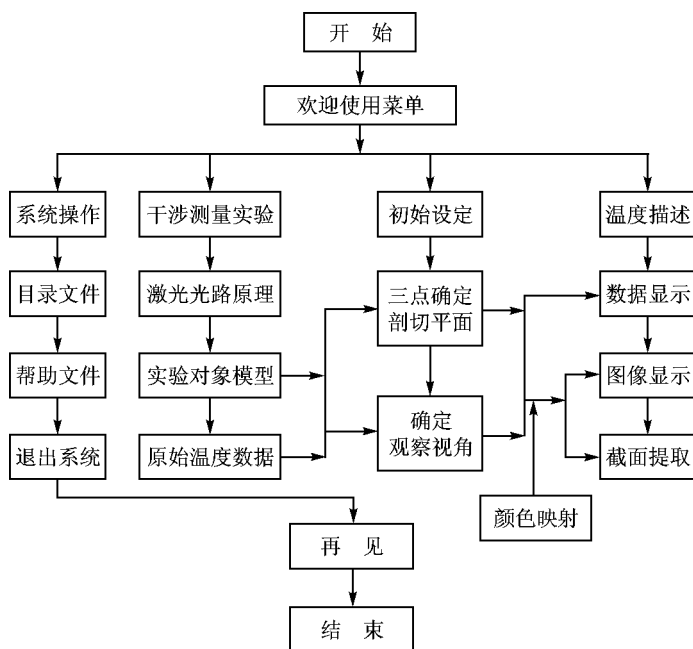


图 9-10 温度场全息干涉层析可视化软件总体框图

其中,温度数据存取模块设立三维坐标 (x,y,z) ,将视觉模型立方体每条棱长等距离离散,形成多个网格。根据试验实测与计算数据确定各个离散点的温度值,存为数组 $T[x][y][z]$,并以它作为原始温度数据。可视化绘制时,读出相应的离散点的温度值,而模型中非边界的任一点 (x,y,z) 的温度值 $T(x,y,z)$,则根据网格采用三维插值求出,即可获得任一点温度。

颜色影射模块能从温度数据组中自动查找其最大值 $T_{\max}$ 和最小值 $T_{\min}$,并将连续变化的温度影射成阶梯跳跃的色调。

剖切平面与视角设定模块在输入不共线的三点时即可确定模型上一个截面,改变视角即可对该剖面进行各个方向的显示 温度数据输出模块根据用户输入的坐标值判别该点所在网格,并调用相应网格边缘的温度值,用三维插值求出温度并输出 剖切截面场的可视化模块对任意角度的剖面进行温度可视化,把复杂的三维问题简化为一系列的二维问题 截面提取模块的作用是对截面场图进行放大并用多种颜色显示,以便于用户观察和分析。

9.2 发动机故障诊断及监控技术

9.2.1 诊断与监控的定义和作用

航空发动机在运行中内部构件必然受到力的、热的和摩擦多种物理作用,使其运行状态不断变化。伴随这些作用和变化必然产生相应的振动、声音、温度以及磨屑等的二次效应。诊断和监控技术即是根据这些物理参数判断和识别工作状态和发生的故障。

航空发动机可靠性是指在规定时间内,表征发动机特性的所有参数在规定范围内,在规定的使用、技术设备、维修、存储和运输条件下,完成规定功能的能力。表征发动机可靠性常采用下列技术指标:

- 平均推力(功率)下降间隔时间;
- 平均故障间隔时间;
- 空中停车率(指每 1 000 飞行小时中所发生的空中停车总次数);
- 提前换发率(发动机每 1 000 飞行小时中由于发动机故障造成提前更换发动机的次数)。

故障诊断和状态监控在提高航空发动机可靠性、确保飞行安全、缩短维修时间、预估使用寿命、研究故障发展规律、提高耐久性和降低直接使用成本等方面是重要技术措施之一。

故障诊断和状态监控的通用定义可表述为:

故障诊断指的是故障的检测和分析,包括故障信号的采集、测定和判断,确定故障的部位、后果、原因和修复。

状态监控指的是用一定的手段连续或定期地定量检测发动机的状态,掌握故障的发展过程和规律,从而对发动机采用必要的措施。

航空发动机故障诊断和监控系统是一先进综合性技术,它取决于敏感技术、测试技术、显示技术、发动机结构和热力学性能分析以及大量维修经验的支持而发展的。通过航空发动机设计、试验、生产、安装和使用,并与维修计划综合一体,达到有效地监控发动机,并实施以可靠性为中心的视情维修与状态监控维修。

21 世纪初,故障智能诊断的发展建立在多学科的发展、经验知识与基本原理的紧密结合、诊断系统与神经网络的结合,数据库技术与人工智能技术的相互渗透。

从基本概念上,监控和诊断都是检测故障信号,在本质上它们是相同的。一般说来,故障诊断着眼于时间点上的故障检测和分析,而状态监控是着眼时间轴上的故障过程的反复检测。从广义上讲,监控包含机内、外和空中实时的及飞行后的飞机、发动机重要工作参数监测。随着测控技术和实时处理能力的提高,监控和诊断技术之间的区别已日益变得不明显。因此,可把状态监控和故障诊断统归为发动机监控技术。

由于航空发动机结构复杂,又工作在高温、高压、高应力及高交变载荷的苛刻条件之下,因此,目前的设计、生产、维护和工艺材料还不能充分保证发动机使用中対可靠性、耐久性和维修

性的要求,不能确保飞行的安全性和可靠性。例如,JT9D、RB211 和 CF6 发动机均因热端部件故障造成多台发动机提前更换。民航适航性条例规定了发动机必须有 15 个以上的监控参数。实际上,B747、B767 和 A310 等飞机的发动机,监控参数已明显超过 15 个,而且装备了完整的状态监控和故障诊断系统。F100 和 F404 发动机监控系统都非常有效,大大缩短了维护时间,提高了飞机出勤率。F100 的诊断系统(EDS)共记录和监测 38 个发动机参数和飞行参数,监控超转、超温、滑油回油压力异常、发动机失速、喘振、主燃油泵故障、加力燃烧室故障及熄火等异常情况。EDS 的进一步发展,演变成 F100—PW—220 发动机状态监控系统(EMS)。PW—220 EMS 的有效性为 99.3%,在一百万飞行小时之后,EMS 的失误差率小于 1%。

CF6 发动机监控后,空中停车率由 20 世纪 70 年代初的 0.005%~0.009% 降到 70 年代末的 0.003%。非计划换发率由 0.004% 降到 0.002 6%,发动机故障的 30%~50% 是监控系统发现的。

F101 发动机装于 B—1 飞机,其监控系统装有 1 800 个外场可更换组件,监控非航空电参数 2 584 个、航空电参数 1 200 个,每 30 s 进行 5 250 个试验。所采用的数字计算机控制数据获取、处理和数据传播。有 27 个发动机参数和 5 个飞机机体/气动力参数被监控和处理。这些参数用于故障探查、隔离、趋势分析和低循环疲劳计数。发动机 13 个类比参数均输入到处理机。

ALJ—31Φ 发动机是苏—27 远程截击歼击机的动力装置,它采用机载和地面监视方法在飞行中和地面上进行发动机状态监控和故障诊断。共监测 48 个参数。

EJ200 发动机和第四代战斗机发动机 F119 的 FADEC 均具有故障诊断和状态监控的能力。

TF39 发动机(配装 C—5A 飞机)采用改进诊断的监控系统,它监测 41 个参数,采用光学高温计监测第一级涡轮叶片温度,还采用磁性屑片探测器、加速度传感器和润滑传感器等。地面试验数据处理由赖特空军基地负责,后传给 GE 公司。

JT90 发动机(配装 B747 飞机)采用监控系统,确定性能恶化,建立趋向分析模型、推行节油技术措施和确定发动机性能恶化来源。PW4000(配装 B767、B777、MD—11 飞机)和 V2500(配装 A320、MD—90 飞机)采用综合控制和监控系统,具有自检、故障隔离和精确调节推力能力,提高了可靠性和维修性。

综上所述,可以看出 采用状态监控系统能够确定发动机的技术状态,以便进行趋势分析。预估寿命 能充分利用部件,按需要更换部件 能缩短维修时间、节省维修费用,促进维修方式由定期维修向视情维修发展 还能根据诊断和监控信息反馈到设计、生产,提高发动机质量和工作可靠性,延长使用寿命,降低成本。

9.2.2 监控和诊断系统的组成

发动机的完好程度可以用性能、循环次数、高温或超温下工作时间、滑油中杂质含量和气流中金属颗粒的含量、大小和分布等指标来评定。在发动机上测量一定数量的参数,基本上可以对发动机的完好程度进行监控。其监控范围和系统组成、特点如下所述。

1. 监控范围

(1) 性能监控

主要是利用机载数据采集系统和某些附加传感器,自动录取整个飞行中发动机参数和部分飞行状态参数,由机载计算机处理并予以显示、报警或由地面中心站按预定的子程序来判断发动机、部件、性能恶化程度以及确定故障原因、部位、编制维修计划和修理程序。

(2) 机械状态监控

① 振动监控,其中机载振动仪采用常规机载测振跟踪分析仪用于分析转子振动情况,图像分析仪用于分析转子振动,判断故障及其部位,动平衡仪用于振动跟踪分析和全机动平衡。

② 轴承齿轮监控,其中抱轴预兆监控用于检测表面温度和温升速率,进行预兆报警。

③ 排气温度分布检查,用于判断火焰状况、变形、倾斜、松动及喷嘴堵塞等故障。

④ 燃油控制分布器,用于检查发动机整个运行过程中主燃油调节器的功能是否正常。

⑤ 叶片动应力测量,用于监视发动机运转过程中动应力是否超限。

⑥ 叶片-机匣间间隙监测,用于监控发动机各状态下的间隙变化。

(3) 滑油监控

① 金属屑分析,用于判断轴承等旋转件的磨损情况。

② 滑油光谱分析,用于确定滑油中的金属成分和含量。

③ 滑油消耗量分析、用于判断油路、封严件、泵等部件折断、裂纹和损坏。

④ 滑油常规监视,用于判定传动部分因故障引起的温升现象,判断油路渗透、空气通风器的故障和是否有潜油等。

⑤ 滑油导电率检查,用于确定滑油因磨损而污染的程度以及判断油路有否渗透。

⑥ 空中滑油检查,包括光学监控用于确定滑油中微粒量和杂质含量,淤量法用于测定各区域铁屑大小和比例,以判断磨损程度,指示性油滤法用于遥控特制油滤上的导电微粒量,以判断轴承磨损程度。

(4) 极限状态监控

① 喘振监控,用于早期失速、喘振信号检测,控制发动机避喘。

② 叶片超温监控,检测最高涡轮叶片温度,控制燃料调节器,以免涡轮叶片因富油或冷却气路堵塞而导致超温。

③ 轴承超温监控,检测轴承温度、监视冷却滑油循环状况,以免因滑油非正常泄漏或喷射不正常而导致超温抱轴。

④ 超转监控,检测轮盘转速,控制油门、切油、实现超转保护。

(5) 无损监控

① 孔探仪内窥检查,用于在不分解发动机情况下,检查发动机气路部件,特别是热端部件的损坏、裂纹和变形等。

② 同位素照相检查,可在不拆卸发动机情况下,检查导向叶片、燃烧室、喷嘴的缺陷和热变形。

③ 超声波检查,用于检查表面缺陷、微裂纹以及焊缝裂纹等。

④ 涡流检查,利用电涡流检查压气机、涡轮盘的裂纹及叶片、支座和螺孔等零件的裂纹。

⑤ 常规检查,包括目视、X光、荧光和磁探仿等。

同一个监控参数可以反映多种故障,同一个故障也可以用多个监控参数监测。例如,空气流量的变化可反映喘振、导流叶片失灵、压气机封严齿磨损和进口叶片结冰等。表9-1示出了典型故障监控参数。为了用最少量的监测参数监控发动机技术状态,就要有一套用数学表达式、逻辑式或图表构成的数学模型,用测取的参数进行综合分析,确定故障部位。

表9-1 典型故障监测参数

故 障	诊断方法	监测参数
叶片损坏(外物打伤)	气动参数,振动,噪声,孔探仪	转速、排气温度、振动、噪声谱
疲劳裂纹	振动,孔探仪,噪声,超声波	振幅、频率、噪声谱
阻尼台损坏	振动,噪声	叶片间距,振动
机械侵蚀	气动参数测量	推力、燃油流量、涡轮前温度,高、低压转速
喘 振	气动参数测量,振动	燃油流量空气流量,涡轮进、出口温度、转速
放气门或导流片控制失灵	气动参数测量,噪声	涡轮前温度,空气流量,转速
压气机封严磨损,漏气量增加	气动参数测量	转速、空气流量、压气机出口温度、涡轮出口温度、推力
叶片结冰	气动参数测量,转子灵活性	转速,空气流量,压气机出口温度,压力

2. 监控系统说明

下面以 F110 发动机监控系统(EMS)来说明其组成和工作特点。

发动机监控系统包括采集数据功能, 传送、处理和提供数据供维修使用的功能, 其特点为:

- ① 确定 F110 发动机超限。
- ② 隔离超限源至适当程度。
- ③ 获得判别发动机长期性能变化趋势所必需的数据。
- ④ 获得能够跟踪发动机有限寿命部件的数据。
- ⑤ 由 EMS 判定发动机状态, 指示是否需要进入地面维修工作区。
- ⑥ 设有地面支持软件, 用来处理 EMS 数据, 并与其他数据系统接口。

(i) EMS 的组成

在 F110 发动机装有全权限模拟电子控制器 (AFTC), 该控制器为 EMS 提供主接口。控制器可以实时地接收发动机参数的模拟量。EMS 由三个部件组成: 安装在发动机上的 EMS 处理机 (EMSP), 安装在飞机上的 EMS 计算机 (EMSC) 和数据显示与传输装置 (DDTU), 后者是机场维护工作区的设备。图 9-11 示出这些部件安装于 F16 时的相对位置 图 9-12 示出功能关系和部件的接口。

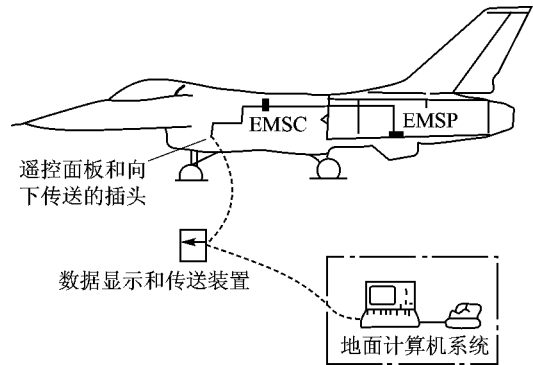


图 9-11 F110 发动机监控系统 (EMS)

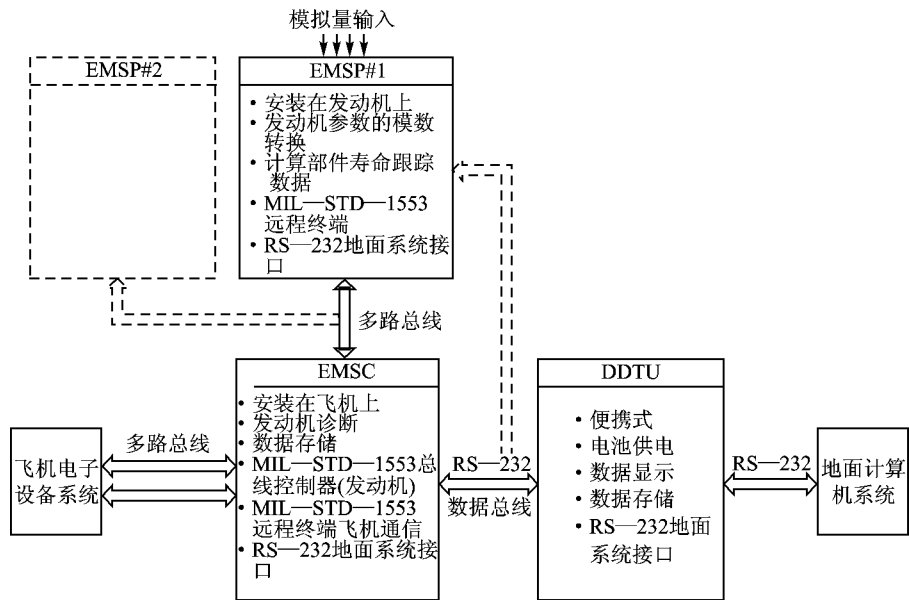


图 9-12 功能关系和部件接口

② 数据采集和累积

所有的发动机参数都可在 AFTC 的两个插头上得到,这两个插头将控制量和非控制量,诸如防冰活门位置、滑油温度和滑油箱油标等分开。EMS 监测的发动机参数如表 9-2 所列。

表 9-2 EMS 监测的发动机参数

参 数	符 号	参 数	符 号
高压涡轮叶片温度	T4B	飞机发动机油门杆角度	APLA
发动机油门杆角度	EPLA	F-16	
风扇进口导流叶片位置	IGV	排气喷口面积	A8
风扇进口温度	T2	外涵压力比	DDP
压气机出口压力	PS3	外涵压力增量	DP
主燃油活门位置	MVPOS	加力燃油活门位置	AUGPOS
主力矩电机电流	MTM	加力燃油活门力矩电机电流	WFRTM
风扇进口导流叶片力矩电机		排气喷管力矩电机电流	A8TM
电流	IGVTM	防冰活门位置	A/I
滑油箱油量	QL	滑油温度	TL
风扇转速	NF	加力火焰探测器信号	FDS
核心机转速	NG	加力开始信号	AIS

图 9-13 示出这些参数在发动机上的位置。AFTC 的所有上述参数均以模拟量形式得到,并且传至安装在发动机上的 EMSP,在那里分成多路且数字化,为传输给安装在飞机上的计算机 EMSC 做准备。该通信线路按 MIL-STD-1553B 多路总线的规定构成。EMSC 是总线控制器,EMSP 是一远程终端。在应用于 F-15 时,两台发动机上的 EMSP 与挂在该总线上的 EMSC 相互传输信息。

该 EMS 也使用飞机的有关参数,使发动机故障与飞行状态联系起来,这有助于诊断过程。这些飞机参数为:飞行马赫数、迎角、法向加速度、总发动机燃油流量、高度、机轮承重和 F-16 飞机增加的参数。

EMSC 可以数字形式通过飞机 MIL-STD-1553 多路总线(双余度)直接利用上述参数,因此 EMSC 是一种既带有非冗余又带余度的-1553 接口的数字装置。

③ 数据类型

从发动机监控系统 EMS 得到 4 类数据:诊断数据、部件寿命跟踪数据、趋势数据和飞行员要存的数据。

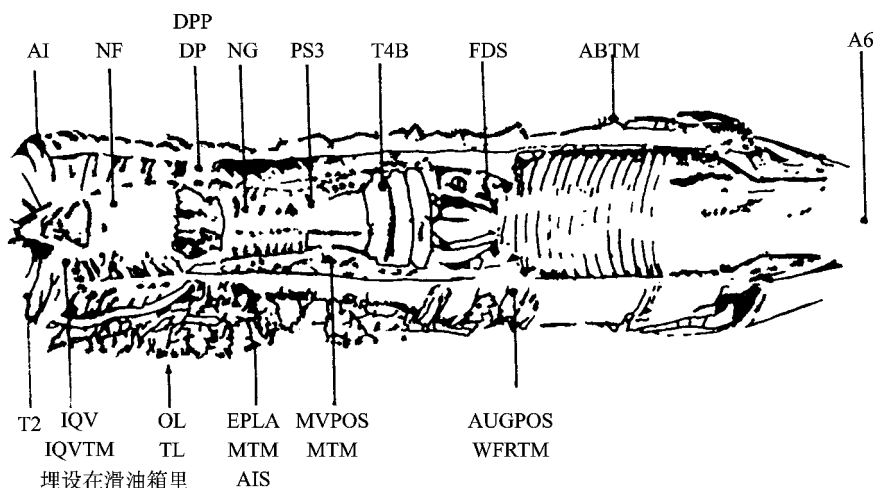


图 9-13 F110—GE—100 发动机参数

① 诊断数据,是储存检测的发动机不正常的参数数据。这可能是较多个超限、一个限制控制程序超限、或是辅助系统不正常、滑油油位低等。除检测超限外,该系统包括用于识别发动机线路更换装置引起超限的隔离逻辑,这个探测/隔离逻辑存于发动机监控系统的计算机中。图 9-14 示出 EMSC 诊断逻辑程序。所储存的诊断数据的总量取决于超限或故障的形式。当认定故障前的信息是 useful 时,如存在压气机喘振时,则存储 12 组数据的记录,6 s 有效。另外,还存储探测到的所有故障后的数据。由于超温和超转十分重要,识别出故障后要存储 18 个数据记录 (9 s)。然而对于大多数的故障和超限,仅存储 4 个记录事件 (2 s 有效)。

② 部件寿命跟踪数据,它由发动机监控系统处理机 (EMSP) 计算和存储到累积基地址,并且由地面计算机系统跟踪有寿命限制的发动机部件,这种跟踪可为维护计划和准备备件做出预测。该数据由发动机运转时间和循环组成: T4B 超温的时间、发动机运转时间、加力工作时间、加力接通/断开循环、低循环疲劳次数、全热态循环、巡航—中间—巡航循环。

③ 趋势数据,它是起飞过程中由 EMSC 自动采集和存储趋势数据,每次飞行存储 4 组数据记录 (2 s 有效),在下一个任务之前不再存储更进一步的趋势数据。

④ 飞行员初始化数据,EMS 除自动地存储异常结果数据之外,还能够应飞行员要求存储数据,在座舱开关动作时,存储故障前数据 (6 s 有效) 和故障后的数据 (2 s 有效)。在 EMS 处理存储数据中飞行员提出请求时,最多能接受 2 个请求,即不造成数据记录的重复。

⑤ 数据流,EMS 数据由 EMSC 采集,而部件寿命跟踪数据由 EMSP 计算并存储。当发动机装在飞机上时,所有存储的系统数据均是有效的,并且可由数据显示和传输装置 (DDTU) 存取 EMSC 的数据。DDTU 在机载设备与空军地面计算机系统之间提供通信口。DDTU 还具有显示功能,维修人员通过这种显示在维修站可以查看所探测的故障和确定的隔离信息,这种显

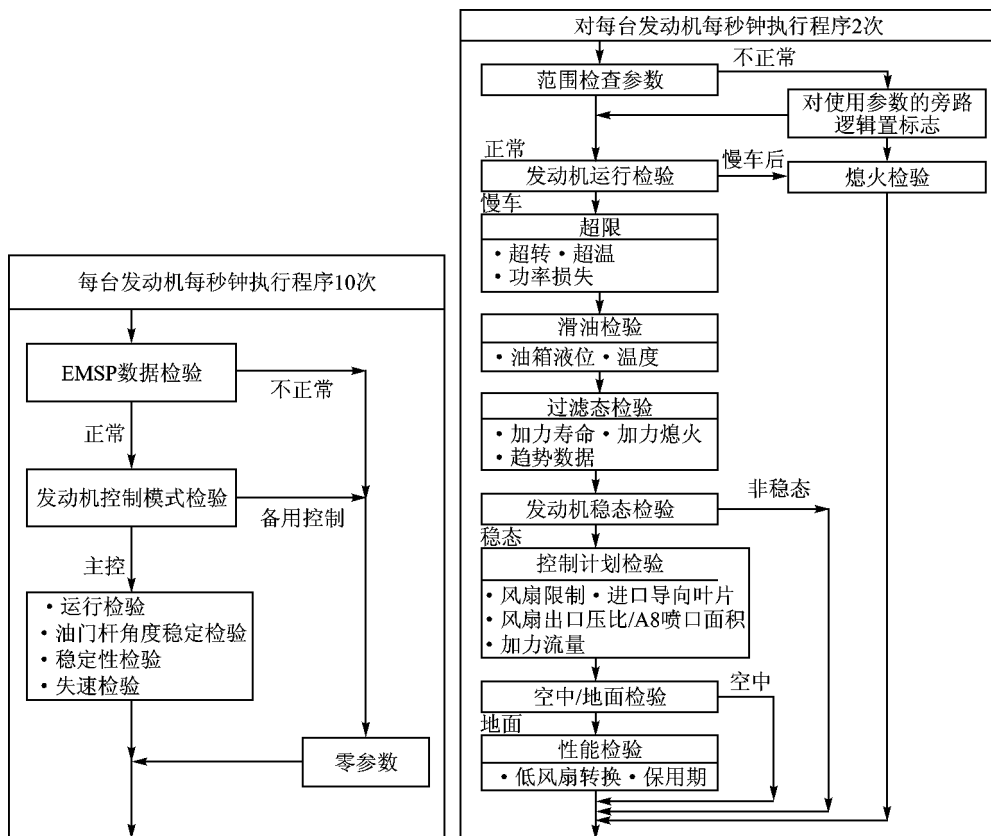


图 9-14 诊断逻辑程序

示还包括超转、超温峰值和当时的超过时间。

进入地面计算机系统的所有数据的单一入口点设在飞机维修装置上,该装置使数据规格化并进行处理,超限数据和飞行员初始化数据可予显示,并且得到硬拷贝。然后,把趋势和部件寿命跟踪数据传送到基地、维修机构的发动机管理部门。一般,飞机维修装置负责一个飞行中队(24架)。发动机管理部门把三台飞机维修装置的数据和机载试验舱设备来的数据汇集在一起,处理趋势数据和显示图表。部件寿命跟踪数据被规格化,传送到空军跟踪系统,用基地主计算机进行计算。

(4) 系统硬件

发动机监控系统处理机 EMSP 安装在 F110 发动机大致 6 点钟位置,在 4 个振动隔离器上,并用燃油冷却。该装置采用一台 16 位微处理机,并应用多层印刷电路板插件技术,它由发动机交流发电机供电,耗电 30 W,如图 9-15 所示。

发动机监控系统计算机 EMSC 安装在襟翼传动舱里,该隔舱位于中机身,由冷却空气限制该舱的最高温度。用于 F-16 飞机时,EMSC 采用对流冷却方式;在 F-15 飞机上,EMSC 安装在发动机进气道扩压器区的左侧。EMSC 有 16 位微处理机和使用多层印刷电路板插件结构,由飞机供 28 V 直流电,约耗电 40 W。图 9-16 示出 EMSC 外形。

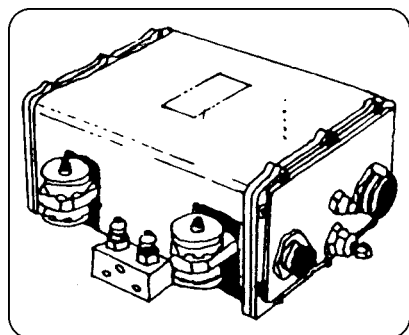


图 9-15 EMS 处理机

数据显示和转换装置 DDTU (如图 9-17 所示) 包括一个 28 V 电池电源。该电源在数据传输操作期间用于自身供电和机载装置 (EMSC、EMSP) 供电。DDTU 带有 20 个字符的液晶显示器,以使故障/隔离信息显示在维修站。DDTU 使用与 EMSC 相同的 16 位微处理机,采用相同的电路板技术,包括足够用的非易失存储器,允许在一段时间内一个中队 (24 架) 的 F-15 或 F-16 飞机向下传送数据。

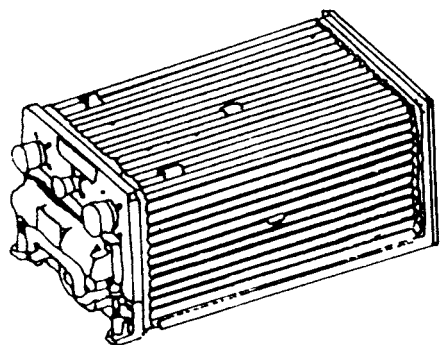


图 9-16 F-16 的 EMSC 计算机

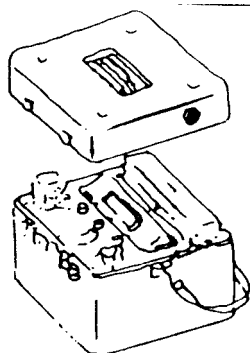


图 9-17 数据显示和转换装置

地面计算机系统是一台微机,内有软盘驱动器和 10 Mbit 硬盘。微机系统安装在各个飞机维修装置设备上。其软件包括对 EMS 数据作处理和规格化,并把该数据送给专用用户。

综上,EMS 能够在飞行期间获得发动机和飞机的有关数据,处理这些数据,给地面维修站提供简明的输出信号,确定维修作业。

9.2.3 常用故障诊断技术

1. 故障诊断

对于诊断系统,一是不分解发动机就能够定量检测和评价发动机的故障和劣化强度及性

能 ;二是能够预测发动机的可靠性,确定出现异常情况下的维修措施。一般情况下,故障诊断系统主要由敏感元件、数据采集系统、数据处理系统和显示系统组成。其中监测的一部分参数可在飞机上进行简单处理。当出现故障时,可将故障显示给驾驶员,或用灯光及音响报警。全部记录的信息将由地面维修站的中心计算机处理。

为了确定故障是否处于发展阶段,是否会产生有害影响,必须综合考虑发动机的应力、强度和功能之间的关系。综合诊断是应力诊断、故障征兆诊断和性能、强度诊断的综合结果,通过综合诊断才能得到异常的预测、寿命预测和修正方法,才能定量地掌握发动机的劣化及故障状况。图 9-18 示出故障与劣化框图。

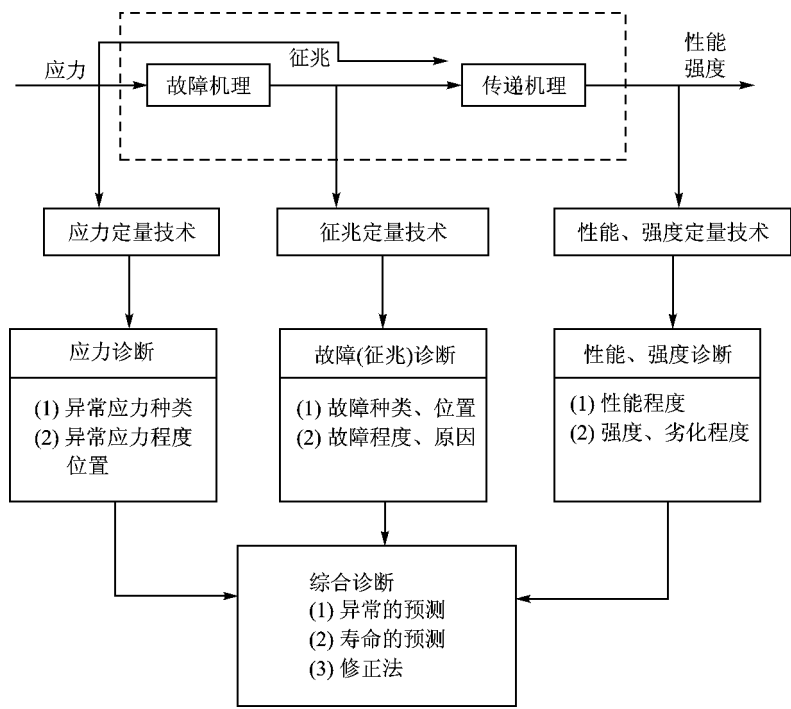


图 9-18 故障与劣化框图

经验表明,发动机故障最高的是热端部件。对于非加力涡扇发动机来说,燃烧室故障占 30.7%、涡轮占 30.5%、风扇及压气机占 13.5%、扩压器占 11.7%、燃油系统占 3.1%、轴承及润滑占 3.3%、附属系统占 3.1%、其余占 4.1%。

2. 检测技术

这是测量出反映发动机故障特征和发展趋势的各种参数,即应力参数、征兆参数、性能和强度参数。定量地掌握发动机的应力参数、显示出应力大小、成分、分布和应力场是发动机故

障诊断的最基本要求。

征兆参数一种是主要效果参数,如推力、耗油率和转速 ;另一种是派生参数,即第二效果参数,如振动、噪声、温升及转速变化。

性能和强度参数是这两者的综合和结果参数。

3. 识别技术

这是掌握征兆参数并预测故障的技术。主要方法是基于发动机原理寻求各种故障同其征兆参数之间的关系,以隔离故障,诸如腐蚀、脏污、堵塞、外来物损伤、封严磨损及叶片烧坏等,它们往往引起压气机喘振裕度、效率、温度分布和喷口面积的变化,这些变化引起可测参数的变化,如图 9-19 所示。于是就可以利用可测参数变化来隔离出劣化部件特征。因此可以运用小偏差法,利用发动机性能计算程序求出气动热力参数 (因变量 y_j) 和部件效率、总压损失 (自变量 x_k) 间的小偏差线性方程组,即

$$\sum_{j=1}^n \alpha_j \frac{\Delta y_j}{y_j} = \sum_{k=1}^p \beta_k \frac{\Delta x_k}{x_k}$$

(9-1)

式中, α_j, β_k ——系数;
j ——因变量个数;
k ——自变量数。

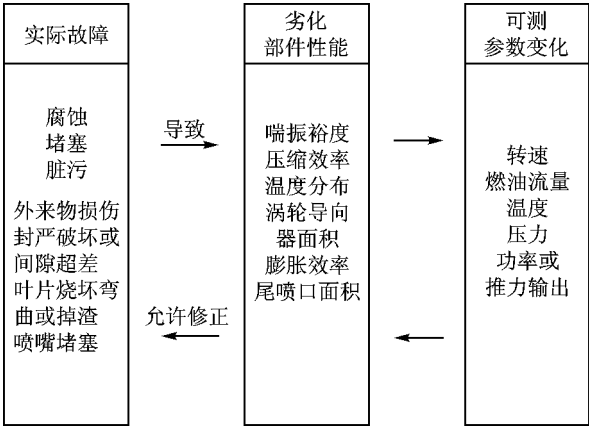


图 9-19 实际故障与劣化部件性能及可测参数之间的演变

对于每个自变量和因变量可求出影响系数 E_{jk} :

$$E_{jk} = \frac{\Delta y_j}{y_j} / \left(\frac{\Delta x_k}{x_k} \right)$$

(9-2)

式 (9-1) 给出了部件特性变化对流路气动参数的影响。当测得了气动参数发生变化时,用上

式可以求出部件性能的变化。

4. 预测技术

这是指对已识别出的发动机故障预测其发展过程,判断何时进入极限范围,如图 9-20 所示。一种方法是按概率论的统计方法,由过去的征兆、故障和信息理论方法去预测故障的未来。征兆的概率密度函数是通过回归分析以拟合出故障发展曲线。

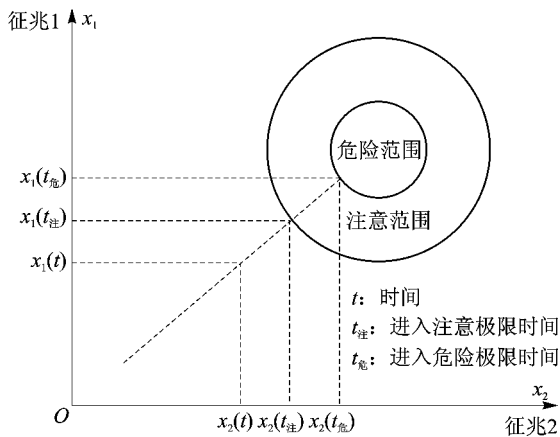


图 9-20 故障发展过程预测

另一种是理论模型方法。通过正确测定发动机现状的劣化水平及其附加因素,并将它们输入到各种预测理论模型之中,根据计算来预测发动机寿命和可靠性。采用一种“预测性能劣化曲线”方法,对典型发动机进行测量分析与预测计算相结合,在积累大量劣化信息基础上,导出关键部件性能劣化对发动机主要参数影响的“预测性能劣化模型”,并经实践修正。这种方法很实用。图 9-21 示出典型预测曲线,基本上与实际情况相符。这一方法对发动机关键部件性能劣化和寿命预测很有效。

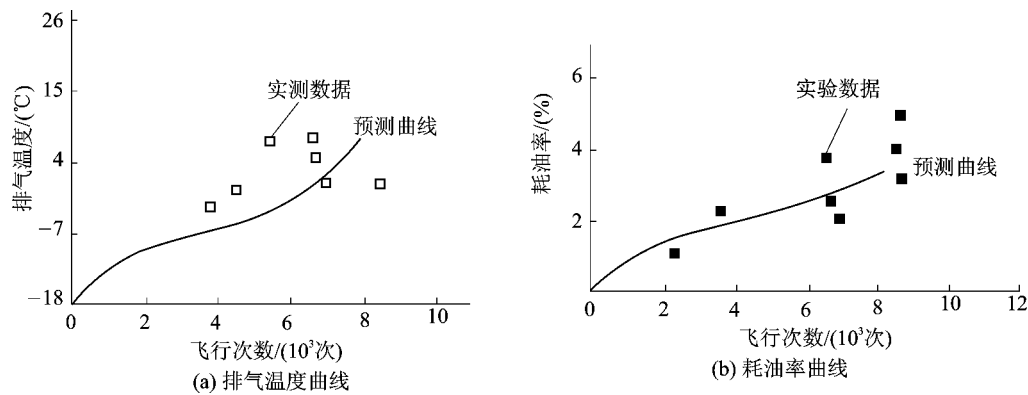


图 9-21 典型预测曲线

9.2.4 V2500 发动机状态监控和性能分析软件

1. 监控系统说明

V2500 发动机状态监控系统能够进行所有要求的分析和监控功能,包括自空中采集数据的完整性能分析。监控的优点归结为:

- 提高机群/发动机工作状态的可视性;
- 减少运行成本。

为了实现高技术、完善的发动机状态监控系统,必须研究一种状态监控和性能分析软件系统 (Condition Monitoring and Performance Analysis Software System,简称为 COMPASS)。

应用飞机和地面间传递数据的现代方法,采用地面专用分析系统,COMPASS 可以处理飞行中几分钟/几小时内生成的多种工作参数测量数据。因此,航线机务人员就能够看到他们的发动机在某一瞬时的实时健康状况,例如,起飞时排气温度;油压和油温变化趋势;振动大小等。

发动机起飞时记录的数据可以为全负荷起飞或减负荷起飞,起飞测量数据(包括环境条件)可以归一化为排气温度和转速裕度。每种发动机相对于其红线值均有其相应参数值裕度。红线是指发动机在临界起飞状态,如炎热天气和高空,并处于全功率下。在发动机整个寿命期,可以预估参数裕度。因此,航线人员能够采取措施防止超出红线值以避免飞行事故。

监控发动机的机械性能,如振动特征、油压、温度和消耗量,是根据光谱测定油分析程序和轴承油压进行的,由模块性能分析例行程序的故障信息,从而决定维修措施。

由 COMPASS 系统获得的“趋势数据信息”可以用于:

- 了解发动机使用中恶化的基本机理;
- 确定维修范围;
- 编制利于航线操作的发动机拆除计划和预定车间维修的可达性;
- 改善维修性,航线获得更多的用于决策的信息;
- 减少地面运行,并根据采集的飞行数据进行检查。

通常采用状态监控,可以实现:

① 改善运行效率,例如,可在航线上拆卸发动机;问题的早期报警;使发动机/飞机匹配良好,符合航线要求。

② 消除不必要的加工,计划成本较低的加工,改善车间生产效率。

③ 改善机群性能,例如,更有效的维修;通过更有效的再加工,使更好的发动机投入使用;更低的燃料消耗;较低的运行温度均可改善耐久性和可靠性。

2. COMPASS 的功能

COMPASS 的任务是构成柔性的健康监控系统来监控发动机工作。V2500 状态监控和性能分析软件系统 COMPASS 的目的可概括为：

- ① 提供一最佳的发动机健康监控软件包,并具有充分柔性。
- ② 能够监控参数趋势,如高压和低压转子转速、排气温度、燃料流量和振动大小。
- ③ 设有报警通道的参数趋势分析。
- ④ 设有报警通道的模块性能分析
- ⑤ 设有报警通道的机械性能分析。

图 9-22 示出飞机的 COMPASS 接口。发动机测量值被输入到发动机电子控制系统,并被输送到飞机的 ARINC 总线。发动机电子控制系统给出状态监控的大多数所要求的参数。为了提供 V2500 发动机的全模块性能分析功能,又增加了风扇排气压力、高压压气机进口压力和进口温度三个测量参数。

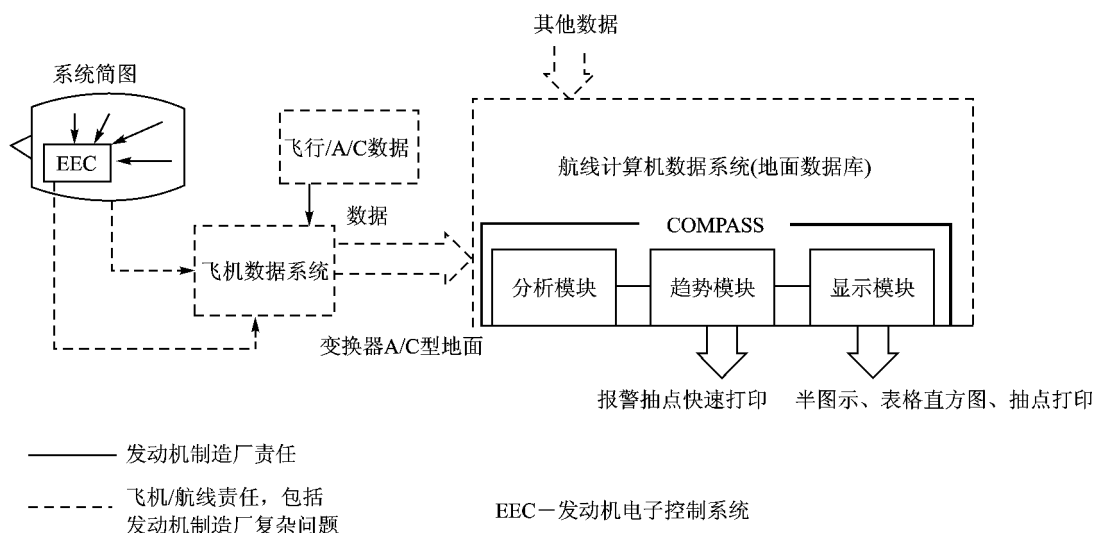


图 9-22 V2500 状态监控和性能分析软件系统 COMPASS

飞机综合数据系统采集来自发动机电子控制系统的数据,也能够采集飞行中飞机数据和在 ARINC 总线上可应用的其他发动机数据,然后把数据输送到飞机计算机系统,COMPASS 装在飞机计算机数据系统中。

COMPASS 由 3 个模块组成：

- ① 分析模块,它进行性能和机械性能的全部计算。
- ② 趋势模块,它通过滤波/趋势例行程序能够处理输入到分析模块的数据和来自分析模

块的输出数据。若被检测的这些数据值、梯度和趋势的改变量超出预先规定极限,则该模块生成报警信息。

③ 显示模块,它能够把 COMPASS 数据的所有信息设定为屏幕的输出,或者以半图示、表格、直方图或抽点格式打印。

根据航线上发动机运行类型,COMPASS 可以在线运行时接收数据并在程序块中处理数据。COMPASS 可以在必要时向用户报警。为了依靠计算机系统能够在航线上报告发动机性能的改变,COMPASS 设有先进的分析、滤波、趋势化和报警生成例程序。

3. 用户界面

COMPASS 是一综合的性能和机械状态监控系统。图 9 - 23 示出 V2500 状态监控和性能分析软件系统 COMPASS 的用户界面。数据输入 COMPASS,并且通过终端或打印机把指定的输出传送给：

- 维修管理部；
- 修理车间；
- 实验室工作人员；
- 动力装置技术部；
- 飞行作业部门。

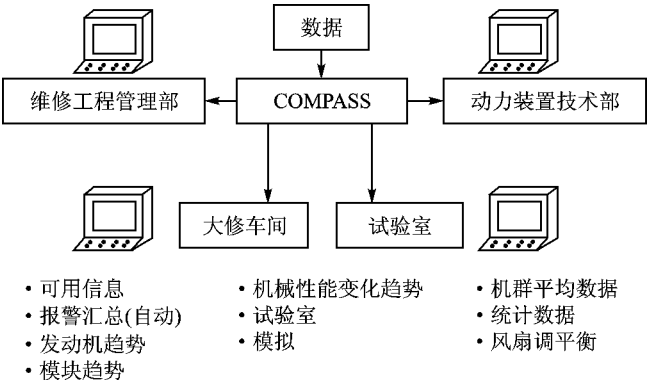


图 9 - 23 V2500 状态监控和性能分析软件系统 (COMPASS) 的用户界面

4. 分析功能

分析功能可以分为三组 性能分析、机械性能分析、总功能。

(1) 性能分析功能

性能分析功能包括：

① 模块性能和传感器误差。主要性能分析功能是模块性能分析例程序,该程序根据飞行和试验室记录的数据将确定发动机转子模块效率和能力的改变,以及判定某一传感器可能存在的误差。

② 总性能。在该例程序中,燃气流路参数,如转数、排气温度和发动机燃油流量均与发动机样机值相对比。样机值通常是由飞行鉴定程序给出的,并且偏差值被监控。

③ 参数 SLOATL/裕度计算。这一功能给出起飞下排气温度和转数裕度,对某一发动机,当运行在全功率下时,分别用 和 % 表示。此外,该功能还计算 SLOATL (Sea Level Outside Air Temperature Limit,海平面外界空气温度限制) ;

④ 起飞推力下降百分数计算。根据起飞状态采集的数据计算起飞推力下降的 %。

⑤ 模拟。在该例程序中,可在规定的标准状态下和降低功率状态下,进行发动机模拟并给出期望的性能参数。

⑥ 发动机舱温度分析。按这一分析功能,发动机舱温度将与模型舱温度对比,其偏差量被监控。

(2) 机械性能分析功能

① 转速摆动。跟踪 N_1 和 N_2 摆动和宽带摆动,进行标准化并且监控。

② 风扇调平衡。在该例程序中,按用户所要求的功能,分析所跟踪的 N_1 摆动、相位角和 N_1 数值(巡航和起飞状态)。在未进行专门地面运行情况下给出风扇调平衡的平衡质量/位置信息。该功能也可应用于实验室运行。

③ 发动机启动。根据启动过程测得的数据,按 N_2 把排气温度作为启动机导管压力和油温的函数进行标准化,并与预定的排气温度相比,并监控偏差量。

④ 4 号轴承状态。进行回油轴承压力标准化和监控。

⑤ 油压/油温。这两个参数作为 N_2 函数被标准化并被监控。

⑥ 油耗量。飞机综合数据系统输出先前飞行的油耗,基于滑跑进、出中的油箱标高,在巡航时生成一份油耗量报告。COMPASS 将监控油耗量。

⑦ 油分析(SOAP)。由光谱油分析程序(SOAP)获得的信息可提供给 COMPASS,以油使用中产生的油稀释效应的允许量计算颗粒生成。

⑧ 磁屑检测器(MCD)数据。在这一功能中,根据磁屑检测器检验的数据,提交给 COMPASS。若已定量估计了测头所检测的材料量,则 COMPASS 中的例程序将计算监控过程的累积速率。

(3) 总功能

COMPASS 的总功能包括:

① 数据有效性检查。整个例行分析程序中存有数据有效性检查程序,用以保证有效数据

引入引出分析功能。

② 数据修匀和趋势估计。该系统报告“例外情况”。用户根据例行程序输出结果了解发动机健康状况。例行程序估算输入和可能产生变化的数据。采用先进的数据修匀和趋势估算技术,并采用 Kalman 滤波法。例行程序可给出趋势的直接估算。

在输出模块性能分析结果时,采用专用仪器检测主要趋势参数。从而能区分出参数变化和传感器误差。

③ 报警通道生成。如果在数据修匀和趋势估算例行程序中或在系统软件中检测出“例外情况”,则将该信息提供给报警通道生成设备。

④ 总统计计算。能够进行机群平均和生成初级点信息,还能压缩数据库的数据,进行数据有效性检查。

COMPASS 提供了一种综合、柔性、现代化发动机监控系统,包括航线、发动机制造厂等诸多使用、维修、运行效率和可靠性复杂问题在内,减少航线上直接和间接运行成本,保证了飞行安全。

9.2.5 涡轮叶片振动监测系统

在航空发动机工作期间,转子叶片强烈振动能导致发动机破坏。因此,了解发动机工作条件下转子叶片的振动水平是非常重要的,对于评估叶片设计,监测叶片振动也是很重要的。

采用带有遥测装置或滑环的阻抗应变仪可以监测振动,但这种技术只能限制在 700 ,并且存在热飘移和仪表附件问题。

在叶片测振领域,目前广泛采用光学探针进行叶片状态监测。下面概述一种先进的叶片振动光学监测系统及在发动机上的测试结果。

1. 测试设备原理

图 9-24 示出发动机叶片振动光学监测系统框图。其中:

- 激光透镜系统由 15 mW 氦—氖激光器和聚焦镜头组成,用作光源;
- 光学纤维是由发光和反光的纤维组成光纤束,并用于传导光线;
- 高温探针由把光聚焦到叶尖的小透镜和水冷却套组成;
- 光电倍增器把从叶片反射回来的光转换为一串电压脉冲信号,其滤波器滤除不适合的光线;
- 数据分析师从脉冲间隔时间计算叶片的振幅,并输出一电压值;
- X-T 记录仪记录振幅;
- 1 脉冲/翻转、传感器和放大器用于激活数据采集系统;
- 示波器用于监测信号水平。

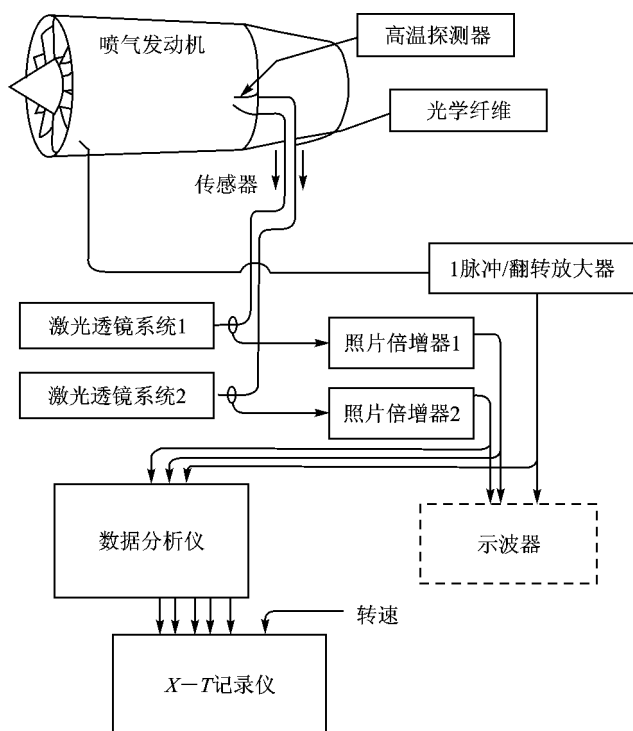


图 9-24 叶片振动光学监测系统框图

在发动机机匣上安装两个光学探针,根据叶片数量不同保持两个探针在一定的间距。如图 9-25 所示。振动频率受该间距和转速的限制。为了测量间隔时间,进行信号放大,并采用闸电路形成一串脉冲信号,如图 9-26 所示。

若转子叶片不振动,并且转速不变,则每个叶片通过两个探针的时间间隔 t_b 保持恒定。当每个叶片振动时,通过两个探针的时间间隔为 t_v ,探针距离为 L ,则叶尖振动速度 v_t 为:

$$v_t = \frac{L}{t_b} - \frac{L}{t_v}$$

由于探针必须安装在燃烧室出口流道的高温环境下,并且燃气中的碳粒子能够污染光学系统,因此采用水-气冷却系统,如图 9-27 所示。水流沿箭头所示冷却光学系统。发动机二股气流系统用于净化被污染的探针透镜。由于燃烧室有压力损失,涡轮机匣周围的二股空气流的压力稍高于主气流。并且从安装边上的小孔流过,从而吹除碳粒子,使探针的污染明显减轻。

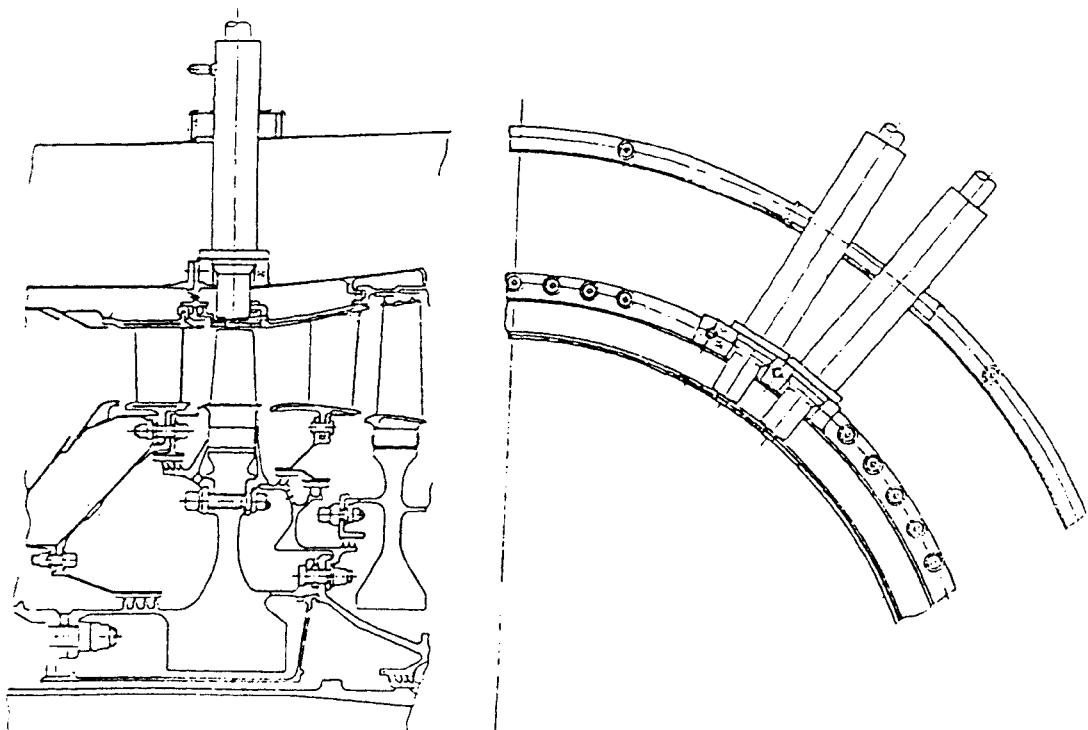


图 9-25 探测器装置

t_b : 叶片通过两个探针的时间间隔(没有振动情况);

t_v : 叶片通过两个探针的时间间隔(振动情况);

L : 探针距离;

t_0 : 基准脉冲间的时间间隔;

af: 叶尖振动速度= $L/t_b - L/t_v$

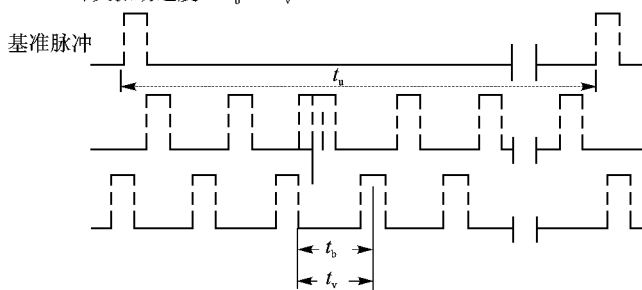


图 9-26 双探针计时曲线

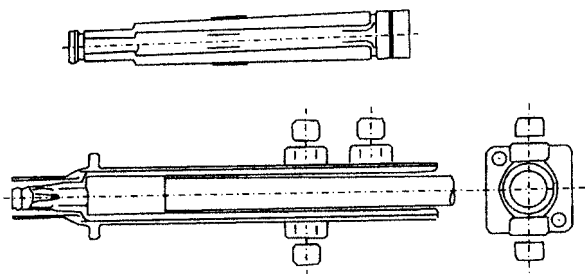


图 9-27 冷却探针剖面图

2. 监测结果

(1) 共振检测

对于涡轮叶片振动测量,共振检测比非整数阶的振动检测更为重要。应用上述监测系统可以在缓慢加速时测量共振水平。在共振点附近,振幅变化的同时,相位也改变 180° 。图 9-28 示出共振点附近振幅和相位变化的计算机仿真结果和应用叶片振动光学监测系统的测量结果。如图 9-28 所示,振动相位随转速的变化而变化,装在机匣上的探针能够检测出共振。

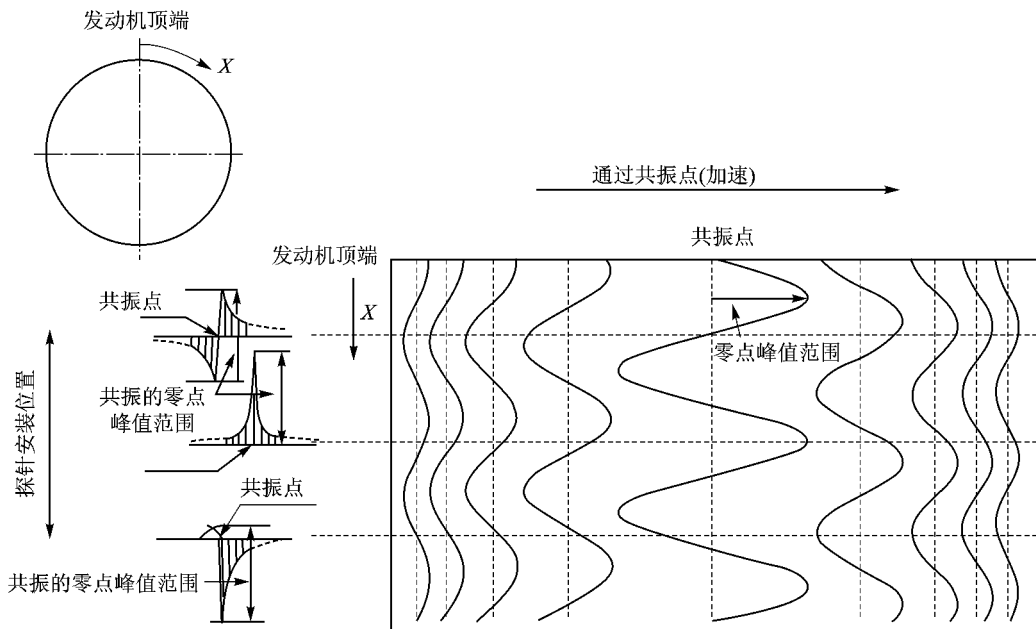


图 9-28 共振检测

(2) 高压涡轮叶片振动监测

按图 9-25 安装探针。被监测的发动机燃气温度 1300°C 。首先通过监测未装减振器的高压涡轮叶片的振动,观测到三阶共振。其结果由 X-T 记录仪输出,叶片共振的振幅可以通过峰值之间的电压差计算。然后监测装有叶片减振器情况,发现其共振时振幅变得非常低,这验证了减振器的作用。

叶片光学监测系统对发动机监测很有效。

9.2.6 涡轮发动机紧急故障监测器

这种装置用于监测火焰筒和涡轮叶片何时出现故障,可测出热部件失效时其表面上热斑点发射出的特殊离子。高温燃气侵蚀热斑点处的材料,并使其电离,产生辐射电磁能。由于地球磁场、声音和机械力的加速作用,这些带电粒子可以发射出可识别的电磁辐射。发射的频率是电荷和粒子质量的函数。该装置可测量热端部件的电磁谱和离子频率。

1. 测量原理

涡轮叶片和火焰筒故障能造成重大事故,燃烧室火焰筒壁的烧蚀、破裂或叶尖的掉块都会产生巨大的损伤。但目前能监测出故障的仪器却极少。这些热端部件在高温作用下先出现小裂纹、内部颗粒状微裂纹和某些晶体腐蚀,然后产生火焰筒壁面局部烧蚀和叶片折断。燃气不能平滑流过这些不连续的表面,而且产生的斑点对冷却通道形成不连续的传导性。产生热斑点的部位受到燃气的腐蚀,这些部位的高温足以产生金属离子,而使这些部位气化。

同样,当叶片伸长碰摩涡轮机匣时,机匣或叶尖的粒子被磨损,在高温燃气流中,这些粒子易于燃烧并增加了离子的气化。

燃气流中的离子和带离子的微粒能发出极低的频率,这些频率可以显示出离子量的分布。根据这些离子量的分布可以推断出颗粒的组成成分和发动机内部的磨损、磨蚀或剥落颗粒的量。当这种颗粒量明显地增加时,这说明发动机出现了紧急故障。

紧急故障监测器是通过监控电磁辐射的频率来测量火焰筒、涡轮叶片和涡轮机匣材料出现的离子。这些离子受地球磁场的影响,以一定的频率发生辐射,此频率是电荷与质量比的函数。应用简单的天线和调到离子辐射频率的无线接收机,就可以测得这种辐射。频率与电荷/质量比之间的关系说明了在排气流中的离子化粒子的量与发射频率直接相关。

对于航空发动机燃烧室和尾喷管,其离子浓度为 $10^{18}/\text{cm}^3$ 左右。这些离子即是这种仪器的工作依据。根据基础物理学,任何电荷或带电荷粒子的加速都会产生电磁辐射。地球磁场对离子强加一个力,使离子加速运动。这个力促使每个离子以旋转频率进行辐射,该旋转频率为

$$\text{频率} = (\text{电荷} \times \text{磁场强度}) / (2 \pi \text{ 质量})$$

通过仪器检测出这种频率。表 9-3 列出了碳氢化合物在空气中燃烧产生的几种离子,及其在典型的地磁场 40 微特斯拉 (MKS 磁通密度单位) 时的旋转频率。该表说明,燃烧产生的离子旋转频率很低,而发动机构件中,较重的金属离子旋转频率更低。

这些离子发射出的第二种辐射源是燃烧气体流动时形成的离子加速。辐射频率可以反映燃烧室的亥姆霍兹 (Helmholtz) 共振、喷管曲率、涡轮叶片通过频率。发动机内部的音频和机械频率是很低的。涡轮工作时产生的频率由几百赫兹到通过叶片的几千赫兹。

表 9-3 发动机用燃油燃烧离子和其旋转频率

离 子	质量 / (amu)	频率 / Hz	离 子	质量 / (amu)	频率 / Hz
C ⁺	12	53.1	S ⁺	32	19.9
CH ⁺	13	49.0	C3H3 ⁺	39	16.3
CH2 ⁺	14	45.5	C3H7 ⁺	43	14.8
OH ⁺	17	37.5	CHO2 ⁺	45	14.2
H2O ⁺	18	35.4	Ti ⁺	48	13.3
C2 ⁺	24	26.5	V ⁺	51	12.5
C2H2 ⁺	26	24.5	Cr ⁺	52	12.3
CO ⁺	28	22.8	Mu ⁺	55	11.6
NO ⁺	30	21.2	Fe ⁺	56	11.4
CH3O ⁺	31	20.5	Co ⁺	59	10.8

注:amu—原子质量单位 (1 amu = 1.660 57 × 10⁻²⁷ kg)

发射的第三种频率来自转子自身的旋转,改变了涡轮热斑点处生成的离子流。离子流以螺旋型轨迹流过固定在尾喷管处的传感器。对此仪器处理的信号与发动机转动频率相互调谐,从而使信号比不谐调时的强度增大约 20 dB,这样更易于检测。

辐射源强度是温度、耗油率和电荷加速度的函数。在碳氢化合物火焰中电离的燃油分子比例约为 10⁻⁸。确定热斑点上产生的离子数与燃油热容值、燃油离子温度 (常低于绝热火焰温度)、燃气温度、火焰对火焰筒壁和涡轮叶片的辐射有关。金属要比相同体积的燃气产生更多的离子。在涡轮部件中,地球磁场和声音加速作用和离子间相互作用能引起电磁辐射。在燃烧室或喷管中放置天线可以检测到这些电磁源。

2. 测量仪器

图 9-29 示出紧急故障监控器方框图。该仪器中有一个传感器,它是一简单的天线装置,可检测很低的回旋加速和机械激发离子的频率。该传感器的信号传输给信号调理器。放大器放大来自天线的信号,过滤器消除有用频带以外的信号并减少数字采样数据中的假数据。信

号经 A/D 转换器送到信号处理器中。信号处理器完成频率分析、积分和状态检测。显示器显示出检测数据。当信号超出预先定义的门限值时,该装置发出报警。为了消除环境磁场噪声的干扰,采用三支正交排列、独立处理的探测器,分析其输出结果,完善指向发动机中粒子源处的探测器信号。当检波处理器积分运算时,由于地球磁场的变化会引起离子发射频率的分散。通过增加磁力传感器和自适应处理可以减弱频率散布现象。磁场的测量与粒子探测器采样同步,这样可以采用测得的磁场值计算探测器信号的频率,而不采用固定的平均场值。

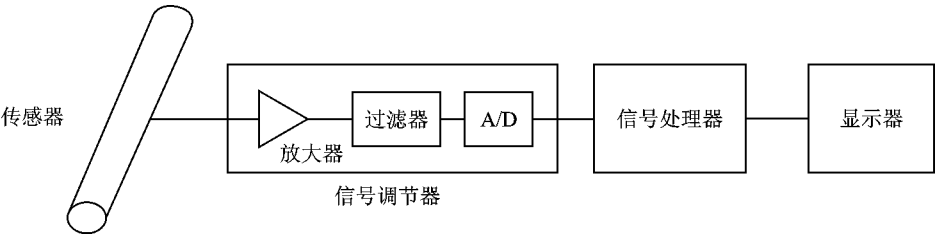


图 9-29 发动机紧急故障监控器框图

在喷口热燃气流中或局部高温燃气流中增加一适度的磁场可以提高离子的发射频率。这种磁场会使发射频率高于只有地球磁场时的频率。较高的频率使采样和处理运算更适合于发动机运行状况。采用可调整的磁场也可以使常用的频率远离环境和发动机附件所发出的干扰信号的影响。

图 9-30 示出紧急故障监控器与发动机相连接的情况。这种方法使信号处理与涡轮工作状态相联系,并可区分是燃烧室火焰筒故障还是涡轮叶片故障。

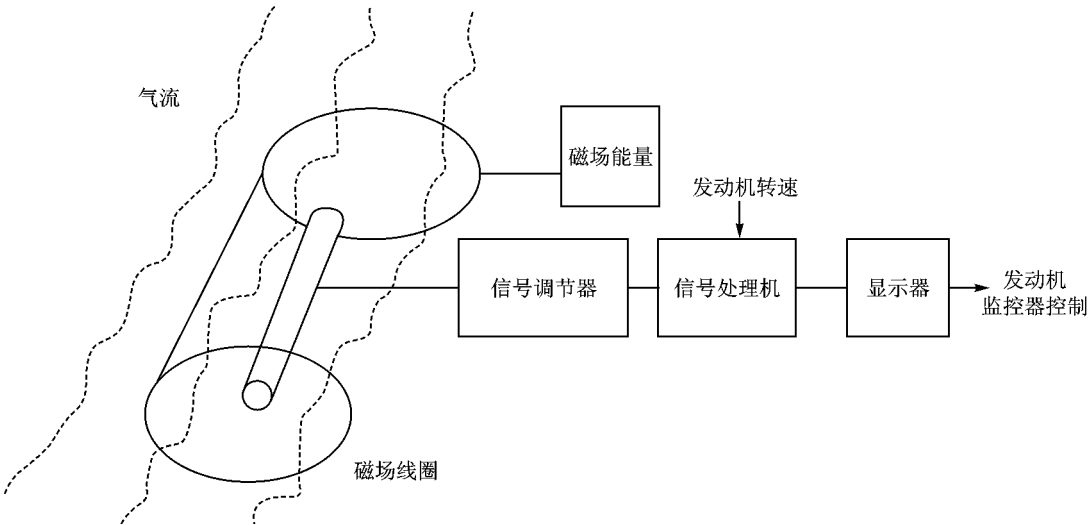


图 9-30 发动机/仪器的连接

该仪器取决于回旋加速器辐射的发射和发动机中声场对粒子的加速所产生的辐射。测出频率后应用其与质量的函数关系以区分产生此频率的离子。一旦测出离子,其状态和调节特性就可与发动机状态相联系。例如,离子数量水平突然增加就表明燃烧室火焰筒上出现热斑点。相似的,当出现旋转调制信号时,就意指叶片上有一裂纹在扩展。

9.2.7 发动机神经网络监控技术

采用神经网络监控发动机状态和进行故障诊断是目前正在研究的课题。Denney 曾采用神经网络评估了 F16 飞机发动机 F100 的性能和使用情况,监控了实际飞行中 5 个发动机参数。Dietz 曾采用神经网络进行了发动机故障诊断。神经网络技术和此技术在预测发动机性能方面的能力是目前研究的重点。

神经网络技术在预测发动机部件性能中获得很大进展 在预测发动机振动中是相当有效的。神经网络在提高发动机试验和诊断能力方面具有很强的潜力。

1. 方法说明

图 9-31 示出 6 个发动机部件的准一维模型。采用部件效率来模拟非设计点的发动机性能。发动机推力和耗油率 (SFC) 都是用部件效率来计算。因此,每个效率、温度、推力和耗油率的组合都代表一种发动机工作状态。神经网络的训练采用 10 000 种工作状态,并且有 25 种工况用于评估神经网络的性能。

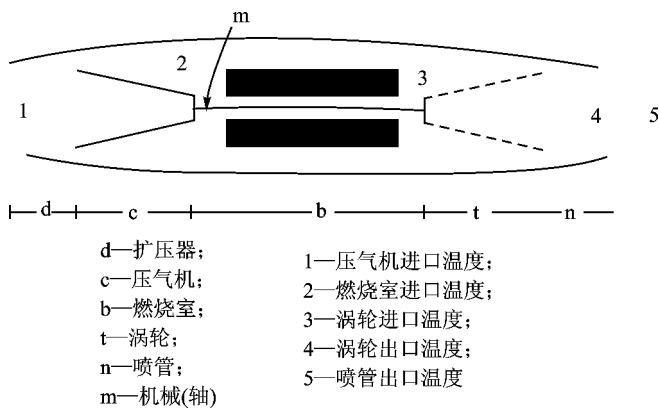


图 9-31 涡轮喷气发动机

被模拟的发动机为 F402—RR—406 A/B (海军垂直起落 V/S TOL 飞机), 该机为双转子、涡扇型。它包括高、低压压气机和高、低压涡轮。该机采用速度传感器测量发动机的振动, 传感器固定在发动机前、后轴承上。试验从慢车至最大, 再减至慢车。采用光谱分析技术监控发

动机的振动,并分析其超限时的原因。

神经网络是能够通过例子记忆非线性关系的平行计算装置。神经网络的基本元件是处理单元 PE,如图 9-32 所示。每个 PE 是一个处理器,类似于生物的神经细胞,大脑中的神经。多个处理器 PES 是通过负荷键连接的,信号在负荷键上通过,类似于生物的神经键。每个 PE 通过其输入连接接收信号,信号来自 PES 和外部输入,PE 只产生输出信号。此输出信号可以被分成许多个小连接。输出分支终止在 PE 的进口连接或网络的输出端。这种应用在神经网络中的连接模式是受到人脑结构的启发。

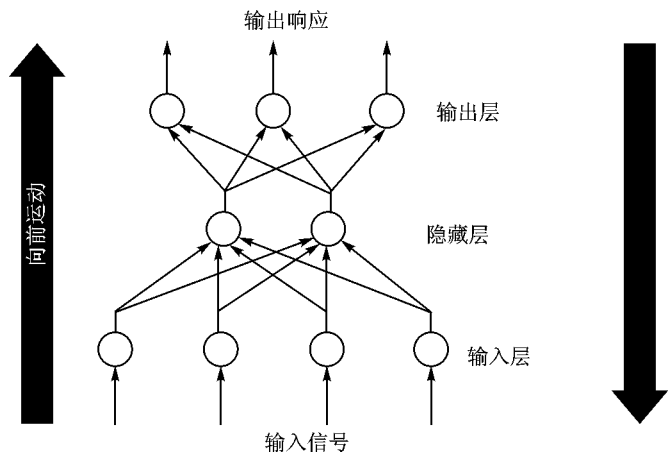


图 9-32 神经网络

在三步流程中,PE 的传递函数将 PE 的输入转换成输出信号。来自输入连接的网络负荷输入可由下列计算：

$$I_i = \sum_{j=1}^n W_{ij}x_j \tag{9-3}$$

式中, I_i 为通过 PE_i 从网络中几个 PES 总和接收的网络负荷输入 来自第 j 个 PE_j 的输入信号用 x_j 表示。从 PE_j 到 PE_i 的连接负荷用 W_{ij} 表示。一旦计算了负荷输入,所有关于它的输入信号就消失。

第二步,负荷输入被转化为 PE 的活化度。例如,双曲正切 (传递函数) 是从 - 1 到 1 的阶跃函数的光滑变型,可以表示为

$$f(z) = \frac{e^z - e^{-z}}{e^z + e^{-z}}$$

式中, z ——PE 的输入。PE 的活化度可由下式表示：

$$f(i) = f\left[\sum_{i=0}^{n-1} (x_i W_i + W_b)\right] \tag{9-4}$$

式中, x_i ——第 i 个 PE_i 的输入;

W_i ——相关连接重量;

W_b ——提供给隐藏层的偏压重量;

$f[]$ ——传递函数。

第三步, 传递函数将活化度转化为 PE 的输出信号。通常, 设置如下的输出信号:

$$y_i = \begin{cases} f(i) & , \text{如果 } f(i) > T \\ 0 & , \text{否则} \end{cases} \quad (9-5)$$

式中, y_i ——活化度;

T ——阈值。

当活化度超过规定的阈值时, PE 输出一个与活化度相对应的信号, 否则 PE 不输出。PE 的输出被通到下一层的 PE 的输入路径上, 再重复这三步的流程。

神经网络是由许多排列在层中的互相联系的 PES 组成的。在图 9-32 示出的网络中有三层 输入、隐藏和输出。外部数据通过输入层提供给网络, 网络对输入数据的响应在神经网络的输出层中给出。当数据通过它到达输出层时, 隐藏层修改并提炼数据。

在神经网络的训练中, 有两个主要阶段 学习和回忆。在学习阶段, PE 互联上的重量被修改, 以响应神经网络的外部输入。网络回忆是指网络如何处理给出的输入和产生输出。神经网络训练有三种方式 检测、分类和非检测训练。在检测训练中, 为网络提供一种输入模式以及被期望的输出。学习规则算法随后计算出一个误差, 即期望输出值与实际输出值之差。采用该误差来修改网络互联上的重量。一般采用三角学习规则, 这是一种自适应倾斜下降的算法, 其计算中, 互联重量沿一个方向修改, 以减少实际的和期望的 PE 输出值的误差。

互联重量的改变可由下式决定:

$$\Delta W_{ji}^{[S]} = L_{\text{coef}} \cdot e_j^{[S]} \cdot x_j^{[S]} + p \cdot \Delta W_{ji}^{[S-1]} \quad (9-6)$$

式中, $e_j^{[S]}$ ——S 层中 PE_j 处误差的数值;

$x_j^{[S]}$ ——S 层中的 PE 的当前输出;

$\Delta W_{ji}^{[S]}$ ——从第 S-1 层的互联连接点 PE_i 到第 S 层的 PE_j 的重量变化;

互联重量用学习速率或学习系数 L_{coef} 来更新, 同时还有动量 p , 动量用于帮助消除重量变化。通常, 采用的学习速率和动量分别为 0.4 和 0.9。

神经网络应用后向分布技术来训练。后向分布假定所有的 PE 和互联对误差负有均等的责任, 并通过分布从输出层向后由所有的连接和 PE 到达输入层的误差来进行调节。双曲正切传输的误差分布方程如下:

$$e_j^{[S]} = (1.0 + x_j^{[S]}) \cdot (1.0 - x_j^{[S]}) \cdot \sum_k (e_{kj}^{[S+1]} w_{kj}^{[S+1]}) \quad (9-7)$$

式中, $e_j^{[S]}$ ——第 S 层 PE_j 中误差的测量值;

$x_j^{[S]}$ ——第 S 层中 PE_j 的当前输出;

$e_{kj}^{[S+1]}$ ——第 $S+1$ 层中 PE_k 的误差测量值；

$W_{kj}^{[S+1]}$ ——第 S 层中连接 PE_j 到第 $S+1$ 层中的 PE_k 的重量。

采用 Neuralware 软件建立、训练和测试神经网络。在输入层和输出层处理单元的数量取决于输入、输出参数的多少。例如,初期研究中输入层 7 个 PE,部件温度、推力、耗油率各一个 输出层有 6 个 PE,各部件效率上有一个。在进一步研究中,输入层有 4 个 PE,给定时间 t ,高、低压轴转速和前、后传感器的振动值,输出层有两个 PE,后一时间点 $(t + \Delta t)$ 时的前、后振动值。隐藏层的数目和一个隐藏层内出现单元数取决于反复试验和摸索。两阶段研究中均采用一个带有 25 个处理单元的隐藏层。

2. 结果和分析

(1) 模拟发动机数据

发动机工作状态按高压转速为 0.65 ~ 0.83 范围 ;发动机质量流量为 74.8 kg/s ;压气机压比范围为 10.0 ~ 12.0 ;燃烧室总压恢复系数为 0.75 ~ 1.0 ;扩压器总压力损失范围为 0.95 ~ 1.0 ;涡轮出口燃气温度为 1 005 ~ 1 283 。部件效率为 :扩压器为 0.85 ~ 0.92 ;压气机为 0.86 ~ 0.92 ;燃烧室为 0.89 ~ 0.96 ;涡轮为 0.83 ~ 0.92 ;喷管为 0.88 ~ 0.98 ;机械传动轴为 0.96 ~ 1.0。为了确保神经网络学习,自由地改变这些数据。数据出现 50 000 次在神经网络上,每一次均经过训练。在 133 MHz 个人计算机上训练过程需 80 s。

(2) 影响因素

① 学习规则的影响。用四种规则 扩展的 Δ -棒- Δ (ext-DBD) ; Δ 正规累积 Δ (norm-cum-delta) 和 Δ -棒- Δ ,进行神经网络训练,根据对压气机效率预测的影响得出 : Δ 和 ext-DBD 学习规则在 25 次预测中完成较好。

② 传递函数的影响。用效率最高的学习规则 (Δ 和 ext-DBD) 来检查传递函数对神经网络的影响。被检查的传递函数有双曲正切 (tanh)、反曲、正弦、数字神经网络结构 (DNNA) 和线性函数。用一个传递函数和两个学习规则来训练神经网络。使用 ext-DBD 学习规则时,传递函数对机械效率的预测表明,正弦和双曲正切传递函数可提高机械效率的预测。使用 Δ 学习规则时,用反正切和正弦函数提供最好的机械效率预测。 Δ 学习规则比 ext-DBD 学习规则有更好的预测性。其他部件效率的预测检查得出的结论是反曲正切方程更好。

③ 处理单元数量的影响。输入层和输出层处理单元的数量取决于输入、输出参数的多少。调节隐藏层处理单元的数量可以优选神经网络的预测。使用双曲正切传递函数和 Δ 学习规则,隐藏层分别有 10、25 和 50 个处理单元的神经网络进行了训练。处理单元数量对燃烧室效率预测结果表明,单元数影响很小。因此可选用 25 个处理单元。

④ 学习速率和动量的影响。它们影响网络学习的有效性。在学习速率为 0.05 ~ 0.5,动

量在 0 ~ 1.0 范围变化时,用双曲正切传递函数、 Δ 学习规则和 25 个隐藏层处理单元对神经网络进行训练和试验,结果表明,变化学习速率和动量对发动机效率的网络预测没有影响。

(3) 模拟发动机数据的全面预测

应用双曲正切传输方程、 Δ 学习规则、隐藏层 25 个处理单元和设定的学习速率和动量值来进行神经网络的训练和试验。图 9-33 ~ 图 9-38 示出发动机 6 个部件效率的预测。由这些图可以看到：

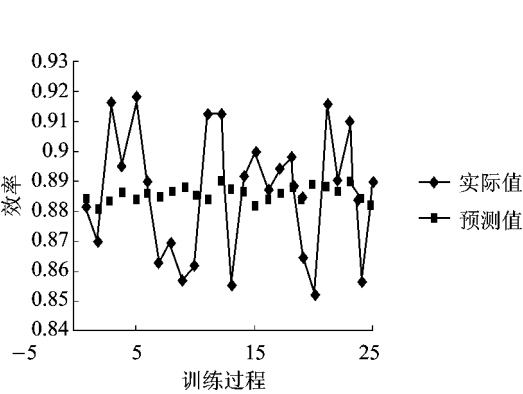


图 9-33 扩压器效率预测

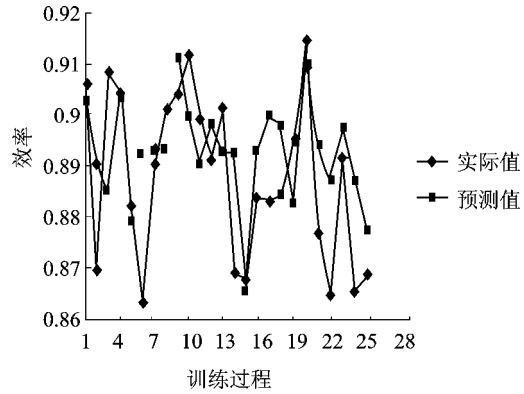


图 9-34 压气机效率预测

- ① 神经网络可以很好地预测燃烧室、涡轮和压气机的效率和变化趋势。
- ② 神经网络不能准确地预测扩压器和喷管的效率大小和变化趋势。
- ③ 神经网络不能准确地预测机械效率的大小,但可以预测变化趋势。

虽然神经网络未能准确地预测所有组成部件的效率,但全面地预测了正确的趋势。因此可以应用神经网络对飞行中的发动机性能进行监控。同时,如果发动机部件的效率突然急剧的降低,则可用神经网络警示飞行员。被预测部件效率的逐渐减小可以用来提示技术人员,发动机可能产生紧急的部件失灵。

(4) 实际的发动机振动预测

根据 23 种不同发动机数据,验证了神经网络的预测能力。这些数据包括低压轴转速 $N_L(t)$ 、高压轴转速 $N_H(t)$,发动机前后安装的速度传感器测得的振动数据。这 4 个数据输入到网络。

对于发动机振动在训练数据范围内的正常发动机振动,神经网络能够很好地预测前后发动机振动,如图 9-39 所示。

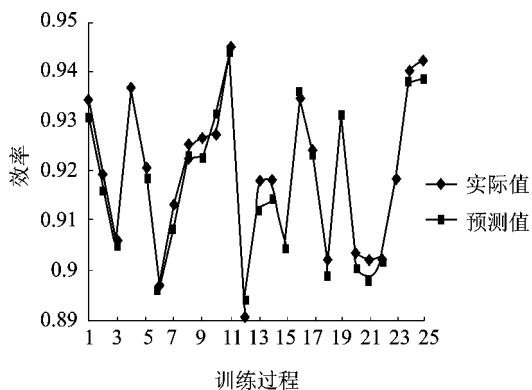


图 9-35 涡轮效率预测

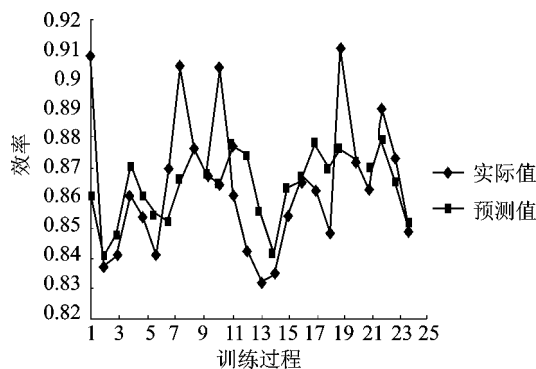


图 9-36 燃烧室效率预测

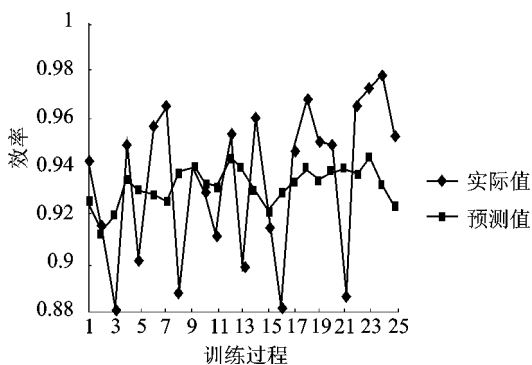


图 9-37 喷管效率预测

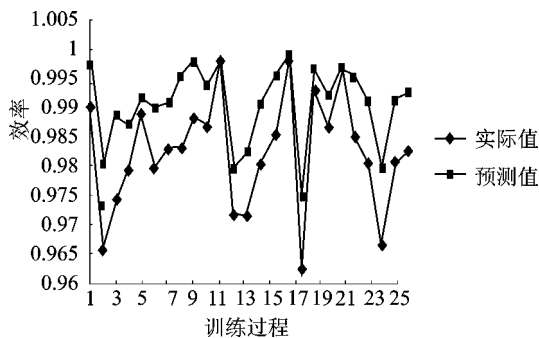


图 9-38 机械效率预测

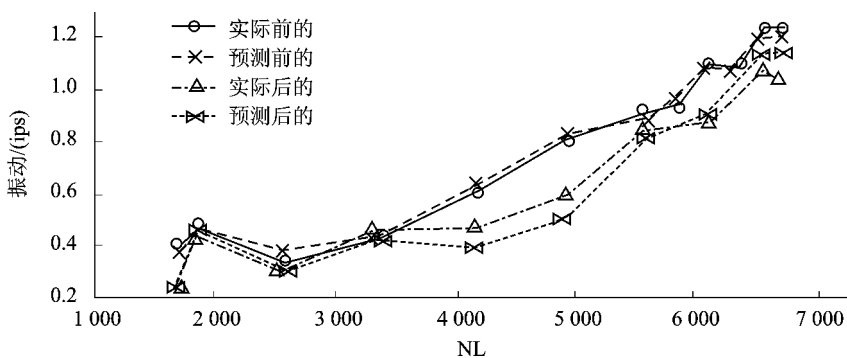


图 9-39 正常发动机振动数据的神经网络预测

对于振动超出训练数据范围的非正常发动机,网络能很好预测前振动,后传感器中振动趋势也能预测,如图 9-40 所示。

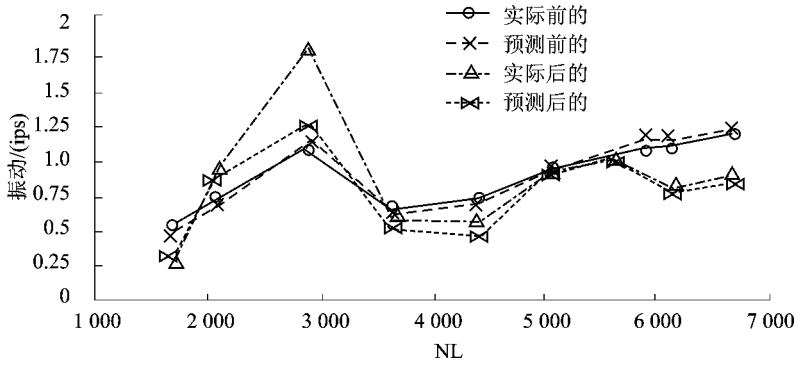


图 9-40 非正常峰值发动机振动的神经网络预测

综上可知,采用神经网络能够很好地预测燃烧室效率,预测压气机、涡轮和机械的效率的正确趋势,对扩压器和喷管效率的预测很差。神经网络可以很好地用于分析双轴涡扇发动机的实际振动数据,充分预测发动机的正常和非正常振动。采用模拟发动机数据来发展和进化神经网络。神经网络的进一步发展将显示出它对提高发动机状态监控和故障诊断能力的潜力。

9.3 发动机试验数据库

航空发动机数据库的设计与开发是一个很重要的课题。航空发动机结构复杂、工艺要求高、试验量大、材料新且维修工作复杂。研制、改型和发展中产生出大量数据。飞行使用中又获得大量的故障信息。显然,管理这些数据,充分利用这些数据对于发动机研制和发展是十分重要的任务。数据库系统为这种管理提供了技术基础。

航空发动机是技术密集型的热动力装置,它是多学科、高技术的综合产品。由于使用条件复杂、苛刻,性能要求高,并且指标具有一定的保密性,因此,航空发动机数据库与常用的商用、管理或文献检索数据库有一定的差异,即具有特殊性。主要表现在:

- 航空发动机技术术语定义复杂;
- 发动机本身,作为实体对象多型号,同一型号多批次;
- 使用对象—飞机多机种,军用、民用发动机差别大;
- 飞行任务、科目繁多;
- 描述发动机(实体)的属性集的规模大小不一、不稳定;
- 数据类型、形式非常多;
- 数据之间的关系复杂,这些导致航空发动机数据库的逻辑复杂性与多变性。

因此,在建立航空发动机数据库系统时,要充分总结和归纳各类数据,分析其特点,确定描述发动机基本参数,并充分考虑实际工程应用的需要,特别是用户的要求,才能确定关键数据项,使所建立的数据库具有稳定的结构,减少库内冗余的空值和减少重复的记录项。

航空发达国家已从 20 世纪 80 年代建立了多种类型的发动机数据库,经历了充实、完善的过程。我国自 90 年代初已陆续开发了一些发动机数据库。下面将首先概括几种航空发动机数据库,然后重点论述航空发动机试验数据库、故障数据库。这两种数据库与发动机试验具有密切的关系。

9.3.1 发动机数据库概述

世界各国正在使用、生产、研制和发展的军、民用航空发动机共有 180 多个型号,其用途、性能、产量、结构和系统各不相同,因此,发动机数据库类型很多。

1. 发动机关系数据库

按发动机类型划分,包括涡扇、涡喷、涡桨和涡轴发动机,还有桨扇及活塞式发动机。前四种发机构成类型数据库的主体。这种数据库汇总了各类发动机与飞机之间的“安装”关系和生产公司与发动机、飞机之间的“生产”关系,建立了实体-关系 (Entity-Relationship, 简称为 E-R) 图,然后从数据抽象和局部视图设计到整体,得出系统 E-R 的概念模型,如图 9-41 所示。

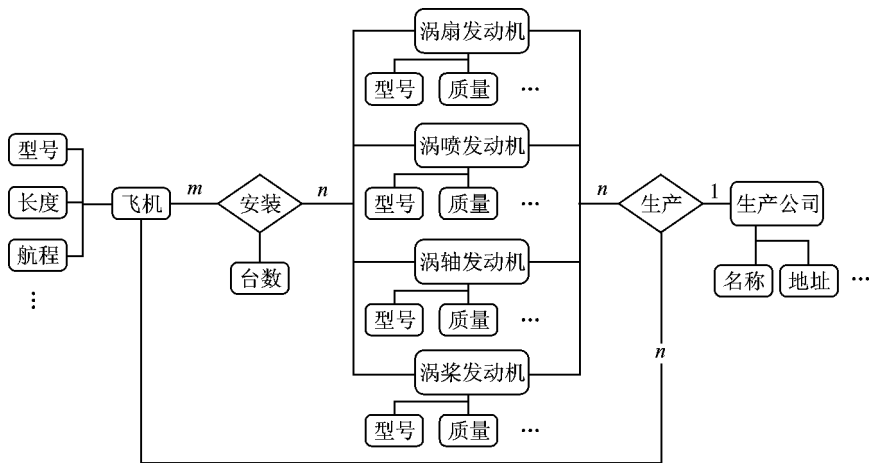


图 9-41 E-R 概念模型

通过需求分析进行分类、组织,形成实体、实体的属性(即实体所具有的某一特性,如发动机型号和质量等,飞机型号和航程等)、标志实体的码(惟一标志实体的属性集,涡喷、涡扇、涡桨和涡轴发动机 4 种实体的码就是它们的型号),确定实体间及实体内部的联系。实体之间的联系可分为:

- 1: 1 即每个实体的码均是该关系的候选码;
- 1: n 关系模式的码是 n 端实体的码;
- n: m 关系模式的码是诸实体码的组合。

合并相同码的关系式并修改和优化数据模型,最终得到图 9-42 关系模式。图中未标属性。

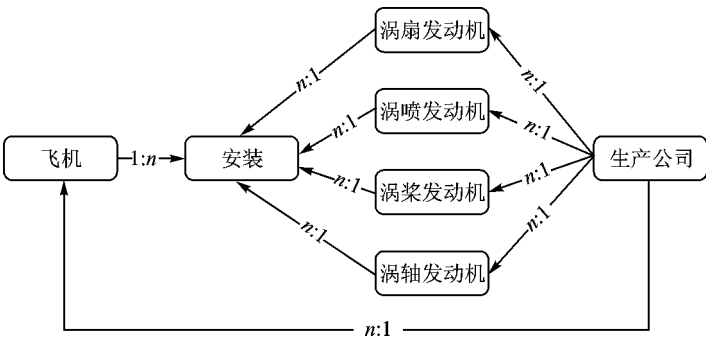


图 9-42 关系模式

对涡扇、涡喷发动机,属性有型号、质量、推重比、生产公司……;涡桨发动机有型号、减速比、功重比、生产公司……;涡轮发动机有型号、推重比、生产公司……;飞机有型号、机组人员、生产公司……。这些关系模式均包含联系“生产”所对应的关系模式。

安装包括飞机型号、发动机型号和安装台数。

在确定了航空发动机数据库逻辑结构之后,必须充分考虑关系数据库的规范化。关系模式是建立在数学概念基础上的,数据及其间的关系在逻辑上是一个二维的表。关系模式规范化是将一个低一级范式的关系模式,通过模式分解可以转换为若干个高一级范式的关系模式的集合。为使关系型数据库具有稳定的结构,所建立的关系模型至少要满足第三范式 3NF 的要求,即在关系模型中的非主属性既不存在对码的部分依赖,也不存在对码的传递依赖。

根据以上原则,在航空发动机数据库系统作如下规范化工作:

① 对“推重比”进行了概念推广。采用“公布推重比”记载资料公布的值,作为关系涡扇发动机的一个数据项;采用“导出推重比”记载数据库系统收集的质量、起飞推力计算出的推重比。导出推重比不是关系涡扇发动机的数据项,而是通过程序设计显示在用户面前,供用户参考。

② 增加一个说明数据项(字段)，“质量定义”说明“质量”这一数据项；“长度定义”说明“长度”这一数据项；“动力装置质量定义”说明“动力装置质量”这一数据项,这既说明了“质

量”的确切定义,又减少了冗余度,以此来规范数据项“长度”和“质量”等的多种定义,如干质量、湿质量以及带附加/不带附加质量等。

③ 针对发动机一些与状态有关的数据项,如耗油率、马赫数、飞行高度、推力、空气流量、涵道比等参数,根据具体的工程需求,选用“起飞状态”和“巡航状态”,将与状态有关的参数一分为二,分别改为巡航耗油率、起飞耗油率、巡航推力和起飞推力等,以使数据项含义确切。

④ 将所有关系(“涡扇发动机”、“涡喷发动机”、“涡桨发动机”、“涡轴发动机”、“飞机”、“生产公司”和“安装”)装入一个数据库,并且使发动机、飞机及生产公司等表间的关系也保存在库中。

2. 军用发动机数据库系统

军用发动机数据库是一个集设计、使用和维护为一体的大型数据库,收集了军用发动机设计、计算、使用和维护经验等数据,具有图形功能、以查询为主的汉字数据库应用系统。

军用发动机工程涉及数据量庞大,按数据来源可分三类:

- 设计类数据,包括设计状态性能、发动机几何参数、热力参数、附件、零备件和材料等;
- 使用和经验类数据,包括故障分析、发动机寿命统计、使用及维护的限制和调整等;
- 研究报告、文献,包括试验报告、理论计算等。

根据我国主要军用发动机数据情况,经过反复优化,形成了9个子库,其范式为3NF,各子库字段数目基本达到关系型数据库的最佳范围要求。各子库如下:

① 设计性能库,包括 KXNP、KXNJ 和 KXNS 三个二维表,分别描述了涡喷系列、涡桨系列和活塞系列发动机在各主要工作状态的主要性能参数。

② 基本情况库,包括 KXNP、KXNJ 和 KXNS 三个二维表,分别描述了涡喷系列、涡桨系列和活塞系列发动机的尺寸、寿命及使用等基本参数,来源于技术、使用说明书。

③ 原始参数库 KYC,描述了涡喷系列发动机的部件系数及热力参数,主要用于发动机性能计算。

④ 使用限制库 KSX,描述了各型发动机的规定技术数据、使用限制和调整等参数,如压力、时间、转速、温度和流量等。

⑤ 附件库 KCF,描述了各型发动机附件的代号及牌号。

⑥ 故障库 KGZ,主要来源于文献及航空维修等资料,是从文献整理出的关系型数据库。

⑦ 试验数据库 KSY,主要摘引自发动机试验、理论研究及计算等各类文献,由于内容数据项的长度变化大,采用记忆型字段类型。

⑧ 发动机统计数据库,包括1990年的WP-5发动机统计结果(WP5.DBF),1991年WP-6发动机统计结果(WP6.DBF),1992年的WP-7和WP-8发动机统计结果(WP7.DBF、WP8.DBF),它们描述了上述各类发动机的使用和维修情况。

⑨ 图形曲线库 KTX,存储了各型发动机计算、试验曲线及图形的名称,查询图形的关键就

是查询其名称,库结构和综合库形式相同。

该系统设置有查询(型号查询、型号批量查询、模糊查询、快速查询和查询词查询)、打印、录入维护、图形生成(图形生成方法、图形查询及显示)和统计功能等。功能菜单结构如图9-43所示。

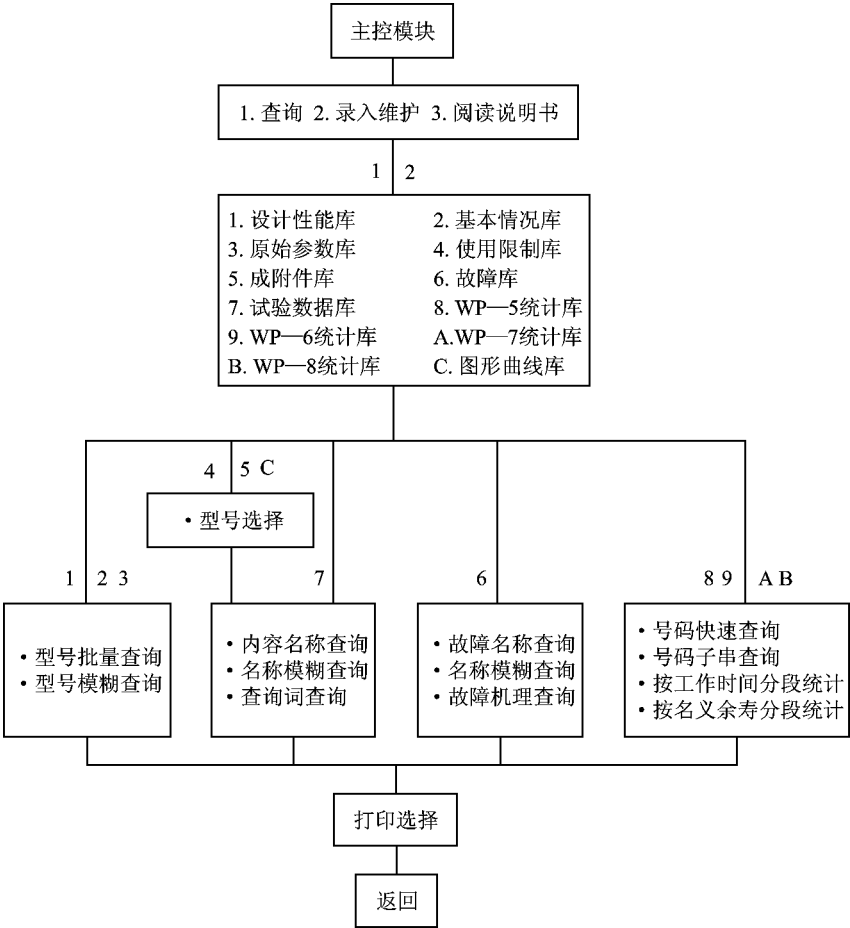


图 9-43 系统功能菜单结构图

3. 航空发动机工程数据库

我国自行开发的 GDB 航空燃气轮机数据库是一适合于航空发动机企业和研制单位应用的性能好、功能强的工程数据库。该数据库具有下列特点：

① 能支持多种工程应用软件运行,具有良好的软件集成环境。数据库中设有数据处理功

能模块,承担数据内插、拟合、平滑、概率统计分析、数据统计检验以及奇异值筛选等数据处理工作。

② 能支持版本管理,对每个需要使用版本的关系表都设置一个版本号,默认值为第一版本。后续版本仅存储前驱版本的变异项,从而减少数据的冗余。

③ 能支持个人暂时存储的数据库,系统通过账号和口号的管理保障个人库中的数据不被他人访问。这种多层数据库(MLDB)结构还可以支持用户建立临时表格,以存储设计过程的中间结果。

④ 能支持工程事务管理,诸如发动机设计或试验条件说明,有效范围限定、试件结构特征参数、任务来源、作业性质以及相关参数的变动等。通过二维关系表存储在数据库中,并设置与数据信息相互对应的关键字段。

⑤ 能支持多级保密权限管理,数据库中设置保密权限管理模块,用以对存入的数据进行加密和解密处理。

⑥ 能支持分布式数据库,采用 ORACLE 或 dBASE 数据管理软件建立各自实验室数据库,通过软盘脱机来传递数据信息。

GDB 数据库采用树型结构、按分库、子库和卷宗三级建立库目录。其中,按发动机部件和专业分为总体、传动润滑、压气机、主燃烧室、涡轮、加力燃烧室、排气喷管、调节系统和强度 9 个分库,每个分库内按设计以及试验等作业类别建立子库。如压气机分库下辖气动计算、叶片造型、叶栅、单多级试验和全台压气机试验等 7 个子库。子库内又按专题分成若干卷宗,分别建立卷宗的文档关系表和数据信息表,并借助数据字典管理表中的字段。用户只需逐级打开分库、子库和卷宗目录就可以方便准确地查找出描述有关作业的关系表。在卷宗的文档关系表中设置调度号、作业号、作业名称、文档号和文件号等字段,对库中的数据进行辅助说明,并提供多种查询路径。

发动机用户界面是系统适用性的重要指标。GDB 数据库用户界面操作稳健,输入输出约定。数据库的顶层选用平衡控制方案,用户经总控模块进入系统,而后按菜单选择功能操作。各模块的子菜单采用对话控制方法,用户通过键盘控制程序的走向。图 9-44 示出 GDB 数据库系统结构框图。整个程序全部采用中文菜单、中文提示和帮助功能,操作简捷、方便。

数据库批处理作业是由批处理程序自动控制完成。在批处理作业下系统将担负作业进程表格或文件的生成、传递及转换等数据文件通信管理工作。用户通过批处理作业方式,可将查询、输入、输出、绘图、打印和数据处理等多种作业组合在一起,由程序控制单值执行。

GDB 数据库共设 9 个分库,43 个子库,其建置如表 9-4 所列。系统在子库级以下可由用户方便地扩充。

GDB 数据库系统软件在 VMS 操作系统下安装,微机数据库在 DOS 系统 C 语言条件下运行。该系统配有 GS 绘图软件。工程图纸在数据库中只存储图号或文件号,通过网络系统在工作站上绘制。

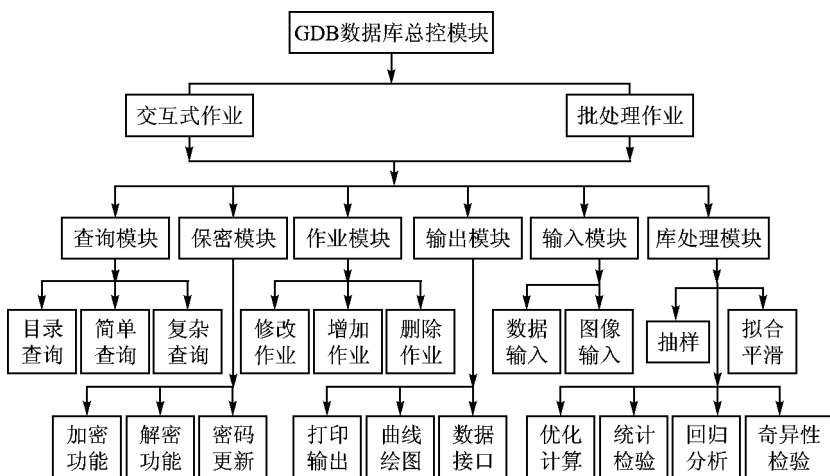


图 9-44 GDB 数据库系统结构框图

表 9-4 航空发动机工程数据库 GDB

序	分库名	子库数	卷宗数	关系表数	字段数
1	总体分库	7	17	70	940
2	传动润滑分库	1	2	18	205
3	压气机分库	7	18	66	1 080
4	主燃烧室分库	7	17	85	1 313
5	涡轮分库	7	21	154	1 853
6	加力燃烧室分库	4	5	22	309
7	排气喷管分库	3	7	38	519
8	控制系统分库	2	10	30	478
9	强度分库	5	20	96	922
	总 计	43	117	579	7 619

4. 发动机其他数据库

国内已开发了其他有关发动机的数据库,诸如:

- 航空发动机维修成本数据库,用于实现对发动机维修成本管理和控制;
- 航空发动机重要零件设计用材料数据库;
- 航空发动机振动数据库;

- 航空发动机总体方案设计系统数据库；
- 航空发动机故障数据库；
- 发动机管路系统参数化三维元件库等。

9.3.2 发动机试验数据库

发动机试验数据库的建立在于实现数据的共享性、独立性和分布性。随着航空发动机性能、可靠性和操纵性水平的提高,试验工作日趋复杂,数据量也日趋庞大。构成试验数据库,进行科学管理,便于查询对比,进行统计分析和探寻发动机设计、计算、使用和维修等方面的规律性均是十分重要的。试验数据库是航空发动机各类数据库中很重要、内容十分丰富的分系统之一。

1. 试验数据库特点

建立试验数据库的目的就是存储和管理各种试验产生的大量信息。试验数据库与一般事务处理数据库是有重要差别的,也不同于人工智能对数据库支持能力的要求。一般事务处理数据库的数据类型较单纯,每一记录类型又存在大量实例,数据结构多于静态,数据类型间关系相对简单。试验数据库含有大量不同的数据类型,每一种数据类型又往往存在大量实例,且要求支持复杂的数据类型和数据项之间的关系。用于人工智能的数据库,其特点是支持大量的不同的数据类型,但每一数据类型一般只有少量实例。表9-5列出三种数据库特点。

由表9-5可以看出,事务处理系统使用的数据库本质上是一个“完全”数据库,应用程序所需的全部信息,建库时已装好。应用程序执行过程中,只要同数据库进行交互就可以从数据库得到全部所需的数据。在这个过程中,数据库不发生任何有意义的逻辑级的改变。试验数据库不使用一个“完全”的数据库。实际上试验数据分析是某种物理结构表示方法在数据库中的发展过程。开始只存储必要的原始数据,在应用程序处理过程中产生各种试验结果,供以后的试验设计分析使用。随着数据分析的结束,一个“完整的数据库”才被建立起来。

根据试验数据库的特点和要求,该系统应能支持以下几个方面:

- ① 支持多种工程应用程序,并且提供一种继续开发新应用程序的环境。
- ② 支持动态模式修改,随着试验性质的不同,试验项目和类型的增加,必然使数据结构和数据量发生变化,为了适应这种变化,动态地修改和扩展数据库模式的能力是非常重要的。
- ③ 具有自动维护数据一致性的能力,即是数据库的完整性、协调性。要求在数据库中必须具有数据完整性约束和自动维护数据库一致性,包括在数据库模式中定义完整性约束条件的能力。

表 9-5 三种数据特点对比

用 途	事务处理数据库	人工智能数据库	试验数据库
	保持记录数据共享	表示知识	试验数据分析
结构特征	较少的数据类型,每种类型有较大量实例,只要求静态数据表示方法	大量的复杂数据类型,每一类型只含有少量实例	大量数据类型,每种数据类型含有大量实例,数据间关系复杂,要求动态表示方法
事务处理	查询、数据库维护:插入、修改、删除、处理时间短,答案涉及大量记录	推理、证明	一简单查询可能涉及复杂的代码分析和数据库访问,处理时间长,往往涉及大量记录和数据产生过程

④ 支持工程事务处理,能正确划分事务,以保证数据库完整性。由于试验数据处理和事务处理过程对数据使用和访问方面有差异,因此,必须对事务概念进行必要的修正,使之更适合工程应用。

⑤ 具有支持图形、程序和表示方法的存储管理能力,它必须在各种表示方法、图形和处理程序之间组织信息。

2. 试验数据库的数学建模

数据模型是构成试验数据库的基础。根据目前的工程应用,可分为三类数据模型。

(1) 传递数据模型

目前,很多用于工程领域的 DBMS 是 20 世纪 70 年代开发的关系、网状以及层次之类的传统数据模型。基于网状模型的 DBMS 的例子是 PHIDAS。这种数据模型是出于商用而开发的,因此,它们并不适合试验数据模型的要求。

(2) 扩充数据模型

这种模型主要是对现有模型进行改造,使其成为适合工程应用的数据模型。扩充工作大都是在关系模型上进行,如 ADT-INGRES 系统,它在标准模型中使用了一种新的用户定义的抽象数据类型 ADT。嵌套关系数据模型 NF² 扩充了关系模型。XSQL 应用层次结构的概念,其中层次(复杂)对象是由不同的标准关系中的组元通过聚集,即系统产生标志码的方法构成的。

(3) 新的数据模型

Maier 等人提出了一种新的数据模型,应用了面向对象的程序设计语言 Smalltalk 以及面

向对象管理系统之间的接口。Zdonik 和 Wegner 描述了一种从面向对象的程序设计语言环境到数据库系统的耦合方法。E—R 模型系统的主要目标之一是支持复杂对象的表示及几何数据的建模。

传统的关系模型中所有的关系表均满足 INF 要求,即每个属性均为原子数据类型,所以很难处理试验数据库中出现的复杂对象。因为应用对象建模时属性不得不存储于若干关系中这些关系必须通过连接属性来联系,而传统的关系数据库系统不允许定义非原子属性的关系。为了建立试验数据库模型,采用在关系数据库系统上开发一个附加层,增加一个软件前端机制,以便把数据库系统的逻辑视图转换成用户接口的概念视图,解决在试验数据库中不同结构上的对象分解问题。这种方法的优点是：

① 系统可继承关系数据模型的优点,如非过程化的用户接口,实体间的任意联系以及一些完整的理论基础等。

② 关系 DBMS (数据库管理系统) 仍是有效的,无须再开发其他系统。

3. 发动机试验数据库功能

根据发动机试验数据库系统的要求,应用科学的软件工程开发方法,对总体结构进行模块划分,自上而下,逐步细化,形成一个层次结构。基于此,试验数据划分为 生成数据结构、数据入库、查询、数据处理、数据作业、数据输出和系统维护 7 大功能,如图 9 - 45 所示。

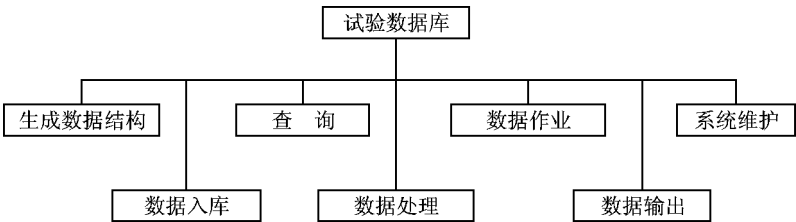


图 9 - 45 试验数据库总体框图

(1) 生成数据结构功能

用户可以根据试验的目的,通过屏幕编辑,完成在数据库中动态建立二维关系表的需求。

(2) 数据入库功能

实现把试验数据按用户要求,有选择、对应地加载到数据库中。

(3) 查询功能

它是数据库中的主要功能,在充分应用 SQL 语言 (数据定义语言、数据操纵语言、查询语

言和数据控制语言)的非过程特性下,用户可以按任意要求和屏幕提示查询数据库中全部或部分数据。

(4) 数据处理功能

支持应用程序的开发是试验数据库的一个特点,在功能设计中应充分考虑数据处理的接口问题,以使用户可以针对相同的试验数据并应用不同的数据处理程序获得满意的试验结果。

(5) 数据作业功能

它主要是指对数据进行增加、删除和修改,为保证数据的一致性和完整性,在进行增、删、改时要通过权限审查。

(6) 数据输出

用户在这个功能模块中可以进行文件输出,图像输出,图形输出,用各种表格、图形、数字和曲线来输出,打印数据库中的试验数据。

(7) 系统维护

为保证系统正常运行,设置了系统维护模块,包括将数据库备份和病毒检查等功能。

在选择各项功能之间,计算机在图形方式下显示菜单,用户可以移动光标进行选择。在执行每个功能的同时,即时信息框显示必要的提示信息,帮助用户进行操作,友好的用户界面为用户提供了良好的使用环境。

在微机上应用 ORACLE 数据库管理系统,实现了发动机试验数据库管理系统,能满足试验设计的要求。

9.3.3 发动机故障数据库

航空发动机在使用中出现了各种故障,诸如性能、部件结构、控制系统和传动系统等故障。统计这些故障,建立故障数据库是发动机排故、改进、提高可靠性、延长使用寿命的重要研究课题。故障数据库主要包括故障模式、故障原因、故障影响、减少故障措施、哪些发动机产生某种故障的统计结果。

下面简明论述故障模式,较详细的介绍请参阅相应的参考文献。

1. 发动机性能故障

主要包括 空中停车、推力小、排气温度高、发动机转速摆动、高原起飞超温和发动机整机振动大。

2. 压气机故障

主要包括 放气带断裂 高压压气机钛机匣着火 1 级盘断裂与爆破 1 级工作叶片裂纹和折断 叶尖排气边缘掉块 2 级叶片叶尖掉块 3 级叶片疲劳损伤 叶片裂纹 叶身折断 4/5 级整流叶片裂纹和折断 前 6 级铝叶片折断和裂纹 后机匣内筒体鼓包 压气机前支撑座与叶片相磨 前支点轴承外套严重磨损 第 2 级整流叶片裂纹等。

3. 燃烧室故障

主要包括 后机匣隔热腔鼓包、火焰筒上 2 股气流掺混孔的导流圈磨损、掉块、主燃区气膜片烧蚀、裂纹、局部壁温高、启动成功率低、排气温度场不均匀、机匣裂纹、喷嘴座/点火器座/滑油箱座裂纹、卸荷腔排气管座裂纹、中轴承回油管断裂、火焰筒安装边裂纹磨损严重、火焰筒导管鼓包、喷嘴积炭、主燃油喷嘴松动以及气膜间隙不均匀等。

4. 涡轮故障

主要包括：1 级导向器叶片烧蚀、掉块；1 级叶片烧伤、掉块 叶身进气边裂纹直至折断 冷却气孔边裂纹 1 级涡轮振动疲劳裂纹 盘变形及伸长 轮盘外缘裂纹 榫齿槽底裂纹 封严圈裂纹 外环出现鼓包 2 级涡轮叶片叶尖打伤、弯曲、卷曲及掉块 叶片轮毂多处折断 2 级涡轮叶片打伤 2 级导向叶片打伤掉块及裂纹 榫齿裂纹及断裂 盘径增大 榫槽槽底裂纹 偏摆值大。

5. 发动机转子故障

主要包括 涡轮轴后锥段断裂 高压轴与低压轴抱死 高压压气机轴内的钛合金隔热套在工作中突然向外凹陷 低压压气机主轴折断 涡轮转轴划伤与打伤。

6. 加力燃烧室故障

主要包括 加力燃烧室与扩散器连接处漏油 拆卸环脱开 加力筒体裂纹 燃油进油管接嘴裂纹 空气进气管断裂 稳定器烧蚀 加力筒体壁温过高和烧蚀 接通加力时降转 加力推力脉动 火焰稳定器衬板与主体裂纹 传热肋裂纹 加力总管折断 防震屏、加力筒体裂纹、鼓包和烧穿 加力稳定器燃油总管的固定叉杆、拉杆、耳座等零件裂纹和断裂 加力调节片变形、裂纹和卡死 隔热衬筒失稳变形 加力接不通 加力自动断开等。

7. 齿轮及传动系统故障

主要包括 中央传动齿轮伞齿轮断裂 后动机液压离合器大齿圈断裂 发动机下传动杆断裂 滑油泵传动轴折断 附件传动从动齿轮破裂 液压泵正齿轮压陷与磨损剥落。

8. 燃油及控制系统故障

主要包括 :主燃油泵分油活门套筒轴承圈脱出 ;主燃油泵最低压力活门衬套脱出 ;防喘装置中离心活门抱轴 ;离心活门进油活门接头磨损 ;排油活门卡滞 ;分油活门卡死等。

上述发动机故障模式主要限于国产的涡喷、涡扇发动机长期使用的统计结果。有关涡轴、涡桨发动机的故障模式可参阅文献 [144]。

9.3.4 发动机专家系统库

1. 专家系统基本概念

专家系统是一种以知识为基础,具有专家解决问题能力的计算机软件系统,但又不同于传统的软件系统,两者有着明显的区别。传统软件的基本模式为数据加算法,而专家系统则为知识加推理,具有智能成分。专家系统更注重在已有知识基础上推理,从而得出指导性结论。专家系统具有下列特征:

- 专家系统局限于特定的专家知识范围内;
- 专家系统可对不确定的数据或事实进行推理;
- 一般专家在系统中事实与推理机构完全分开;
- 通常专家系统基于规则或模型工作;
- 专家系统可提高劳动效率并减少工作中的出错概率。

2. 专家系统中的知识

知识是人类通过实践活动,诸如学习、模仿、试验、生产和生理等活动认识到的客观世界的规律性的东西,是信息经过加工、整理、解释、挑选和改造而形成的。包括原理、功能、结构和性能等方面的基本知识,专家在处理实际问题过程中积累起来的经验知识等。

从知识的范围来划分,有常识性知识和领域知识。常识性知识是通用性知识,适用于所有领域;领域知识是面向某个具体领域的知识,是专业性知识,只有相应的专业技术人员才能掌握。

以发动机故障智能诊断系统为例,把知识按其作用分为描述型知识、过程型知识、经验性知识和控制型知识,如图 9-46 所示。图中突出了经验性知识的地位和作用。经验性知识是知识库中的主体知识,来源于领域专家对问题求解的丰富经验以及诊断过程中征兆、中间假设、结论和故障之间的因果关系等。这类知识一般以规则的形式给出。

控制型知识是关于问题求解的控制策略,对于不同的诊断问题,启用哪些知识、采用何种推理策略和方式等方面的知识,它体现了领域专家对知识的运用和处理的能力,一般也以规则

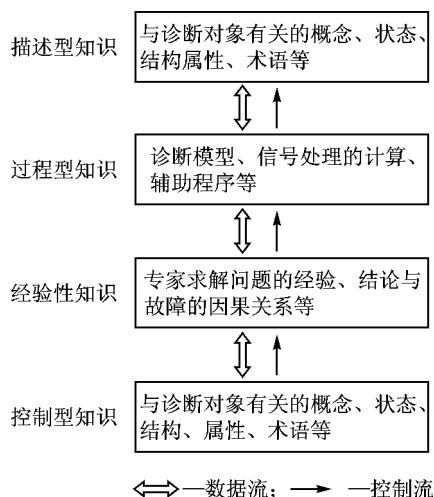


图 9-46 故障诊断知识按作用层次的分类

的形式给出。

描述型知识描述诊断对象结构和功能方面的属性、故障假设、中间结论和发动机的运行状态信息等。这些概念事实以数据或某种数据结构的形式给出，其有序集合构成相应诊断对象的数据库。

过程型知识包括信号分析处理的数值计算，特征提取、诊断模型以及一些辅助的程序等。这类知识在诊断推理中起着十分重要的作用，一般可用函数或子程序的形式表示。

知识工程师从领域专家获取经验知识（数据和实例）并将其存入知识库。领域专家通过与知识编辑程序进行对话，把经验知识输入知识库，系统按约定获取知识。由学习系统从数据库、已有知识和实例中获取知识，然后存入知识库。这三种获取知识方法是专家系统常用的，图 9-47 示出故障智能系统知识获取的一般模型。

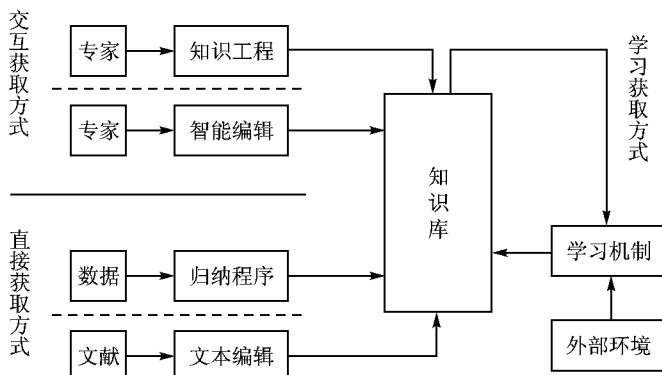


图 9-47 故障智能系统知识获取的一般模型

3. 专家系统的组成

专家系统主要由知识获取模块、知识库、推理机和人机接口四部分组成,如图 9-48 所示。知识获取模块,已如前述,把专家知识、书本知识和前人工作经验经过理解、学习及消化,编辑成便于计算机使用的形式,作为知识存在知识库。知识库包括事实、事件和规则。规则包括表示条件的前提部分和给出结论的规则部分,专家系统正是利用这些规则进行推理而给出结论。推理机是控制和执行整个问题的推理求解。根据某种推理方法,用当前问题信息与搜索到的知识(即规则)相匹配,直到匹配成功。专家系统的关键在于对经验知识的透彻了解和知识的表示与描述,最终将知识转化为用于推理的规则;人机接口用于完成有关信息的输入/输出处理。人机接口可为声、图、文和像之一或其组合。

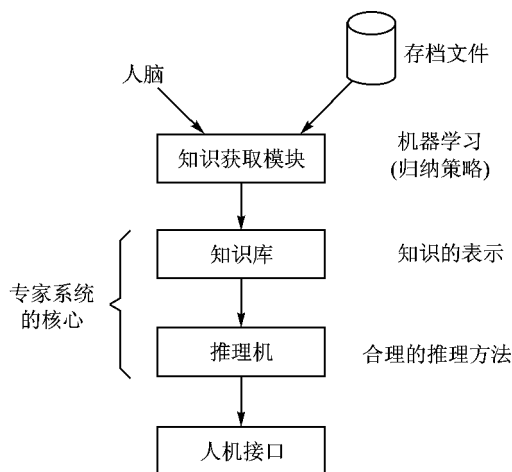


图 9-48 典型专家系统组成简图

人机接口用于完成有关信息的输入/输出处理。人机接口可为声、图、文和像之一或其组合。

4. 专家系统的分类

专家系统的分类方法很多。按推理机制可分为基于规则推理和基于模型推理的专家系统。按运行速度和工作方式可分为实时专家系统和非实时专家系统。按结构形式可分为集中式专家系统和分布式(或功能式)专家系统。按应用特点可分为预测、规划、设计、决策、监视、控制、诊断、解释、维修和教学等专家系统。在航空发动机中,预测、决策、设计、控制、监视以及诊断等专家系统具有广阔的应用前景。推广和使用这些专家系统能使发动机试验和测控系统自动化程度大大提高,测控费用明显降低。其主要应用于发动机研制的下列方面:

① 分析识别与故障诊断,发动机用地面设备的故障诊断,发动机故障诊断、遥测图像识别与分析,取代大量人工操作。

② 复杂任务的咨询,诸如发动机总体设计咨询,发动机部件管理和运输提出忠告,设计提示和设计图纸审查,部件结构优化设计,断裂控制,处理推进系统内部的不协调,系统总性能评估。

③ 规划调度与安排,发动机制造过程的规划与安排,试验与调试工作调度与规划安排,各项费用的估算。

④ 监控管理与实时控制。发动机飞行试验控制与管理,空中位置、姿态、飞行科目的监控,测控中心软件工作状态的监控等。

5. 航空发动机用专家系统

对于航空发动机,国外已开发了许多专家系统,用于发动机故障诊断、试验、设计及维护等。诸如 航空发动机诊断用、诊断与维护用、维护管理用和容错诊断用专家系统;发动机模拟和部件模拟用专家系统;发动机颤振、失速和神经网络以及监控用专家系统;发动机总体性能仿真、过渡态仿真、部件设计、管路设计、轴承设计、电子设备仿真、并行工程仿真以及学习与训练用等专家系统。据不完全统计,约有 30 个专家系统。

图 9-49 示出典型发动机智能监控系统中专家系统。该系统利用专家知识,准确评估故障信息,确定故障性质、原因、部位,加速排除故障过程。

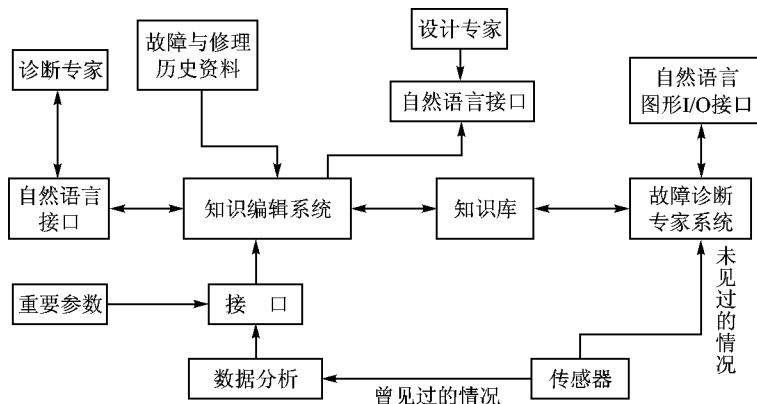


图 9-49 发动机智能监控系统中专家系统的信息流程

该专家系统中的学习程序利用由传感器测得的瞬时特性和其特性间的关系生成描述信息,这些信息作为发动机的工作模型在知识库中按层次进行表达和存放。

故障和修理记录相当于发动机的“病历”,常被使用。知识编辑系统把各种知识转换成专门的表达形式,使专家系统能综合分析。把发动机工作数据处理成可确定的证据。该证据作用于各种知识模型便产生不同的推理结果。做诊断时,首先诊断最高层子系统的故障,然后逐步细化,诊断较低层的故障。对于每个层次上的故障,专家系统都要比较发动机动作模型的数据,选出与故障假设相匹配的数据做成动作模型,然后用这些模型来调整发动机的当前工作状态或进一步做其他处理。一旦所选模型与假设的故障相符,便确认这种故障,一次诊断就告完成。接下来再选其他数据做成工作模型,再提出相应故障假设,进行匹配诊断。

知识获取和接口通过知识获取子系统,可自动从专家身上获取知识。该子系统还用于维护知识库的完整性、库中知识的一致性和提供与专家系统的会话,并用于对知识库的访问、刷新和增删等。

9.4 发动机试验仿真

20 世纪 90 年代以来,航空发达国家在推进技术领域呈加速发展势态,其表现为发动机的性能、可靠性、耐久性、维修性和寿命期成本的控制能力全面提高,产生这一重大变化的重要因素之一是信息技术在航空推进系统的设计、制造、试验和管理上的广泛和深入地应用。

在发动机发展中,运用先进的计算机系统、硬件和软件技术,计算能力达到浮点运算 10^{12} 次/s 下,要在一天内对一台完整的航空发动机进行多学科、三维数值模拟。计算航空科学(CAS)的五个子项目之一,即数值推进系统模拟(NPSS)是将推进系统相关学科的技术与高性能计算机和通信技术集成为一个完整系统的创新课题,实现对全台发动机的数值仿真。应用该系统,可以同时分析发动机的各个部件,对系统或部件同时进行多学科分析,使发动机设计分析工作更好,然后用优化的方案进行试验验证,大大缩短研制周期,降低研制费用。预计 2005 年实现三维稳态多学科模拟,2010 年实现发动机的三维动态多学科模拟。

下面将首先论述 NPSS,进而论述有关发动机仿真的具体例子,以使读者了解推进系统在新世纪初研制方法的重大改变。

9.4.1 推进系统数值仿真试验台(NPSS)

航空发动机,作为航空推进系统,其仿真包括稳态仿真和动态仿真。稳态仿真用于设计点分析,并兼顾非设计点的性能,其发展可以用于控制系统方案论证和发动机系统寿命的估算。动态仿真用于研究发动机控制规律/逻辑和确定发动机稳定工作极限。发动机实时仿真以闭环方式可以与控制系统一起工作。动态仿真也用于研究发动机产生故障的原因。当地面设备不能模拟那些出现异常特性的飞行状态时,动态仿真尤其有价值。

推进系统工作过程的分析涉及多学科的研究和结合,主要包括流体力学、热力学、结构力学、传热学、材料力学、燃烧理论和控制理论等。推进现象从本质上是多学科的耦合效应、系统部件的响应和相互影响的综合作用。

计算流体力学、计算结构力学、计算材料学、计算控制学和计算机技术的进展,使建立推进系统“计算试验室”具有可行性。计算试验室可以在发动机硬件加工之前,充分地仿真和分析整个发动机的方案和设计。图 9-50 示出推进系统数值仿真试验台的简图。

NPSS 将在发动机设计中纳入并行工程、概率统计方法。并行工程的方法和基础是形成一个多学科的合作队伍,以完成一体化设计和优化,计算机辅助设计、试验和制造。通过采用 NPSS 在发动机设计早期阶段引入并行工程,故能明显减少设计时间和费用。概率统计方法和可靠性设计方法的并用可减少设计时间,并减少方案论证和系统集成的验证对硬件试验的依赖性,仿真试验结果将明显减少硬件的试验需求,以及确定潜在的问题。

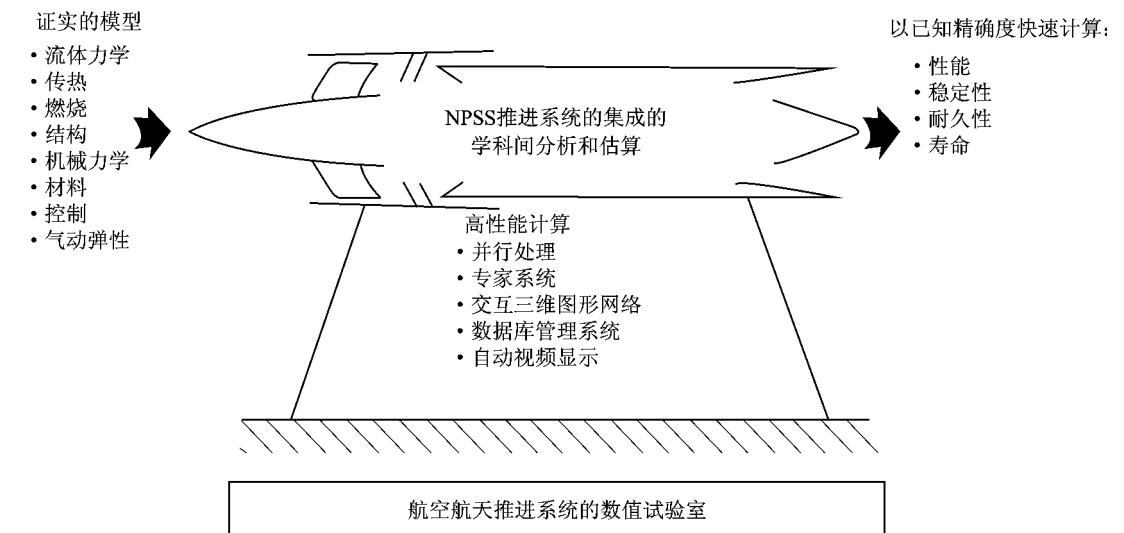


图 9-50 推进系统数值仿真试验台 (NPSS)

NPSS 能够确定设计和非设计状态下发动机系统、系统各部件、子系统的性能、稳定性、可靠性和寿命,并能给出满足特定飞行任务的优化设计。

1. 仿真器结构

进行发动机仿真、分析和优化将需要高性能、大规模的并行计算机。必须提供一个用户界面并给出足够的帮助用户建立和运行仿真的指示信息。在整体上是一种无缝连接的环境。该环境在一个全局执行程序的控制下将发动机和计算机系统软、硬件集成起来。

图 9-51 示出仿真器结构。它包括模型编辑设备、专家系统、模型库、数据管理设备、图形显示设备、仿真器执行和仿真控制和高性能的计算机组成。为帮助用户在进行仿真计算时做出正确的决策将应用智能技术、专家系统和神经网络,先进的计算机图形学、可视化和动画技术。

2. NPSS 的软件

NPSS 软件总体结构如图 9-52 所示。此种结构应用一共享记忆编程规范和标准软件工具及编程语言扩充。编程与硬件结构无关。

在计算机系统内,计算系统部件(处理器、存储器和通信)之间的联系属性将取决于发动机系统部件的程序和单学科程序,这些程序用于计算所要求的发动机特性。开发适当的处理器输入/输出软件、程序编译器、网络协议将与开发发动机程序和学科应用程序一起进行。

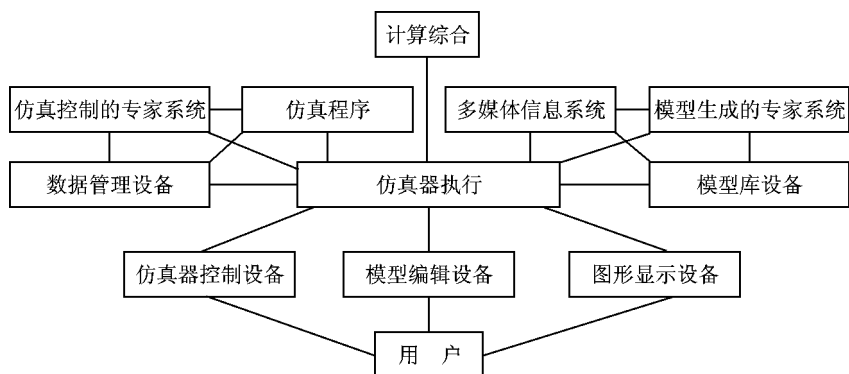


图 9-51 仿真器结构

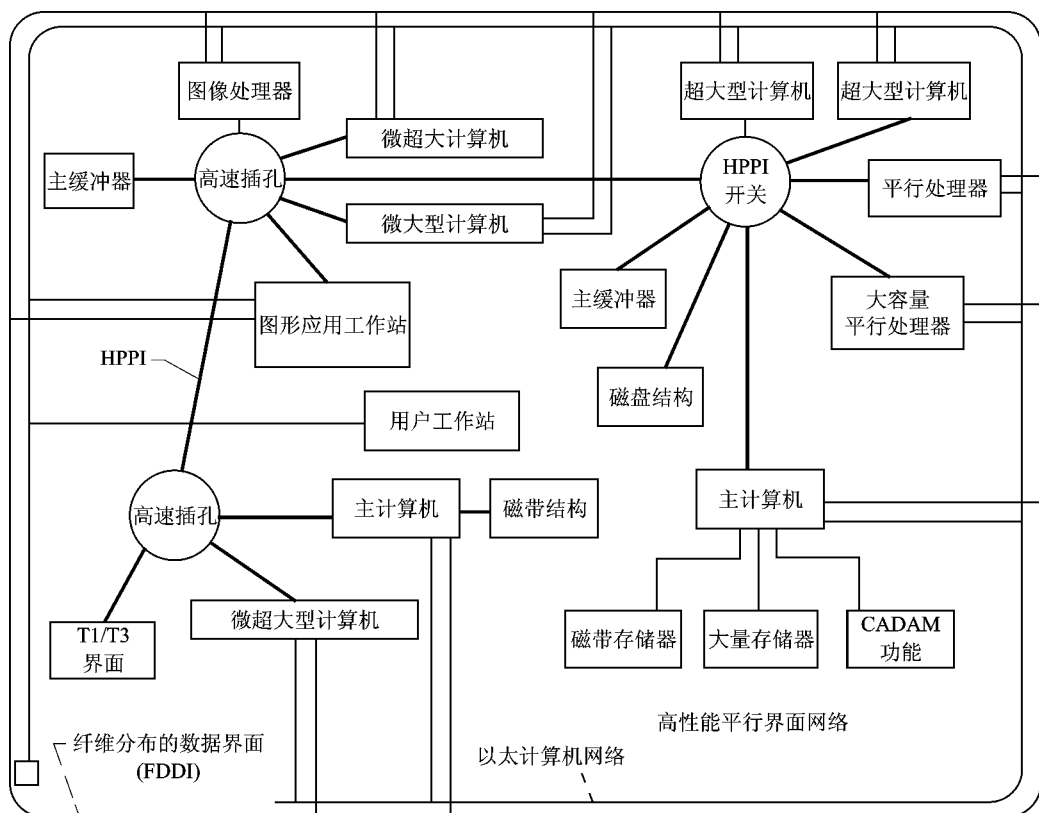


图 9-52 NPSS 结构图

3. 分级建模

学科和部件程序的匹配涉及将总系统（发动机）细分为若干个子系统，即进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管。这样便于确定每个子系统多学科仿真模型的等级。图 9-53 示出 5 个等级。

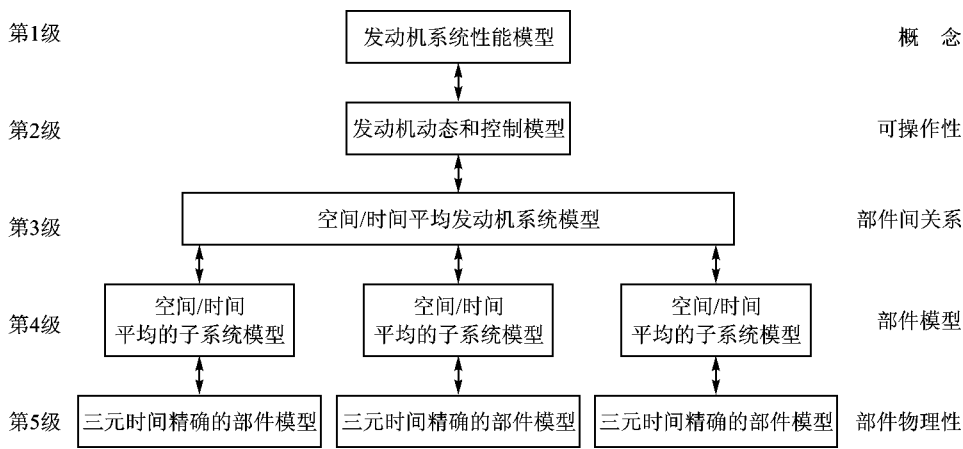


图 9-53 NPSS 仿真模型分级情况

第 1 级为发动机系统性能模型，这是一基本的热动力模型。它根据发动机结构布局和部件效率计算发动机系统效率，可以对各种发动机方案进行快速评估。

第 2 级为发动机动态和控制模型，是一具有简化结构单元、控制和其他学科的一元模型。它利用部件性能信息，设计几何形状信息和动力信息，计算发动机推力、重力和系统瞬态响应，处理可操纵性问题设计控制的策略。

第 3 级是空间和/或时间平均的发动机系统模型，是二维（轴对称）流体模型，用以仿真部件间相互作用，并是一个瞬态模型和提供更详细的几何形状信息。

第 4 级是空间和/或时间平均的子系统（或部件）模型，它是一个三元模型，模型为多学科模块，在较小的时间和空间上仍然是平均的。

第 5 级为三元时间精确部件模型，是最完善的物理近似级。

4. 学科匹配

可靠的计算仿真必须包括有效的多学科匹配。在对动态现象进行多学科仿真时，必须考虑与动态现象各个方面有关的时间比例。在发动机相互作用的现象中，诸如喘振、失速、颤振、部件和系统动态特性、低循环疲劳和高循环疲劳以及着陆和起飞工作状态等现象发生的时间间隔变化很大。多学科仿真的计算机程序和时间周期必须和这些时间比例的大范围变化相

协调。

对于推进系统部件、子系统和系统来说,有多种用于匹配学科变量的方法。例如,学科间有序的迭代、专门导出的系统矩阵和基本方程水平上的匹配。

在并行的多学科方程组中,跨学科之间的匹配用匹配关系式表示。关系式中的系数确定某一学科中的某特定变量与相关学科中各个相应变量的匹配,如图 9-54 所示。匹配关系的敏感性大小反映了某一学科对相关学科影响的程度。为了强化计算仿真,应规定匹配度的范围、确定相互作用的学科、确定时间/空间比例、求解过程中选定弱影响学科的时间/空间比例、确定求解策略及加强收敛准则。

$$\left\{ \begin{matrix} \{A\} \\ \{I\} \\ \{S\} \\ \{M\} \\ \{F\} \\ \{P\} \\ \{C\} \end{matrix} \right\}$$

系统响应变量

$$= \begin{bmatrix} [A_A^A] & [T_A^T] & [S_A^S] & [M_A^M] & [F_A^F] & [P_A^P] & [C_A^C] \\ [A_T^A] & [T_T^T] & [S_T^S] & [M_T^M] & [F_T^F] & [P_T^P] & [C_T^C] \\ [A_S^A] & [T_S^T] & [S_S^S] & [M_S^M] & [F_S^F] & [P_S^P] & [C_S^C] \\ [A_M^A] & [T_M^T] & [S_M^S] & [M_M^M] & [F_M^F] & [P_M^P] & [C_M^C] \\ [A_F^A] & [T_F^T] & [S_F^S] & [M_F^M] & [F_F^F] & [P_F^P] & [C_F^C] \\ [A_P^A] & [T_P^T] & [S_P^S] & [M_P^M] & [F_P^F] & [P_P^P] & [C_P^C] \\ [A_C^A] & [T_C^T] & [S_C^S] & [M_C^M] & [F_C^F] & [P_C^P] & [C_C^C] \end{bmatrix}$$

系统定义/特性和匹配关系

$$\left\{ \begin{matrix} \{A\} \\ \{I\} \\ \{S\} \\ \{M\} \\ \{F\} \\ \{P\} \\ \{C\} \end{matrix} \right\}$$

系统研制和使用参数

A—气动 S—结构 F—制造 C—费用 T—热 M—材料 P—性能

图 9-54 推进系统多学科表示式

为了确定敏感性关系,可以采用直接推断法(单一学科方法和专家观点),渐进估算法(优化技术和神经网络细化敏感性矩阵)和匹配公式(从基本公式导出的用于多学科的公式)。仿真计算中,要确定关键匹配项,计算它们的空间/时间比例分辨率,综合作用和动态作用的分布。还包括多学科有限元和边界元、自适应超单元、有限差分/有限元交混方程、模型元、从动有限元、匹配矩阵生成器、综合分析器、数据存储和检索系统、可变比例集成器和局部/整体(整体/局部)的目标移近变化的细化,以及量化可靠性和风险的概率和统计法。

5. 航空发动机的数值仿真

在先进高性能发动机研制中,大规模的仿真是评定各部件一体化(如进气道与发动机的一体化)的惟一途径。因为试验的费用是极其昂贵的。NPSS 系统包括三个主要部分,如图 9-55所示,即工程模型、仿真环境和高性能计算。这种发动机仿真系统需要下列先进技术:

- ① 符合有关要求的建模技术和数据,如气动力学、结构、传热、燃烧、声学、控制及材料等。
- ② 在一些合适的仿真保真度水平上将各子系统和各部件耦合在一起的建模技术。
- ③ 为建模而编写的面向对象的软件。

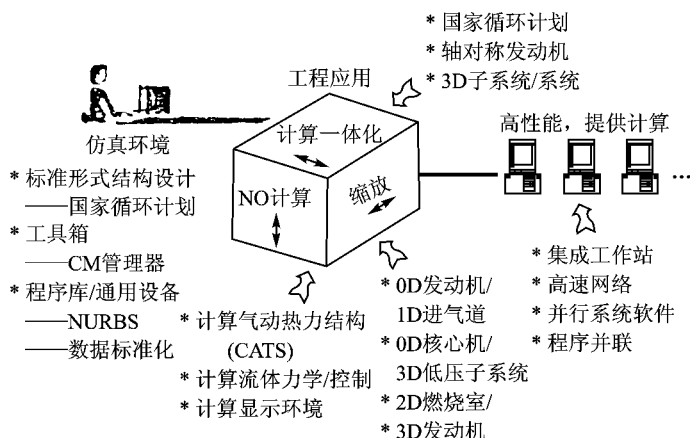


图 9-55 NPSS 的组成、工程模型、仿真环境和高性能计算

④ 为了执行并行计算,将大量来源不同的分布式计算平台结合在一起的便携式、可升级且可靠的计算软件。

(1) 工程模型

工程模型能够实现大规模子系统和系统仿真的部件一体化,通过多学科耦合寻求它们之间的内在联系以及进行可变复杂性分析。

零部件集成是了解各部件间的相互影响所必需的。有两条途径解决零部件间的相互影响的问题:其一,建立一个不同仿真程序间的接口标准;其二,使用一个分析程序来执行较大规模的仿真。后一种方法要求把解决不同问题的程序(如叶尖间隙流动、紊流和燃烧等)集成在一个程序中,并同步运行,以减少总分析时间。

例如,采用 APNASA 程序能够进行一个孤立叶片到单排叶片到整台压气机的仿真,所用时间少于 24 h。对整台压气机仿真时用 144 个节点、运行状态包括多条速度线,每条线上 5 个工作点,这种仿真能力可以从一个零部件扩大到一个完整子系统,如将风扇—增压级—核心机、混合器—尾喷管、进气道—风扇结合在一起用一组工作站进行仿真,所用时间不超过 10 h。

同样,对燃烧室的高精度仿真要求处理周期短、建立数据的预处理和后处理。预处理由非结构网络组成,建立燃烧室模型,包括几何形状非常复杂的旋流器和喷嘴。后处理是把三维流体计算的数据简化为一些设计参数,从而使设计者应用这些参数去评估发动机性能。图 9-56 示出国家燃烧室程序分析周期的缩短。

(2) 多学科耦合

发动机所发生的过程涉及多学科,对这些过程仿真必须考虑这些学科的内在联系。例如,

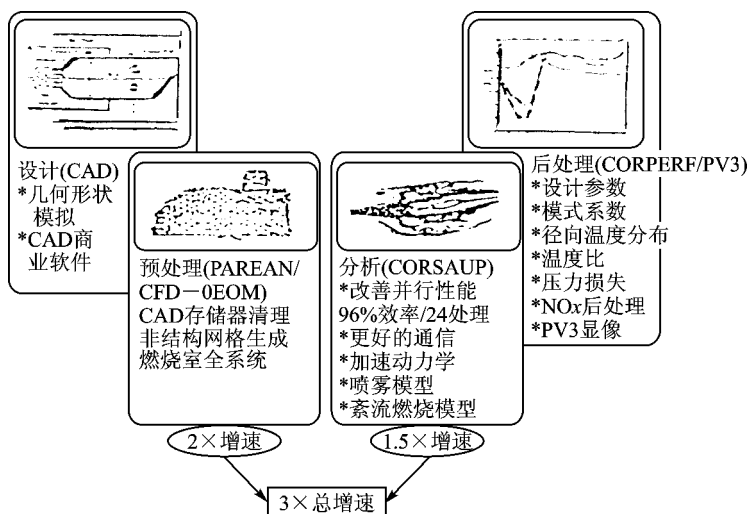


图 9-56 燃烧室仿真要求改进预处理、更改指令处理和后处理

对压气机效率和稳定性仿真必须考虑气动力、结构和热载荷对压气机几何尺寸(如机匣、叶型 and 叶尖间隙等)变化的影响。

在 NPSS 中,处理多学科动态相互作用和影响的方法有三种:

- ① 松散耦合,这是按次序逐个连接的方法。一个程序完成气动、热力和结构分析后,其数据传给另一仿真程序使用。该法通过一个项目的数据库共享所有的分析数据。
- ② 过程耦合,它是通过运行单独的分析程序计算某一问题,并且还有一更高层次的系统来控制各个单独的分析程序的执行。
- ③ 紧密耦合,它需要一个分析程序,从基本的公式水平上来连接各个学科。

(3) 可变复杂性分析

航空发动机,作为一复杂热动力系统的详细仿真需要大型计算设备和数天的时间。因此,迫切需要提供各种建模技术,这些技术必须能在不同水平上进行整台发动机的详细分析。这些分析是以具体程序为基础,而这些程序又反映了设计上的变更。例如,要解决风扇叶片形状变化对发动机性能的影响仅需对该级风扇进行三维仿真,对该发动机的其余部分可以在较低水平上建模(二维或零维),从而最大限度地降低仿真模型的建立和运行时间。图 9-57 示出了可变复杂性分析的例子,称之为缩放。

缩放技术需要不同等级的程序和模型体系,来提供从详细的三维、瞬态分析到一维、稳态分析的大范围仿真能力。因此,必须开发各种建模方法,以便在详细分析和较低层次的分析之间交流信息。

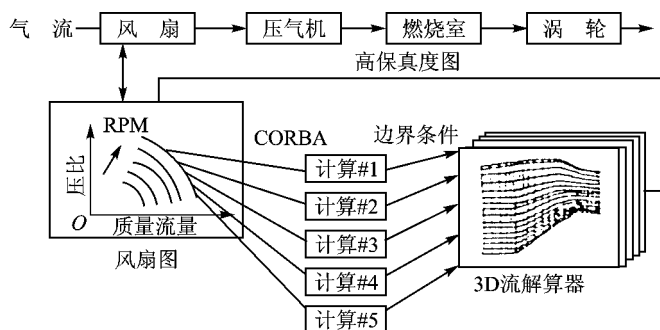


图 9-57 在零维发动机仿真中应用缩放技术进行风扇三维仿真

(4) 仿真环境

NPSS 的仿真环境是为各种用户提供一个大众化界面,以适应各种技术水平的用户需求。该环境还必须把 NPSS 的各种功能融合在一起。

在刘易斯研究中心已建立的仿真环境可以进行发动机通用的一维部件仿真,能够为各学科程序间的数据交换提供工具和标准,能够在部件特性基础上用缩放技术来提高保真度,能够在各种计算机上执行计算和按用户不同要求配置发动机部件。仿真环境应建立准确的数据连接 通过面向对象法建立模块式和灵活、适用性强的软件结构 应集合多层次的精确分析技术;能够进行高性能的同步和分布式并行计算。

NPSS 的程序结构为开放式,并能扩展。

图 9-58 示出 NPSS 环境。工程师可以不受保真度、程序选择等的限制来建立推进系统的仿真程序,可以使用存在 NPSS 体系中的模型块和程序,“即插即用”功能对于保证整个体系和促进创建新的分析方法是至关重要的。

(5) 高性能计算

航空发动机的详细仿真需要很高的计算能力。对整机主气流三维仿真需要进行 10^{12} 次/s 以上。实现 NPSS,需要具有 10^{15} 次/s 的浮点运算能力。解决方法是采用并行计算技术,如图 9-59 所示。

对于航空发动机研制与发展,想减少许多发展和验证发动机所要求的昂贵试验,大规模、细致的仿真具有极大的价值。在研制过程初期,通过仿真对设计进行评估可以节省时间,降低成本。NPSS 包括三个主要方面 工程模型,它能够在不同层次上对大型子系统和系统进行多学科分析 仿真环境,它能够实现最大的设计能力 高性能的计算平台,使仿真可以在该平台上全天运行。

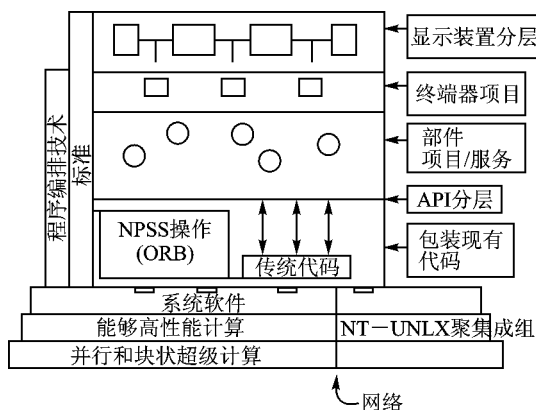


图 9-58 NPSS 结构示意图

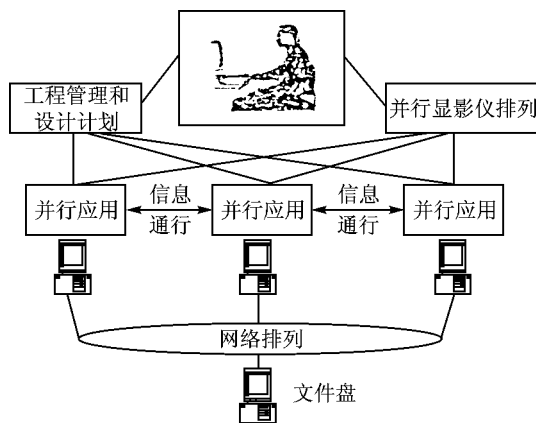


图 9-59 并行高性能计算工作站

9.4.2 仿真与发动机试验的关系

仿真是通过计算机环境下的虚拟现实来模拟发动机的工作特性。即用数字模型、计算机图像和可视化技术在仿真环境模拟发动机实际飞行状态下的主要特性参数的变化,可靠性及部件的相互匹配。建模是仿真的第一步,所建立的计算机环境下的发动机虚拟模型必须能够反映发动机及其部件的主要特性、结构特征及其相互联系。因此,要对仿真进行严格的校核、验证和确认 (VVA,即 Verification, Validation and Accreditation),以确保建模和仿真的准确性。另外,还必须通过对仿真系统进行充分的测试和评估 (TE,即 Test and Evaluation),来支持所建立的仿真系统的确认。图 9-60 示出建模、仿真与 VVA 和 TE 的基本关系。

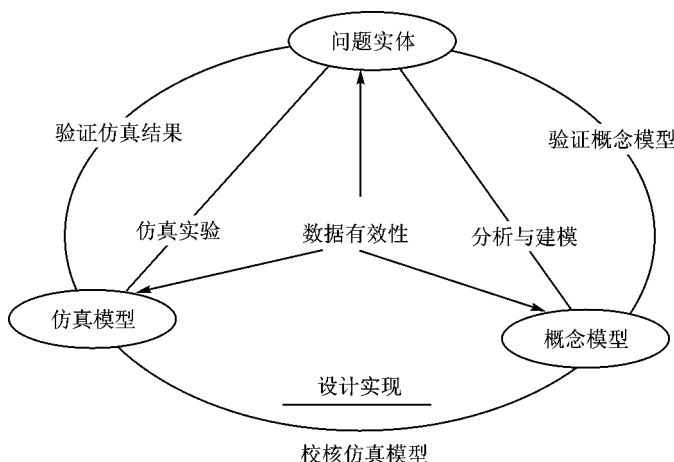


图 9-60 建模、仿真与 VVA 和 TE 的关系

VVA 和 TE 都离不开以试验为基础的数据库的支持。通常是在存量资源的基础上进行建模、仿真和初步验证。例如,美国 NPSS 项目中建立了一个风扇的 4 级(三维稳态)仿真系统(气动、结构及声学综合仿真),其目的是为整个推进装置的 2 级(一维瞬态)仿真提供风扇工作特性。该发动机仿真系统的 VVA 就是利用 E^3 发动机的试验结果完成的。NASA 进行的多级压气机流动仿真研究,是以 E^3 研究计划的一台 10 级压气机的数值计算和试验研究为基础的,并通过试验进行详细的流动测试,包括各级叶片排间的流动细节的测试,积累压气机流动物理机理的知识库和试验数据库。

传统的发动机研制过程是多次修改设计,每次都要重新制造样件和样机,组装并进行试验,以检验是否达到预定的性能水平。这既耗费时间,又耗费大量物资和财力,还常常影响对产品性能的确定和进一步优化。在科学技术得到充分发展的今天,已经积累了许多知识、试验数据库,如不加以合理利用则是一种极大的浪费。仿真就是通过充分利用科学理论、计算机技术及试验数据库,用计算机虚拟技术进行设计和分析,论证工程设计的有效性,以达到快速、优质、低成本和最佳服务的目的。但是,并不是有了仿真系统就可以完全取代试验研究。可以说,仿真系统是试验研究积累的知识和数据库的最好应用,没有先期的充分试验研究及所积累的数据库为基础,仿真犹如空中楼阁。但在现代信息高度发展的社会仍然采用传统的发动机设计制造技术,依赖于大量试验来进行发动机设计已落后于时代的发展,在技术上将失去竞争力。

试验在未来发动机及其部件研制中会有所减少,试验的校核、验证和确认作用会更加强化。建立完整、综合及实用的仿真系统是发动机快速发展的主要途径,预测设计、方案设计和工程设计均将依赖于仿真技术、优化技术,以减少试验量、缩短研制周期和降低费用。

9.4.3 涡扇发动机实时数值仿真

下面论述涡扇发动机在过渡态和稳态工作下循环参数的实时仿真。在给定发动机特性的情况下,该模型程序可以在整个飞行范围内从慢车至全加力进行计算。

现代航空发动机,动态性能的预测越来越重要。发动机对推力响应条件要求也更加精确,对控制系统的要求也更高。因此,预测发动机动态性能就更为重要。发动机过渡状态已成为发动机工作的主要状态,客观上过过渡状态反映了发动机的可操纵水平高低。

该模拟程序采用 FORTRAN 语言,可以在 PC—586 计算机的 DOS 或 Windows 环境下运行。该程序是按照发动机部件形式设计,其输入输出是以数据文件的形式提供的。该模型保留了部件(如风扇、压气机、涡轮、混合器、加力燃烧室和尾喷口等)主要的非线性特性,并实现了实时仿真计算。

1. 发动机模型

图 9-61 示出进行仿真的一种低涵道比、双轴加力涡扇发动机简图。

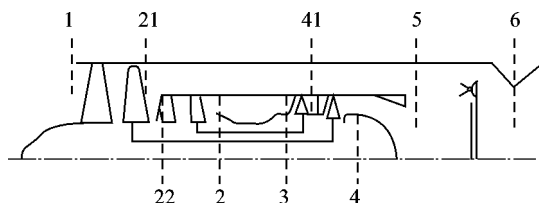


图 9-61 加力涡扇发动机简图

程序采用 FORTRAN77 语言编写,以单元结构形式建立,因此软件相应部分对应着相应的发动机部件。有关部件特性如下:

$$\pi = f(n_{1cor}, G_{1cor}, \beta_1) \quad (9-8)$$

$$\eta = f(n_{1cor}, G_{1cor}, \beta_1) \quad (9-9)$$

$$(\pi G_{1cor})_{LP} = f(n_{1cor}, \beta_1) \text{ (喘振边界)} \quad (9-10)$$

式中, n_{1cor} —— 相对换算风扇转速;

G_{1cor} —— 换算风扇流量;

β_1 —— 风扇导向叶片角度;

π —— 风扇总压比;

η —— 风扇效率。

其他部件也有其相应的特性描述,发动机模型由这些特性和发动机计算关系组合在一起,计算关系由转子动量方程、连续性方程、能量方程和状态方程构成,计算参数相互耦合在一起。

2. 求解的特点

把描述燃气和空气容腔过程的方程先转换为集中参数的常微分方程,即是把燃气容腔出口截面上一个点的参数 T 、 P 、 G 求平均,用它们的值来取代沿 X 长度分配的值。由此可避免对偏微分方程的求解,而用预先转换的一个变量 t 和 dT/dt 的常微分方程求解。以主燃烧室为例,经预先转换的描述主燃烧室容腔的微分方程如下:

$$dT/dt = (R \cdot T) / (VpD) \cdot [q_{mT} (H_u \cdot \eta + H_i - H_e / \gamma) + q_{mi} (H_e \gamma - H_e / \gamma) - q_m (\gamma - 1) / \gamma \cdot H_e] \quad (9-11)$$

$$dp/dt = (RT) / V \cdot (q_{mi} + q_{mT} - q_m) + p/T \cdot dT/dt \quad (9-12)$$

式中, R ——气体常数

T ——燃烧室出口总温;

p ——燃烧室出口总压;

V ——燃烧室容积;

q_{mT} ——燃油流量;

H_u ——燃油热值;

η ——燃烧效率;

H_i ——燃烧室进口焓;

H_e ——燃烧室出口焓;

q_m ——燃烧室出口燃气流量;

q_{mi} ——燃烧室进口空气流量;

γ ——绝热指数;

D ——与焓有关的系数。

对上述方程求解,得

$$T = T_0 + \left\{ [v_1 \cdot (b_{11} - u_2) + b_{12} \cdot v_2] \exp(u_1 dt) + [v_1 (u_1 - b_{11}) - b_{12} v_2] \exp(u_2 dt) \right\} / (u_1 - u_2) \quad (9-13)$$

$$p = p_0 + \left\{ [v_2 (b_{22} - u_2) + b_{21} v_1] \exp(u_1 dt) + [v_2 (u_1 - b_{22}) - b_{21} v_1] \exp(u_2 dt) \right\} / (u_1 - u_2) \quad (9-14)$$

式中, $v_1 = T - T_0$;

$v_2 = p - p_0$;

$b_{11}, \dots, b_{22}$ ——雅格比矩阵系数;

u_1, u_2 ——线性矩阵特征值。

根据时间步长对整个方程组都进行一次数值计算而不采用迭代来求解方程。由于有大量的描述燃气、空气容腔过程和转子转速的微分方程使上述方法可用于求解,只是在求解描述涡轮工作过程的方程时才利用局部迭代循环。

为确保进行实时计算,要预先对描述燃气、空气容腔中参数 p 和 T 的非稳态过程的微分方程进行专门的转换。这种转换可以大大增加方程的积分间距。

3. 程序说明

计算程序包含两个带有扩展名为 .FOR 的 FORTRAN 文件和一个数据文件,基本程序流程如图 9-62 所示。首先,程序初始化,读输入数据,计算一个稳态点,如果需要,计算一个用户定义的过渡态。程序能够接收基于控制参数的稳态或者过渡态输入。表 9-6 列出了程序给出的执行控制参数。程序所用的输入参数有 H 、 Ma 控制参数有 q_{mT0} 、 q_{mTF} 、 A_6 、 β_1 和 β_2 。

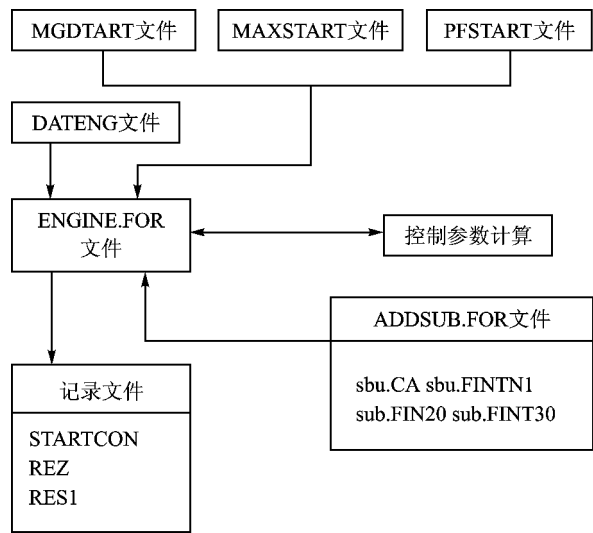


图 9-62 程序流程图

表 9-6 执行控制参数

step	时间步长	s
Ma	马赫数	—
H	高 度	m
q_{mT}	燃油流量	kg/s
q_{mTF}	加力燃烧室燃油流量	kg/s

续表 9-6

A_6	喷嘴喉道面积	cm^2
β_1	风扇进口导向叶片角度	(°)
β_2	压气机静子叶片角度	(°)
t_{TPP}	记录间隔时间	s
RUD	油门杆角度	(°)
t_{TIM}	油门杆开始变化的时间	s
t_1	记录开始时间	s
t_2	记录结束时间	s

输出参数有：风扇和压气机转速 (n_1 、 n_2)；发动机进出口截面参数，如压力、温度和流量等 (p 、 T 、 q_m)；发动机性能参数 推力 F 耗油率 SFC 压气机和风扇喘振裕度 DKY 、 DKB 。

计算程序为下一次计算生成新的初始条件并输出计算结果文件。

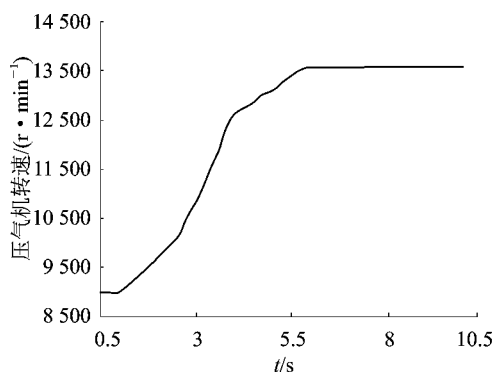
4. 过渡态计算

在发动机飞行包线内，进行过渡态仿真计算。在允许的飞行条件下，进行发动机仿真的过渡态响应特性研究。图 9-63 示出 $H=0$ ， $\text{Ma}=0$ 条件下油门杆从慢车到最大状态快速移动时发动机过渡态曲线和内部控制参数的变化。相应的可获得减速过程曲线。图 9-63 (b) 示出，4 s 的加速响应时间（推力达到 95% 的时间）是可以接受的。最终的推力为 15 400 kg，压气机的喘振裕度大于 9%。符号 DTSUM 表示计算机完成一个过渡态的计算时间，符号 DTCYC 代表计算机完成一步计算的平均时间。其他控制参数，如风扇转速、低压涡轮出口总温、风扇喘振裕度、加力燃油流量、压气机静叶角度和喷嘴喉道面积也有相应的仿真计算结果和曲线。

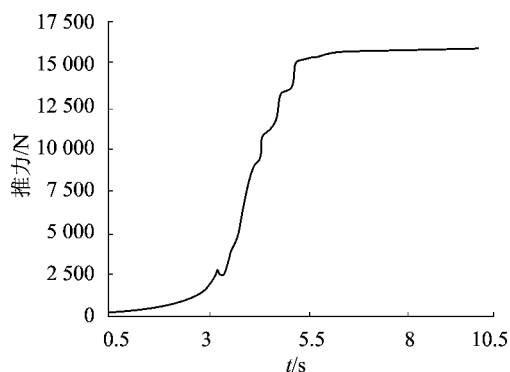
图 9-64 示出在 $3 \text{ km/Ma}=0.9$ 条件下，油门杆从 $\text{PLA}=35^\circ \sim 68^\circ$ 发动机过渡过程响应曲线和内部控制参数的变化。由图 9-64 (b) 可知，达到中间推力时，燃油流量有一个下凹，紧接着缓慢增至最终值。这是由于在接近稳态时控制器的作用而引起的，其目的是防止涡轮前温度超调。

图 9-65 示出 $H=0$ ， $\text{Ma}=0$ 条件下，油门杆从 $\text{PLA}=12^\circ \sim 68^\circ$ 时过渡过程的实时/非实时数字仿真结果的比较。计算结果具有很好的一致性。压气机转速和推力的响应结果最大相对误差小于 2% 和 5%。这一结果表明，实时数字仿真程序适用于发动机动态仿真和分析，程序结构简单，并且比详细的非实时数字仿真程序具有更快的计算速度。

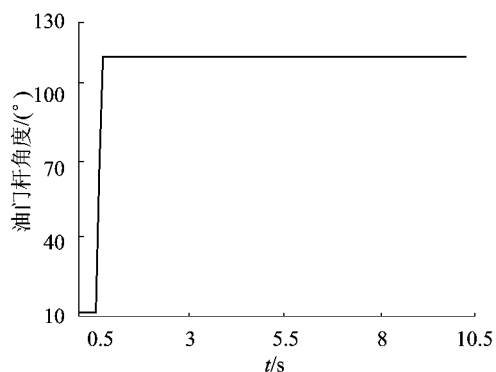
按发动机部件方式建立的实时数字仿真程序适用于稳态和过渡过程和控制系统分析，较非实时数字仿真程序具有更简单的结构，同时保留了发动机部件的非线性，能够准确的模拟发动机工作过程。能在整个飞行包线范围内，进行发动机稳态和过渡态的工作过程实时仿真，执行时间比非实时仿真程序显著减少。由于可在计算机上实时计算，因此，为控制系统半物理模拟试验提供发动机仿真平台。



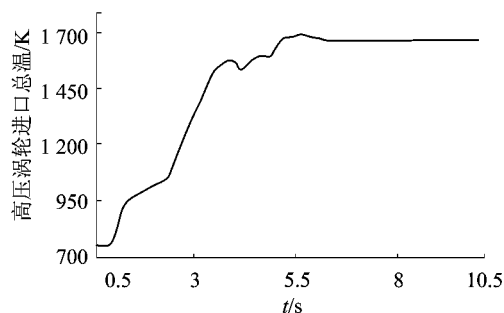
(a) 压气机转速



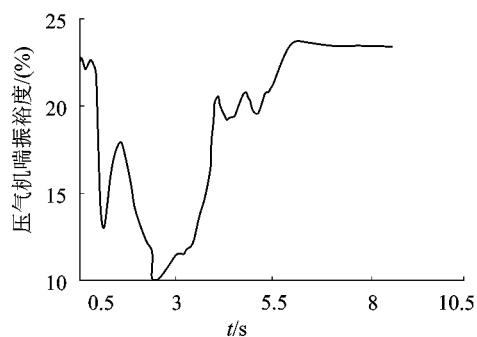
(b) 推 力



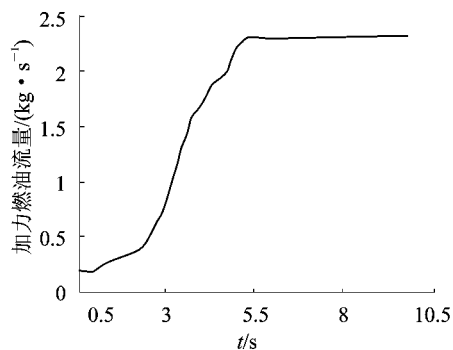
(c) 油门杆角度



(d) 高压涡轮进口总温



(e) 压气机喘振裕度



(f) 主燃油流量

图 9-63 在地面条件下油门杆角度从慢车到全加力的加速响应曲线
(DTSUM = 4.4 E - 01 ; DTCYC = 4.4 E - 04)

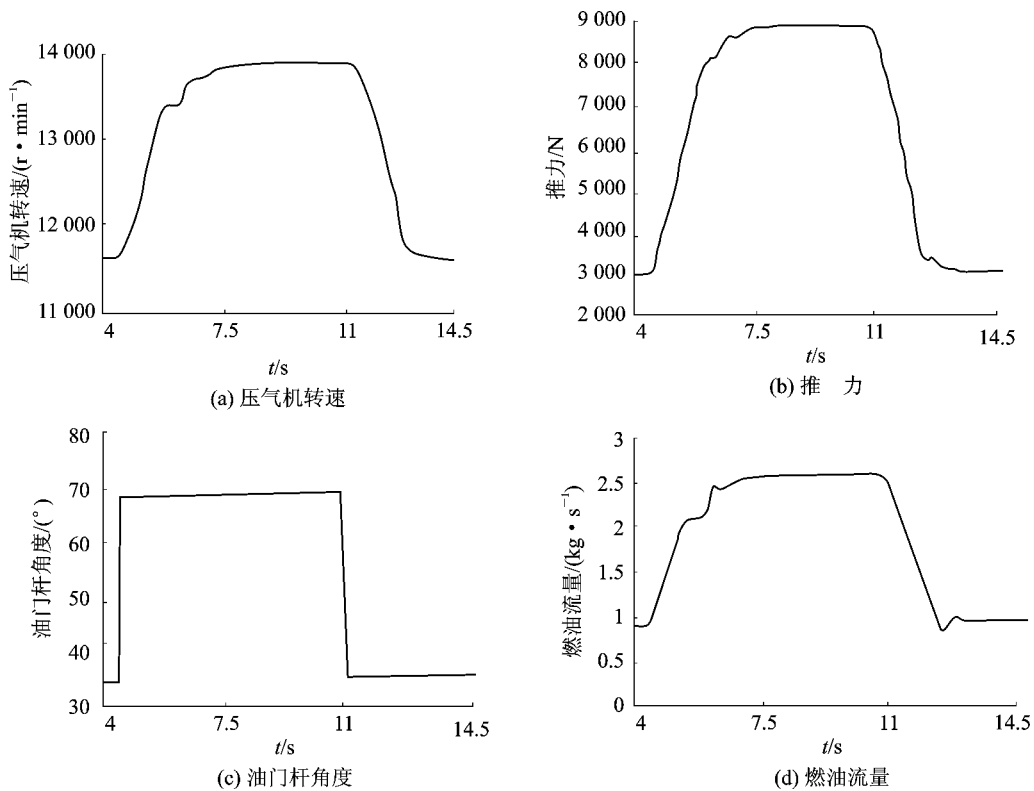
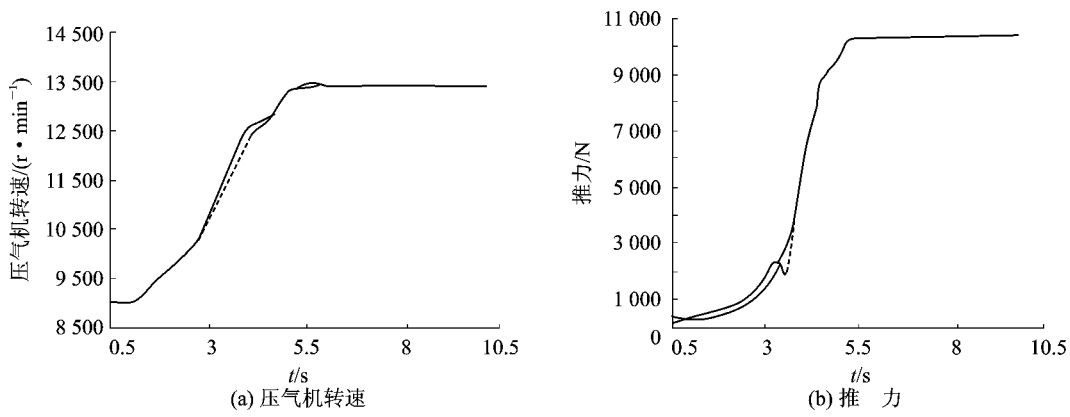


图 9-64 在 $3 \text{ km/Ma} = 0.9$ 条件下油门杆从 $35^\circ \sim 68^\circ$ 的一个飞行循环过程的响应曲线
($\text{DTSUM} = 6.0\text{E} - 01$; $\text{DTCYC} = 4.06\text{E} - 04$)



—实时仿真计算 ; ---非实时仿真计算

图 9-65 在地面条件下油门杆从慢车到最大状态的响应曲线对比

9. 4. 4 发动机部件故障仿真专家系统

研究发动机故障运行情况的专家系统应用来自经验和仿真两方面的知识库。

当发动机“正常”工作时,它表现出特有的工作特性;当发生故障时,可表现出另一特有的工作特性。由于不正常工作,发动机性能和热力参数相对于发动机正常工作点的基准值产生特有的偏移,即重要参数具有一特殊的变化趋势,这种趋势作为知识库中的主要信息。在发动机工作寿命期内所积累的经验可给出一个故障发生时发动机工作过程的信息,这种信息可以从发动机维修手册中查到。已开发的仿真程序中给出较完整的故障定量信息,包括:“影响矩阵”和“故障矩阵”的计算。

1. 影响矩阵

影响矩阵作为程序文件存储了发动机部件性能(效率和空气流量)的给定变化1%时所引起的发动机热力参数和性能参数的变化。图9-66示出了单转子涡喷发动机影响矩阵的通用框图。

故障	性 能							
	推 力	燃油流量	进口单位 空气流量	排气温度	压比 21	转 速	压气机的 排气压力	压气机 出口温度
q_{ml}	a_{11}	a_{12}	a_{13}	a_{14}	a_{15}	a_{16}	a_{17}	a_{18}
η_c	a_{21}	a_{22}	a_{23}	a_{24}	a_{25}	a_{26}	a_{27}	a_{28}
放气	a_{31}	a_{32}	a_{33}	a_{34}	a_{35}	a_{36}	a_{37}	a_{38}
η_b	a_{41}	a_{42}	a_{43}	a_{44}	a_{45}	a_{46}	a_{47}	a_{48}
q_{m3}	a_{51}	a_{52}	a_{53}	a_{54}	a_{55}	a_{56}	a_{57}	a_{58}
η_t	a_{61}	a_{62}	a_{63}	a_{64}	a_{65}	a_{66}	a_{67}	a_{68}
排气面积	a_{71}	a_{72}	a_{73}	a_{74}	a_{75}	a_{76}	a_{77}	a_{78}

注： $a_{ij} = \frac{\Delta \text{性能}}{\Delta \text{故障}}$ ，例如 $a_{11} = \frac{\Delta \text{推力}}{\Delta q_{ml}}$ ； $a_{22} = \frac{\Delta \text{燃油流量}}{\Delta \text{压气机效率}}$ ； $a_{57} = \frac{\Delta \text{压气机出口压力}}{\Delta q_{m3}}$ 。

其中， q_{ml} ——压气机流通能力； η_c 、 η_b 、 η_t ——分别为压气机效率、燃烧室效率和涡轮效率；
 q_{m3} ——涡轮流通能力。

图9-66 单转子涡喷发动机的影响矩阵

基本假设是发动机部件的每一个不正常状态或故障都会导致一个或多个部件的性能(效率、空气流量等)的下降。因此,影响矩阵的每一行都包含着发动机对故障的反应,应用故障仿真程序时,根据工作程序的类型,由用户或专家系统来选择相适应的矩阵行。

影响矩阵是在不同的步骤中建立的。第一步,假定每个部件的每个性能的基准值求得发动机的工作点,其后,给定部件性能下降一固定值计算出发动机性能参数和循环参数,接着再计算下降值的性能变化,最后,应用每一步计算出来的发动机性能参数变化量的%来填充矩阵。变化量的百分数是基于第一步计算出来的值。图9-67示出发动机影响矩阵的主要计算步骤。通过给定马赫数、高度H和一个常值参数来确定所有步骤中要考虑的发动机工作点。常值参数从燃油流量、转速、涡轮进口温度、排气温度、压比和推力等参数中选取。该参数称为基本参数。可以通过小偏差法推算出,亦可以通过试验确定,例如,对CF6和JT8D发动机曾进行了推力和压比的不同值和固定值的试验。除了推力和压比外,还可选择其他参数作为常值。在知识库中每一部分都具有这些影响矩阵的特征值。

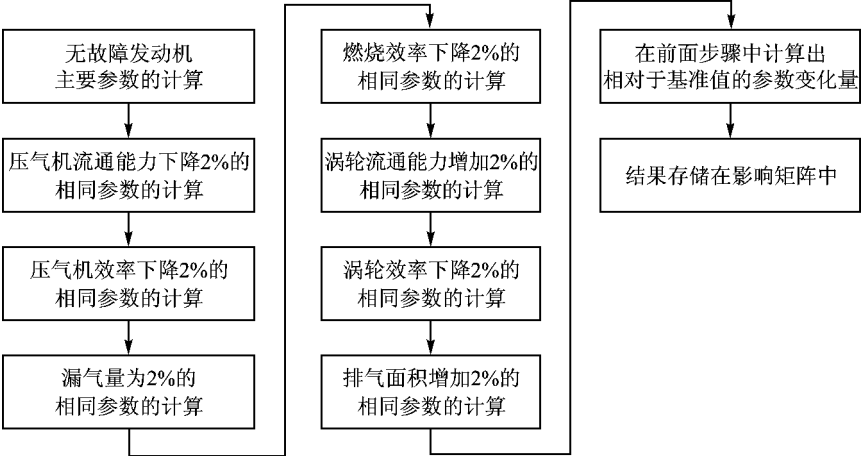


图9-67 涡喷发动机影响矩阵的计算步骤

2. 专家系统

对于发动机部件故障仿真已经开发了两个专家系统。第一个系统要求输入所选发动机部件性能的下降值。当输出时,系统给出发动机带故障运行的工作过程信息。用户可以把部件性能下降的趋势(增大或减少)或精确的下降量(2%,3%)输入此系统;当输出数据时,专家系统提供了相对于基准值的性能参数的偏差趋势或变化量的确切值。

第二个系统显示发动机主要参数的偏差,此系统要求选择用户认为引起工作状态的故障。图9-68示出专家系统的主要步骤。用户介入故障选择时,即要研究哪个部件影响发动机性能和运行情况。如果给出了确切的故障量,专家系统显示:

- 主要参数变化量的%;
- 正常发动机的基准值;
- 同一参数的实际值。

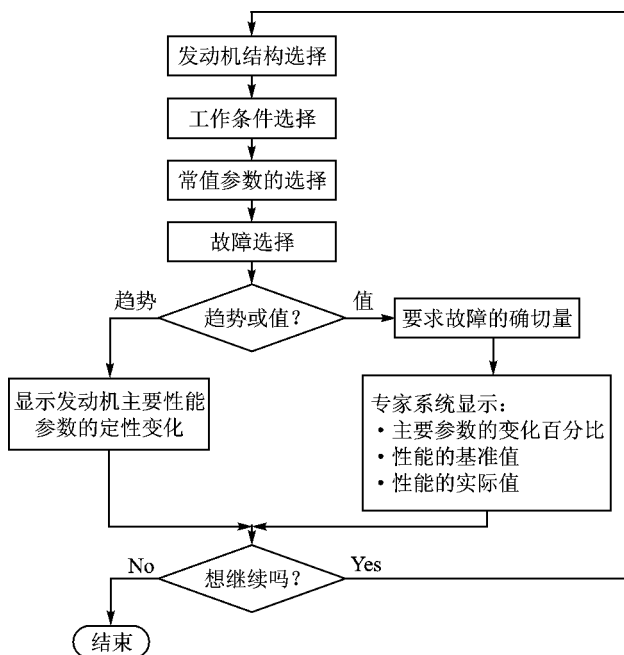


图 9-68 部件发生故障时发动机性能评估专家系统的主要步骤

在故障信息窗口中给出发生故障时,性能变化的%、性能基准值和实际性能值。例如,当燃烧效率下降 3% 时,引起推力下降 2.5%、转速降低 0.5%、压比下降 1.8%、排气温度下降 1%、进口空气流量降低 1.3%、压气机出口温度下降 0.5%、压气机出口压力降低 1.8% 和单位耗油率增加 2.4%。

3. 故障仿真程序

图 9-69 示出发动机故障仿真程序的主要步骤。专家系统可随机选择故障和其数量。通过随机选择一行影响矩阵来选择故障。在计算机屏幕上显示：

- 发动机无故障运行时主要参数的值；
- 当激活程序选择故障时,显示同一参数值；
- 显示参数变化量的%。

此外,计算机屏幕显示引起发动机故障的可能原因的菜单,并要求做出选择,根据变化量%,用户能够选择引起故障的真正原因。如果选择错误,用户根据计算机屏幕的显示可进行新的选择,从而提高了用户的选择经验。

在第一次对话期间,仿真程序的某一模块允许对显示的信息和结果进行存储,确定它们的发展和所犯的错误,这强有力的支持了再获取经验。

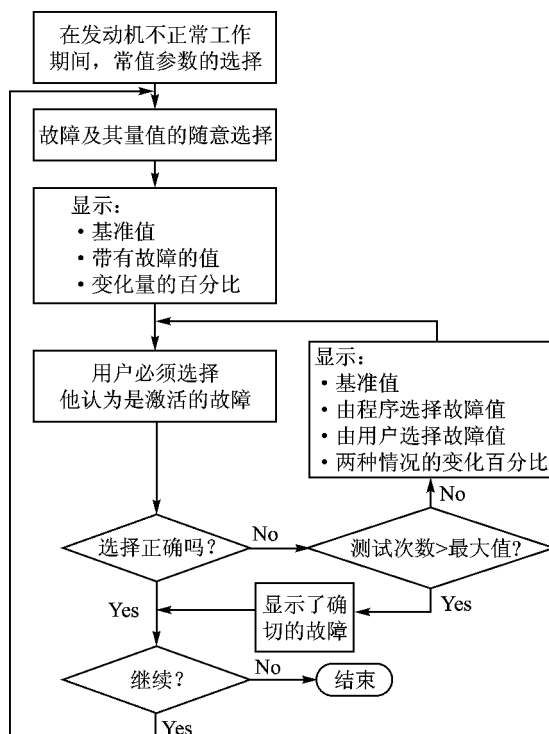


图 9-69 发动机故障仿真典型程序

用户可以采用“帮助过程”构造程序，在每次培训对话的末尾，用户均可以要求和使用发动机参数变化的信息。当故障选择错误时，帮助过程可以使用户明白地选择故障错误的原因。

9.5 发动机系统分析的计算机模拟技术

一些国家已研究了航空发动机计算机模拟技术，已如前述，应用 NPSS 来模拟发动机动态过程是非常有效的方法。例如，用计算机研究进气道与发动机的相容性、加力不稳定燃烧引起的出口压力脉动、转速急变引起的气流脉动、压气机喘振引起的熄火停车等。发动机工作稳定性的最终解决，要通过一系列地面和高空试验。但是在设计和研究阶段，一个试验要模拟如此宽的飞行范围和工作条件，包括飞机和发动机动态过程的各种组合是不可能的。计算机模拟可以提供发动机稳态和动态的各种情况下的初步数据，在计算上可以根据需要广泛地改变参数，可以用来找出畸变容限量大、动态特性最佳的设计方案，可以节省大量的地面、风洞和飞行试验，明显节省试验费用。

计算机模拟在发动机设计和试验中已获得的应用有：

- 发动机结构方案选择；
- 压气机工作线和推力响应曲线预测；
- 部件性能预测，温度场、压力场和流场计算；
- 趋势分析、故障诊断和维修方向分析；
- 稳定性研究、部件相互作用以及干扰研究；
- 模拟高度速度特性。

本节将论述已普遍应用的模拟方法及实例。

9.5.1 集总形式的气体动力学方程

计算机模拟必须在整个工作范围内给出真实的稳态性能。部件的稳态工作可由用气流参数和热力参数表示的稳态性能图线确定。动态模拟应能在很宽的工作范围给出合理的结果。

对于发动机的一维流动，连续、动量和能量基本方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho A) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho A v) = 0 \quad (9-15)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho A v) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho A v^2) = - A g \frac{\partial p}{\partial x} \quad (9-16)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho A E^*) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho A v H^*) = 0 \quad (9-17)$$

式中， E^* 、 H^* ——分别为总内能、总焓；

g ——重力常数， $1 \text{ kg} \cdot \text{m} / (\text{N} \cdot \text{s}^2)$ 。

由于 $q_m = \rho v A$ ，并引入容积变量 $V = A \cdot dx$ 则上三项分别改写为

$$\frac{d}{dt} \rho = \frac{1}{V} (q_{m1} - q_{m2}) \quad (9-18)$$

$$\frac{d}{dt} q_m = \frac{A g}{L} (p_1 - p_2) \quad (9-19)$$

$$\frac{d}{dt} (p T^*) = \frac{\gamma}{V} (q_{m1} T_1^* - q_{m2} T_2^*) \quad (9-20)$$

式中， $\gamma = c_p / c_v$ ——质量定压热容与质量定容热容之比（绝热指数）；

L ——长度。

式 (9-18) ~ 式 (9-20) 和状态方程组成模拟中以集总参数表示的气体动力学方程。

9.5.2 部件模拟模型

1. 压气机

现讨论一种进口带有可调导叶和级间放气的典型压气机,总性能图线是放气量、进口导叶角度的函数。

(1) 图解模型

压气机模拟的常用方法是全台压气机性能图线的模拟。这种图线示出压力、温度和喘振随进口参数和发动机转速的变化。这种方法只能给出稳压性能,无法考虑级间气体的动力学关系。

第二种模拟是级叠加技术。即是一级的出口条件是下一级的进口条件。每一级可以用增压和温升图线以及级容积来表示,然后用连续、动量和能量方程计算每一级的动态特性。在模拟中可以包括可变的进口结构和级间放气结构。这种模拟方法的缺点是需要大容量的模拟计算设备。另外,由于大量非线性设备,诸如放大器和函数发生器,压气机模型的总稳态精度受到了限制。

图 9-70 示出一个理想化的级。基本假定是每一个压气机级均由该级及其相关的容积组成。

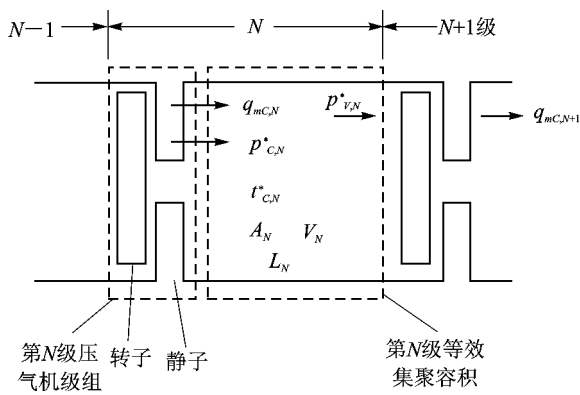


图 9-70 压气机的第 N 级简图

(2) 数学模型

级叠加技术的数学模型是对每一级都运用一对二维曲线,用压力系数 ψ_p 和温度系数 ψ_T

表示单级性能,并假定都是流量系数 ϕ 的函数,这些系数的表达式为

$$\psi_p = \frac{2gJ\Delta H^*}{u^2} \quad (9-21)$$

$$\psi_T = \frac{2gJ\Delta H^*}{u^2} \quad (9-22)$$

$$\phi = \frac{v_z}{u} \quad (9-23)$$

式中, ΔH^* 、 ΔH —— 分别为理想绝热总焓降和实际绝热总焓降;

J —— 热功当量;

v_z —— 轴向速度;

u —— 圆周速度,即

$$u = (\pi n r) / \alpha \quad (9-24)$$

式中, n —— 转数;

r —— 平均半径;

α —— 换算系数。

根据理想总焓升与总压升间的关系,对第 N 级可写为

$$\Delta H_{C,N}^* = c_p T_{V,N-1}^* \left[\left(\frac{p_{C,N}^*}{p_{V,N-1}^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (9-25)$$

式中,下脚标“ C ” —— 与级特性有关的参数;

下脚标“ V ” —— 与级容积有关的参数。绝热总焓升为

$$\Delta H_{C,N}^* = c_p (T_{C,N}^* - T_{V,N-1}^*) \quad (9-26)$$

级的进口条件和前面容积条件有关,级的出口条件和级本身有关。假定第 N 级压气机之前是第 $(N-1)$ 号容积,于是由式 (9-21) ~ 式 (9-26) 联立求得下列一组 N 级的方程:

$$\psi_{pN} = \frac{c_N T_{V,N-1}^*}{n^2} \left[\left(\frac{p_{C,N}^*}{p_{V,N-1}^*} \right)^{2/\gamma} - 1 \right] \quad (9-27)$$

$$\psi_{pN} = \frac{c_N}{n^2} (T_{C,N}^* - T_{V,N-1}^*) \quad (9-28)$$

$$\phi_N = \frac{K_N}{n} v_{zC,N} \quad (9-29)$$

式中, $c_N = [2gJc_p (\alpha^2)] / (\pi^2 r_N^2)$;

$K_N = \alpha / (\pi r_N)$ 。

将级换算温度 $\theta = T^* / T_0$ (T^* 为总温, T_0 为标准大气温度) 引入式 (9-23), 得出流量系数为

$$\phi = \frac{v_z / \sqrt{\theta}}{u / \sqrt{\theta}} \quad (9-30)$$

式中,轴向速度 v_z 可以根据级的进口流量、总压和总温计算, $v_z = q_m / (\rho A)$, 且状态方程为

$$p = \rho RT \quad (9-31)$$

由此得

$$v_z = \frac{q_m R}{A} \frac{T}{p} \quad (9-32)$$

或把式 (9-32) 写为递推形式:

$$v_{zC,N} = \frac{q_{mC,N} R T_{V,N-1}}{A_{C,N} p_{V,N-1}} \quad (9-33)$$

式中, $T_{V,N-1}$ 、 $p_{V,N-1}$ ——分别为和级容积有关的第 $(N-1)$ 级的静温、静压。

由于压气机是以总参数形式模拟的,且

$$v_z = \frac{q_m R}{A} \frac{T^*}{p^*} \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (9-34)$$

于是可以导出下列表达式:

$$\frac{q_{mC,N} \sqrt{\theta_{V,N-1}}}{(\delta_{V,N-1}) A_{C,N}} = \frac{v_{zC,N}}{\sqrt{\theta_{V,N-1}}} \left[1 - \left(\frac{v_{zC,N}}{\sqrt{\theta_{V,N-1}}} \right)^2 \frac{1}{2 J_C T_r^2 \cos^2 \beta_N} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} p_r^* \quad (9-35)$$

式中, $\delta_{V,N-1}$ ——与级容积有关的总压与标准大气压之比;

β_N ——第 N 级的转子进气角;

下脚标“ r ”——参考状态。

通过假定压气机的每一级具有各自单独容积的方法来模拟压气机的动态特性。其导出的气体动力学逐级计算关系式为

$$\frac{d}{dt} (\rho_{V,N}) = \frac{1}{V_N} (q_{mC,N} - q_{mC,N+1} - q_{mB,N}) \quad (9-36)$$

$$\frac{d}{dt} (q_{mC,N}) = \frac{A_N g}{L_N} (p_{C,N}^* - p_{V,N}^*) \quad (9-37)$$

$$\frac{d}{dt} (\rho_{V,N} T_{V,N}^*) = \frac{\gamma}{V_N} (T_{C,N}^* q_{mC,N} - T_{V,N}^* q_{mC,N+1} - T_{V,N}^* q_{mB,N}^*) \quad (9-38)$$

第 N 级容积的状态方程为

$$p_{V,N}^* = R \rho_{V,N} T_{V,N}^* \quad (9-39)$$

计算放气量的关系式为

$$q_{mB,N} = K_B A_{B,N} p_{V,N}^* / \sqrt{T_{V,N}^*} \quad (9-40)$$

式中,下脚标“ B ”——与级放气有关的参数;

K_B ——放气量常数。

(3) 模拟模型

运用式 (9-27) ~ 式 (9-29) 和式 (9-35) ~ 式 (9-40) 并采用适当的压力和温度图线来模拟压气机。压气机级的图线用压力系数 ψ_p 和温度系数 ψ_T 随流量系数 ϕ 的变化来表示。 ϕ 作为输入变量,它可以据式 (9-29) 和式 (9-35) 计算。例如,对 J85 压气机第 2 级的典型曲线如图 9-71 所示。式 (9-35) 中的气流角 β 随换算转速而变。但在某些压气机工作范围内, β 偏离平均值很小,可以假定它为常值。

在计算机上,解式 (9-35),求出 v_z 随进口空气流量和 β 的变化,如图 9-72 所示。由于进口导叶变化的影响,第一级的压力和温度特性线应根据导叶是关闭、半开和全开这三种情况得出。图 9-73 示出这些压力曲线。然后,压力和温度特性在这三条曲线间内插。

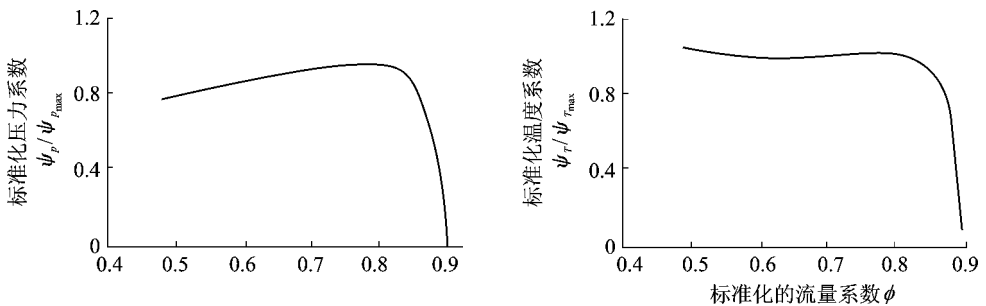


图 9-71 压气机第 2 级的压力温度图线

级间放气限于压气机的某几级。例如,对 J85 发动机为第 3、4 和第 5 级。应用式 (9-40) 计算实际放气量。放气口的面积为换算转速和压气机进口温度的函数。放气阀的移动发生在 80% ~ 100% 的换算转速范围内。

出口导叶表示为一个容积和压力降,导叶容积内的温度假定为压气机排气温度的。

图 9-74 示出模拟计算用的压气机级的方框图。应用级的进口条件计算流量函数的值,然后用该值确定级的压力和温度系数,根据这些系数计算出口条件。级的排气条件和气体动力学方程一起用来计算每一级容积的压力和温度。然后这些参数又用作下一级的进口条件。

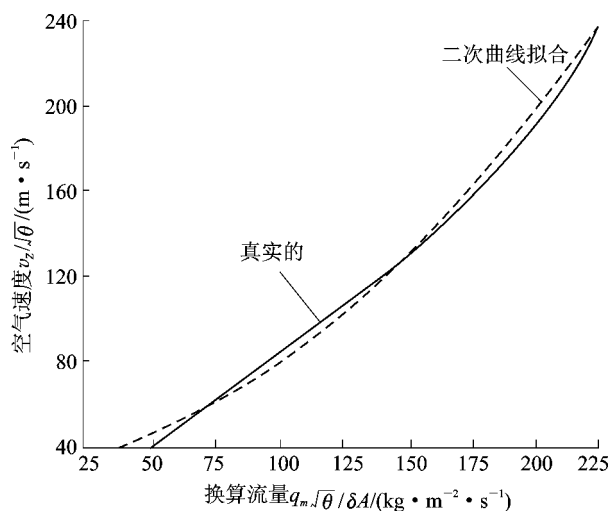


图 9-72 典型空气流量的计算

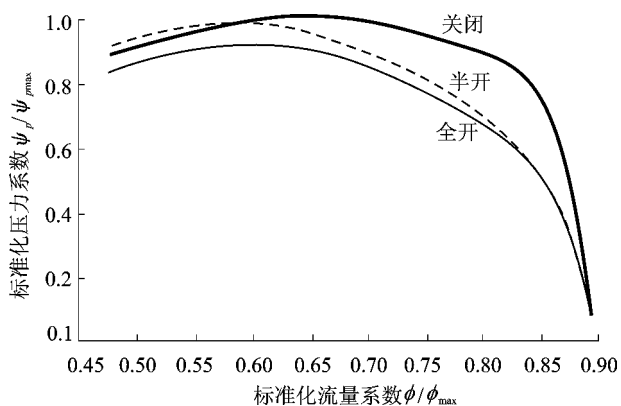


图 9-73 进口导叶位置不同的第一级压力线

2. 燃烧室

(1) 图解模型

在燃烧室模拟中,必须考虑压力降、加热量和燃烧效率。

1) 压力降

由于燃烧室中流体摩擦、加热动量损失以及气体掺混产生压力降。分析中假定燃烧室可

但忽略下进口温度变化的影响。

图 9-75 示出 J85 发动机的燃烧效率为 η_{cc} 。根据海平面和高空工作线上的稳态数据求得 η_{cc} 。

燃烧室模拟模型是基于稳态性能加上动力学变化关系而建立的。将燃烧室集中为一个单一的等效一维容积。容积以内、外壳体为边界,由压气机出口截面和涡轮第 1 级导叶进口截面来限定其长度。燃烧过程在集聚容积之外进行,燃烧放热量加进集聚容积,如图 9-76 所示。

(2) 数学模型

运用动量、能量方程于图解模型,由动量方程求得:

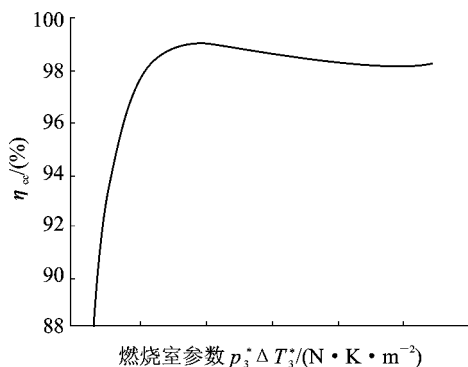


图 9-75 燃烧效率随 p_3^* 、 ΔT_3^* 的变化 (J85 发动机)

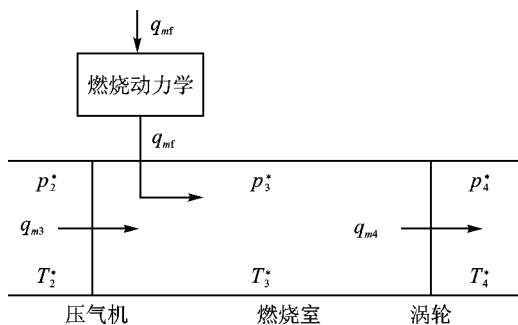


图 9-76 燃烧室模型

$$\frac{dq_{m3}}{dt} = \frac{gA_3}{L_3} [(p_2^* - p_3^*) - \Delta p_3^*] \quad (9-44)$$

$$\Delta p_3^* = \frac{K_c q_{m3}^2}{p_2^*} (K' T_2^* - K'' T_3^*) \quad (9-45)$$

式中, K' 、 K'' ——试验确定的常数;

K_c ——换算系数。

对 J85, $K' = 0.771$, $K'' = 0.085$ 。

由能量方程求得:

$$\frac{d}{dt} (\rho_3 T_3^*) = \frac{K}{V_3} (q_{m3} T_2^* + q_{mf}'' T_3^* - q_{m4} T_3^* + \frac{\eta_{cc}}{c_p} q_{mf}'' Q_c) \quad (9-46)$$

式中, Q_c ——燃烧热。燃油流量 q_{mf}'' 是在集聚容积气体动力学之外把燃烧动力学作用于燃油流量上的结果。

$$\frac{q_{mf}''}{q_{mf}} = \frac{K e^{-\sigma} \nabla^2}{(1 + \tau_A \nabla^2) (1 + \tau_B \nabla^2)} \quad (9-47)$$

式中, τ_A 和 τ_B ——由于燃烧滞后引起的并与放热有关的时间常数;

滞后时间 σ 是和点火滞后以及由于燃油流量测量点和喷嘴所在点不同引起的输送滞后有关;

K ——系数;

∇^2 ——拉普拉斯算子, $1/s$ 。

由连续方程给出:

$$\frac{d}{dt} (\rho_3) = \frac{1}{V_3} (q_{m3} + q_{mf}'' - q_{m4}) \quad (9-48)$$

(3) 模拟模型

在模拟机上,运用式(9-44)~式(9-48)直接进行模拟。图9-75的燃烧效率曲线是用一个二极管函数发生器来近似的。

3. 涡轮

(1) 图解模型

涡轮模型如压气机一样,采用级叠加技术。模拟程序中采用涡轮总性能图线。涡轮焓参数和涡轮效率均可以认为是涡轮流量和转速的函数,即

$$\frac{\Delta H_4}{T_3^*} = f_{(1)} \left(\frac{q_{m3} \sqrt{T_3^*}}{p_3^*}, \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right) \quad (9-49)$$

$$\eta_T = f_{(2)} \left(\frac{q_{m3} \sqrt{T_3^*}}{p_3^*}, \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right) \quad (9-50)$$

式中,下脚标 $i=1,2,\dots$ 表示不同的指示函数。

涡轮效率 η_T 定义为

$$\eta_T = \Delta H_4 / \Delta H_4' \quad (9-51)$$

式中, $\Delta H_4'$ —— 经过涡轮的理想等熵焓降。利用压力和温度间的等熵关系,涡轮落压比可表示为:

$$\frac{p_4^*}{p_3^*} = \left(1 - \frac{\Delta H_4}{\eta_T c_p T_3^*} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (9-52)$$

综合式(9-49)~式(9-52),可求得

$$\frac{\Delta H_4}{T_3^*} = f_{(1)} \left(\frac{p_4^*}{p_3^*}, \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right) \quad (9-53)$$

$$\frac{q_{m4} \sqrt{T_3^*}}{p_3^*} = f_{(2)} \left(\frac{p_4^*}{p_3^*}, \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right) \quad (9-54)$$

将式(9-53)和式(9-54)除以涡轮转速参数使其归一化,于是,焓参数改为扭矩参数,即

$$\frac{\Delta H_4}{n \sqrt{T_3^*}} \sim \frac{L_4}{q_{m3} \sqrt{T_3^*}} = f_{(3)} \left(\frac{p_4^*}{p_3^*}, \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right) \quad (9-55)$$

而归一化的流量参数改为

$$\frac{q_{m4} T_4^*}{p_3^*} \sim \frac{q_{m4}}{N p_3} = f_{(4)} \left(\frac{p_4^*}{p_3^*}, \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right) \quad (9-56)$$

对于 J85 发动机,图9-77示出归一化的涡轮扭矩特性。涡轮冷却流量被加到适当的容积上,

忽略其动量。图 9-78 示出涡轮图解模型。

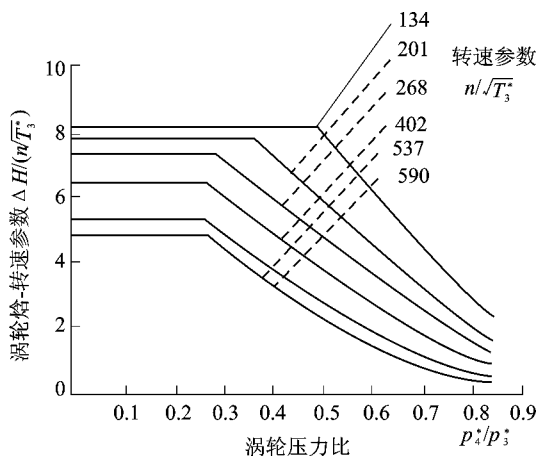


图 9-77 涡轮扭矩特性

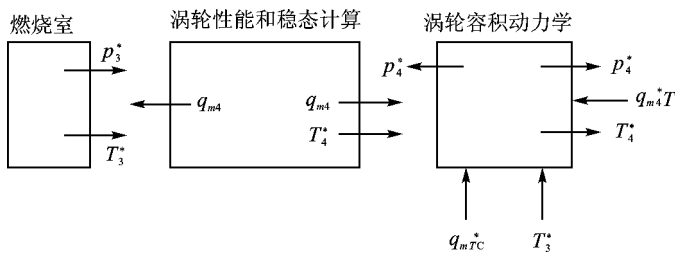


图 9-78 涡轮模拟框图

(2) 数学模型

对涡轮稳态性能运用基本守恒方程,可以从数学上表示涡轮。用输入变量和并发的输出值来计算焓和流量参数的稳态值。涡轮流量为：

$$\frac{q_{m4} T_3^*}{n p_3^*} = f_{(6)} \left(\frac{p_4^*}{p_3^*}, \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right) \tag{9-57}$$

涡轮焓降据图 9-85 所示的关系计算,即

$$\frac{\Delta H_4}{n \sqrt{T_3^*}} = f_{(6)} \left(\frac{p_4^*}{p_3^*}, \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right) \tag{9-58}$$

而由式 (9-58) 求出的焓降 ΔH_4 可用来计算涡轮排气温度：

$$T_4^* = T_3^* - \Delta H_4 / c_p \quad (9-59)$$

涡轮下游的压力和温度根据对容积导出的守恒方程求得。由连续方程得：

$$\frac{d}{dt} (\rho_e) = \frac{1}{V_e} (q_{m4} + q_{mTC} - q_{me}) \quad (9-60)$$

能量方程为

$$\frac{d}{dt} (\rho_e^* T_e^*) = \frac{\gamma}{V_e} (T_4^* q_{m4} + T_3^* q_{mTC} - T_e^* q_{me}) \quad (9-61)$$

状态方程为

$$p_4^* = R \rho_e^* T_e^* \quad (9-62)$$

式中,下脚标“e”——尾喷口截面；

下脚标“TC”——涡轮冷却。

4. 加力燃烧室

集聚容积表示法包括质量和动量平衡,而没有能量平衡。图 9-79 示出容积块动力学模型。

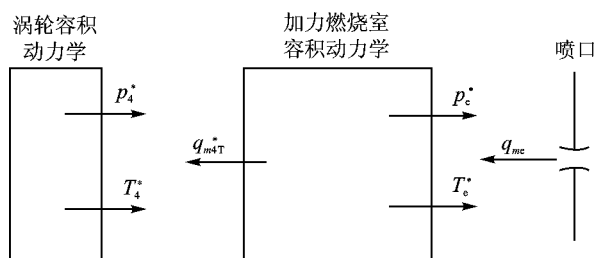


图 9-79 加力燃烧室容积动力学模型

动量和连续方程各为：

$$\frac{d}{dt} (q_{m4T}) = \frac{A_{4T} g}{L_{4T}} (p_4^* - p_e^*) \quad (9-63)$$

$$\frac{d}{dt} (p_e^*) = \frac{R}{V_e} (q_{m4T}^* T_e^* - q_{me} T_e^*) \quad (9-64)$$

式中,下脚标“4T”——涡轮出口截面。

式 (9-63) 中假定加力燃烧室容积具有和涡轮排气同样的温度。

5. 排气喷口

喷口被简单地视为是一个能够阻塞的变面积流场。正因为这样,就不必构成一个与它有关的容积,实质上它变成发动机的结尾边界。

数学上,喷管用下式表示：

$$\frac{q_{me}\sqrt{T_e^*}}{p_e^*}=K_e f\left(\frac{p_0}{p_e^*}\right)$$

(9-65)

式中, p_0 ——大气静压；

K_e ——可变参数,它综合了喷管系数、喷口面积以及其他流体常数,因此是与喷口面积成比例的,并代表了发动机的终端阻力。

函数 $f(p_0/p_e^*)$ 是可压缩流的流量函数：

$$f\left(\frac{p_0}{p_e^*}\right)=\left(\frac{p_0}{p_e^*}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\sqrt{1-\left(\frac{p_0}{p_e^*}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

(9-66)

当压力比的值小于临界值时,它变为常数并模拟一个阻塞通道。可压缩的流量函数用一个固定的二级函数发生器近似,参数 K_e 为发动机转速的函数,以匹配稳压工作线。

9.5.3 模拟结果

1. 发动机性能

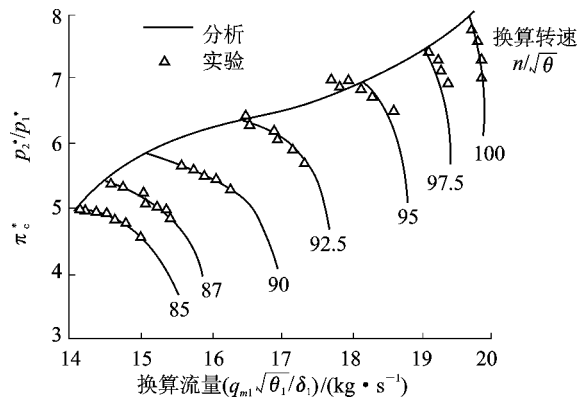
为了验证发动机在整个工作范围上的模拟,将模拟计算得到的压力、温度和流量的值与实测值进行了比较。对 J85 发动机的分析结果如表 9-7 所列。

表 9-7 稳压性能的模拟值和试验值的比较

发动机设计 换算转速 %	数据 类型	压气机排气			燃烧室			涡轮		
		压 力	温 度	流 量	压 力	温 度	流 量	压 力	温 度	流 量
		$\frac{kN}{m^2}$	K	$\frac{kg}{s}$	$\frac{kN}{m^2}$	K	$\frac{kg}{s}$	$\frac{kN}{m^2}$	K	$\frac{kg}{s}$
48	实验	161.4	338	6.21	153.1	837	4.72	104.8	765	4.81
	分析	164.8	341	6.08	153.1	853	4.72	105.5	781	4.81
80	实验	338.5	424	13.9	309.6	797	11.4	126.2	647	11.5
	分析	335.8	426	14.5	310.9	803	11.4	133.8	643	11.5
100	实验	703.8	544	19.9	653.1	1226	19.2	246.2	992	19.6
	分析	709.6	550	20.0	653.1	1240	19.2	264.1	1021	19.6

2. 稳压压气机性能

在分析压气机时,用一个等值容积和一个阻塞孔来模拟。在各个转速下,减少阻塞截面面积,使压气机终端阻力增加,压气机工作点沿着等转速线移动,这样就可画出几根等转速线,以获得性能图线。图 9-80 示出用模拟法获得的压气机性能曲线和试验测定值(J85 发动机)。模拟和试验两个结果都是根据调节进口导叶和级间放气结构得到的。试验和模拟分析结果吻合得很好。



9-80 调节进口导叶和级间放气的压气机性能曲线

图 9-81 示出 J85 发动机喘振线的测量值和模拟值,两个值也吻合得很好。

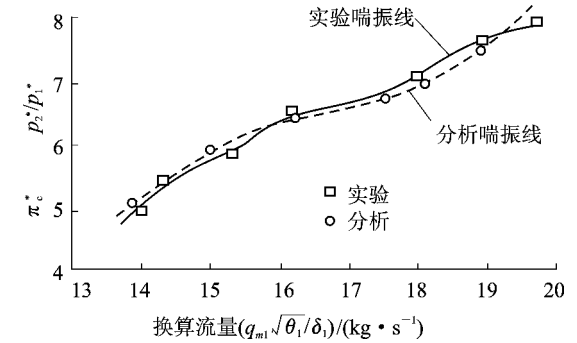


图 9-81 调节进口导叶和级间放气时的压气机喘振特性

3. 动态性能的模拟

图 9-82 示出燃烧室总压对喷嘴压力扰动的频率响应。模拟中包含了点火延迟和燃烧滞后的数据。模拟值和试验值吻合得很好。

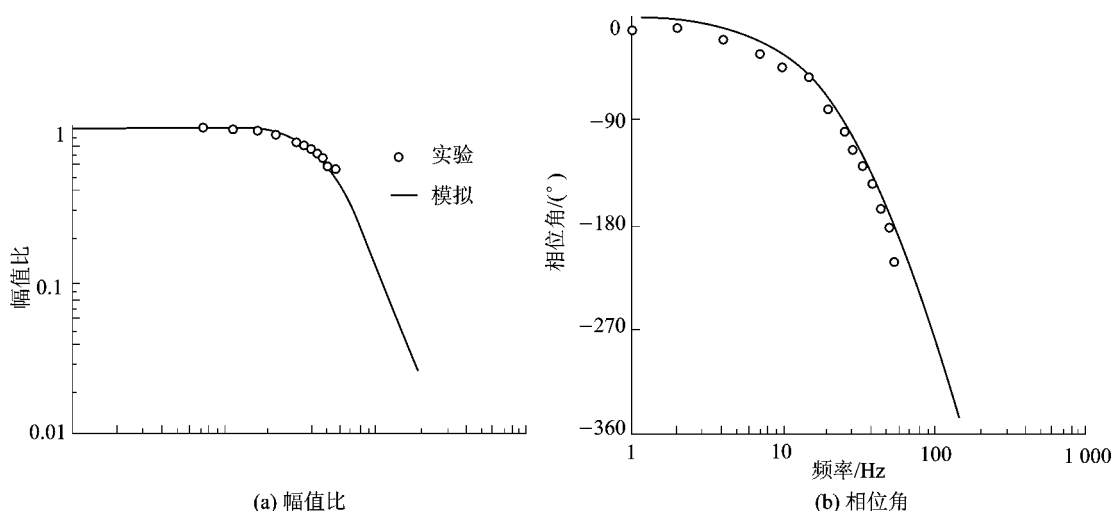


图 9-82 燃烧室总压对喷嘴压力扰动的频率响应

上述结果表明,用守恒关系表示的动力学关系和发动机及其部件几何形状的数学表示可以提供较好的模拟,其适应性和宽范围的非线性能力要比扩充大型设备强。动态的级叠加技术能相当好的再现试验的压气机工作特性图并给出预测喘振的方法。现时,计算机模拟技术是强有力的发动机试验工具。

习 题

- 9-1 信息时代有哪些方式快速传递发动机试验信息?
- 9-2 试用简图表示虚拟仪器测控体系结构。
- 9-3 发动机状态监控有哪几种方式?试用简图表示 EMS 监控系统。
- 9-4 V2500 发动机的 COMPASS 系统具有哪些功用?
- 9-5 试概述军用发动机数据库系统的组成,各子库的功用。
- 9-6 试用简图表示专家系统的组成。
- 9-7 试说明 NPSS 结构中各部分的功用。
- 9-8 试分析采用集总模型时,模拟压气机、燃烧室和涡轮模型的特点,可以获得的主要参数有哪些?

第 章 航空发动机试验用传感器

在前面几章已述及发动机的整机试验、耐久性试验、部件试验、高空台试验和飞行试验等。在大量的试验中需要各种类型的传感器,以获得发动机工作的有关信息。由于发动机的工作转速高,涡喷和涡扇发动机转速为 $12\,000\text{ r/min}$ 左右,涡桨和涡轴发动机的燃气发生器转速高达 $50\,000 \sim 60\,000\text{ r/min}$ 温度高达 $1\,600 \sim 2\,200\text{ K}$ 结构复杂,并且流路参数多变。因此,需要多种特殊传感器,诸如微型压力传感器、薄膜温度传感器和高温光纤传感器等。飞行试验中要求精度更高、体积更小的传感器。

传感器是将被测的某一物理量(或信号)按一定规律转换为另外一种(或同种)与之有确定对应关系的、便于应用的物理量(或信号)输出的装置。

目前,对传感器的定义,普遍的认识仍局限于非电物理量与电量的转换,由于传感器直接或间接地与被测对象发生联系,将被测参数转换成可以直接测量的信号,为系统提供进行处理和决策所必需的原始信息,其性能直接影响整个测试工作的质量,因此,传感器已成为现代测试系统中的关键环节。

对传感器的基本要求可概括为:

- 灵敏度高,输入和输出之间应具有较好的线性关系;
- 噪声小;
- 滞后、漂移误差小;
- 动态特性良好;
- 接入测量系统时对被测量产生影响小;
- 功耗小,复现性好,有互换性;
- 防水及抗腐蚀性能好,能长期使用;
- 结构简单,易维修和校正;
- 低成本、通用性强。

在以前部分章中已论述过某些试验中应用的传感器。本章将相对集中地论述现阶段发动机试验用的常规传感器,进而论述几种发动机用新型传感器和智能传感器。

随着许多新技术、新工艺的发展,传感器技术也在快速发展,其发展主要趋势是:开发采用新工作原理的传感器、传感器的集成化、传感器的多功能化、传感器的智能化和开发仿生传感器。

10.1 发动机用常规传感器

10.1.1 发动机试验对传感器的要求

航空发动机的研制工作融合气动力学、固体力学、热力学、控制理论和电子技术等学科于一体,是多学科的综合性研究工作。在试验中涉及多种参数的测量,并且还要进行稳态和动态的测量。发动机试验对传感器的要求如下。

1. 种类繁多

诸如,各种各样压力传感器,温度传感器,流量传感器,力传感器,扭矩传感器,振动加速度、速度和位移传感器,角位移和线位移传感器,各式应变片,光学传感器,光纤传感器和声学传感器等。

据统计,发动机全流程参数测量需要 30 多种,600 多个传感器。美国 E³ 核心机进行性能试验时,共应用 1 400 个传感器,其中包括 400 个压力传感器、475 个温度传感器、140 个应变片、20 个加速度传感器、14 个间隙传感器、14 个静叶角度传感器以及 2 个燃油流量传感器等。

2. 量程宽广

例如,发动机全流程参数测量时,用于测量气流总压和静压的压力传感器、其量程范围从 - 5 000 Pa 到 2 或 3 MPa 温度传感器的量程从室温至 2 000 K 之间 流量传感器的量程比达 10: 1。在涡轮冷却效果试验中,空气流量量程比达 50: 1,最小流量为 0.5 g/s。

3. 精度要求高

发动机和其部件性能试验时,测量精度要求很高。例如,压力测量精度为 $\pm 0.1\%$ FS ;发动机进口流量测量精度为 $\pm 0.5\%$ FS 测量压气机级效率时,绝热效率的误差为 ± 0.01 ,温度测量精度应达 ± 0.2 。低温气流中要达到 ± 0.2 的精度是相当困难的。在燃烧室试验中,对稳态数据,测温的精度要求在 $\pm 0.14 \sim \pm 0.56$ 范围内,这也是很高的精度要求。

4. 动态响应好

例如,振动测量的频率范围要求为 5 Hz ~ 10 kHz。气流脉动频率有时高达 120 kHz。压气机转子叶片通过频率可达 20 kHz (小型发动机) 或更高。动态流场畸变试验时要求组合探针的频率响应范围在 0.25 ~ 1 000 Hz (大发动机) 或 4 000 Hz (小发动机)。

5. 小型化

在测量发动机和部件流道内气流参数时,由于受到结构和阻塞比的限制,要求传感器和受感部的尺寸应尽量小。例如,微型压力传感器的直径仅为 0.79 mm,或为 1.58 mm。进行热端部件表面温度和热通量测量时,对其传感器尺寸要求相当严格。模态分析用的压电式加速度传感器的质量为被试构件质量的 1/10。这样,小构件模态分析用的传感器就非常小了。

6. 使用非接触式传感器

航空发动机是一种高速旋转机械,在试验中常常要求采用非接触式传感器。例如,叶尖间隙测量用传感器、运转时叶片振动测量用传感器、挠度测量用传感器和转子振动测量用传感器等。

7. 抗恶劣环境的能力强

发动机工作时有些部位温度高、压力高,还有燃气侵蚀,所以要求用于这些部位的传感器在高温、高压下工作时漂移小,稳定可靠,且能保证测量的精确度。有些试验设备采用一些功率大小不等的电机和电流继电器,它们会给传感器带来较强的电磁干扰,因此,要求传感器抗电磁干扰能力要强。

10.1.2 整机试验用传感器

1. 全流程参数测量用传感器

全流程参数测量必须先对各截面的压力场、温度场、速度场和方向场进行测试。主要测量参数包括温度、压力、气流速度和方向、推力或扭矩、空气流量和燃油流量等。表 10-1 列出全流程参数测量用传感器。由于对压气机效率和涡轮效率测量误差要小于 $\pm 1\%$,进气流量误差为 $\pm 0.5\%$,压气机增压比误差为 $\pm 0.3\%$,因此对传感器测量精度也要求高。

(1) 压力传感器

按所测压力的不同,压力传感器可分为绝对压力传感器、差压传感器、表压传感器、负压传感器、空速传感器、气压高度传感器和马赫数传感器。

按变换原理的不同,压力传感器可分为,电阻应变式、电位器式、压阻式、电感式、振筒式及压电式。

① 压阻式压力传感器是利用单晶硅的压阻效应制成的。该传感器的核心部分是一块单晶硅膜片。图 10-1 示出典型的压阻式差压传感器结构简图。

表 10-1 全流程参数测试用传感器

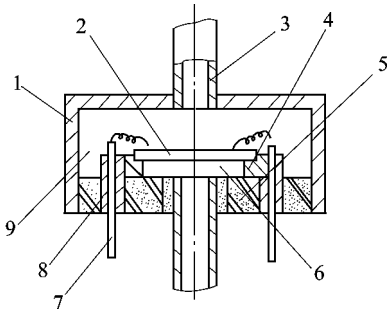
位 置	参 数	传感器 型 式	传感器 量 程	精 度		典型传 感 器
				传感器	系统综合	
防尘网罩	温 度	铂电阻	- 30 ~ + 50	± 0. 3	± 0. 5	
流量管截面 (1-1 截面)	总 压	受感器 传感器	- 500 Pa (相对)	± 0. 1% FS	± 0. 15% FS	SE100 (PSI 公司)
	静 压	静压喷嘴 传感器	- 20 000Pa (相对)	± 0. 1% FS	± 0. 25% FS	SE100
	流 量	流量管				
压气机进口 (2-2 截面)	总 压	受感器 传感器	- 1 000 Pa (相对)	± 0. 1 % FS	± 0. 15 % FS	SE100
压气机出口 (3-3 截面)	总 压	受感器 传感器	$(5 \sim 20) \times 10^5$ Pa	± 0. 1% FS	± 0. 15% FS	SE100 CYG
	静 压	受感器 传感器	$(5 \sim 20) \times 10^5$ Pa	± 0. 1% FS	± 0. 2% FS	SE100 CYG
	总 温	热电偶	200 ~ 650	± 1. 5	< ± 2	Tu106
	速 度	受感器 传感器	$(5 \sim 20) \times 10^5$ Pa	± 0. 1% FS	± 0. 15% FS	SE100
	方 向	受感器 传感器	$(5 \sim 20) \times 10^5$ Pa	± 0. 1% FS	± 0. 15% FS	SE100
涡轮进口 (4-4 截面)	总 压	受感器 传感器	$(5 \sim 20) \times 10^5$ Pa	± 0. 1% FS	± 0. 15% FS	SE100
	静 压	受感器 传感器	$(5 \sim 20) \times 10^5$ Pa	± 0. 1% FS	± 0. 2% FS	SE100
	总 温	热电偶	1 000 ~ 1 550	± 2. 5	± 3	W165,4 点 梳状热电偶
涡轮出口 (5-5 截面)	总 压	受感器 传感器	$(1 \sim 10) \times 10^5$ Pa	± 0. 10% FS	± 0. 15% FS	SE100 CYG
	总 温	热电偶	500 ~ 1 000	± 2. 5	± 3	GR-1D
喷口 (6-6 截面)	总 压	受感器 传感器	$(1 \sim 10) \times 10^5$ Pa	± 0. 10% FS	± 0. 15% FS	SE100
	静 压	静压喷嘴 传感器	$(0. 5 \sim 3) \times 10^5$ Pa	± 0. 1% FS	± 0. 2% FS	SE100
	总 温	热电偶	200 ~ 500	± 1. 5	± 3	GR 型
	推 力	力传感器		± (0. 2 ~ 0. 3) %	± 0. 15%	C ₃ P ₂ 台架 BHR-23
	扭 矩			± 0. 1%	± 0. 1%	

续表 10-1

位 置	参 数	传感器 型 式	传感器 量 程	精 度		典型传 感 器
				传感器	系统综合	
发动机燃油流量		涡轮流量计		±1% FS	±1% FS	LW10,25
加力燃油流量		涡轮流量计		±1% FS	±1% FS	LW10,25
发动机转速		转速传感器	0 ~ 12 000 r/min		±0.3% FS	GZT-2,1A

类似地,还有硅膜片绝对压力传感器、硅柱式压力传感器和高温压阻式压力传感器。压阻式压力传感器是发动机台架试验常用的测压传感器。

② 国内生产的压阻式压力传感器是由大连仪表元件厂、秦岭晶体管厂等生产的。型号有：CYG5、CYG2A、CYG3A（634 所研制）；DLY₃、DLY_{J1}-1、DLY_{J2} 和 DLYG（大连仪表元件厂）；CYG01、CYG10、CYG15、CYG13、CYG30、CYG20、CYG19 和 CYG02（秦岭晶体管厂）。表 10-2 列出秦岭晶体管厂生产的几个型号传感器的技术性能指标。



1—壳体 2—硅膜片 3—测压管 4—圆环 5—基体；
6—高压腔 7—引线 8—绝缘管 9—低压腔

图 10-1 压阻式差压传感器结构原理

表 10-2 压阻式压力传感器技术性能指标

名 称	通用高精度压阻 或压力传感器	压阻式中压 传感器	压阻式高压 传感器	压阻式通用低 压传感器
型 号	CYG01	CYG10	CYG15	CYG13
量 程	0 ~ 100,160,200,250, 400,600,1 000 kPa	0 ~ 1,1.6,2.2, 5.4,5.6 MPa	0 ~ 10,16,20, 25,40,60 MPa	0 ~ 25,40, 60 kPa
过载能力 / (%)	150	150	150	150
工作电源 / V	6 ~ 10	6 ~ 10	6 ~ 12	6 ~ 10
满量程输出 / mV	100 ± 20%	100 ± 20%	100 ± 25%	20 ~ 70
工作温度 /	- 40 ~ + 70	- 40 ~ + 70	- 25 ~ + 70	- 40 ~ + 70
零点时漂 / mV	0.1	0.1 ~ 0.3	0.1 ~ 0.5	0.1 ~ 0.3
重复性迟滞误差 / (% FS)	0.05 ~ 0.3	0.05 ~ 0.3	0.2 ~ 0.5	0.1 ~ 0.5
外形尺寸 / (mm × mm)	φ23 × 30	φ28 × 30	φ31.2 × 42	φ23 × 30
安装方式	引压接头 M12 × 1	M12 × 1	M20 × 1.5	M12 × 1

③ 美国 KULITE 公司、PSI 公司、ENDEVCO 公司、瑞士 KISTLER 公司生产多种型号的压阻式压力传感器,常用于发动机试验时测压和长期试车中的压力监测,动态压力 and 高温下的压力测量。表 10-3 列出国外生产的常用于发动机试验的压阻式压力传感器。

表 10-3 典型国外生产的压阻式压力传感器

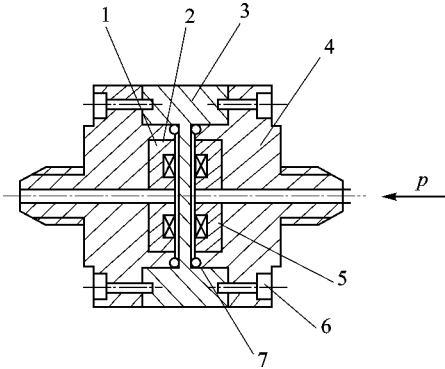
型 号	量程 / (MPa)	精度 / (% FS)	工作温度 /	外形尺寸 / (mm × mm)	用 途	生产公司
SE100	0.017 5 ~ 3.5	± 0.15	10 ~ 65	φ15.8 × 32	发动机多项试验	美国 PSI
8520A —20,50 100,500	0.07 ~ 3.52	0.1	- 54 ~ 260	φ3.86 × 36.85	发动机试验,高温 测量进口测量	美国 EVDEVCO
8515C —15,20	0.105 ~ 0.352	0.1	- 54 ~ 121	φ6.3 × 0.76	叶片表压 飞行试验	美国 EVDEVCO
XCE —152	0.175 ~ 3.5	0.2	- 55 ~ 273	φ3.86 × 7.62	发动机表压、 差压、绝压测量	美国 KULITE
4025	0 ~ 0.2 ① ~ 0.5 0 ~ 1 ① ~ 2 ; 0 ~ 5	< 0.1	0 ~ 120 - 20 ~ 140	φ42 × 44.5	发动机试验 表压,绝压	瑞士 KISTLER

④ 电压式压力传感器是应用通过磁路磁阻变化引起磁路中线圈电感变化的原理构成传感器。典型的航空用差动电感式压力传感器如图 10-2 所示。

这种传感器灵敏度高、输出信号大、零点稳定性好,适用于发动机静态和低频动态压力测量。主要型号有 CYG—1 (0.1 ~ 2.5 MPa) ,3CYG (10 ~ 25 MPa) ,Ab9742 (0.1 ~ 40 MPa) ,IWYC (0.002 ~ 0.008 MPa) 。

德国 HBM 公司生产的 P11 型电感式压力传感器,测压范围 0.01 ~ 20 MPa,共 11 个范围,工作温度为 - 20 ~ +100 ,灵敏度 8 mV/V。

⑤ 压电式传感器是以压电晶体为变换元件,当压力作用于压电晶体表面时,在其表面产生与压力成正比的电荷,通过合适的测量电路输出电压信号。图 10-3 示出高温晶体压力传感器结构简图,它是一种水冷式结构。此种传感器可用来测量发动机燃烧室、加力燃烧室的压力脉动。



1—电感线圈 2—绝缘层 3—膜片 4—基座 ;
5—铁心 6—螺钉 7—O 形密封圈

图 10-2 差动电感式差压传感器简图

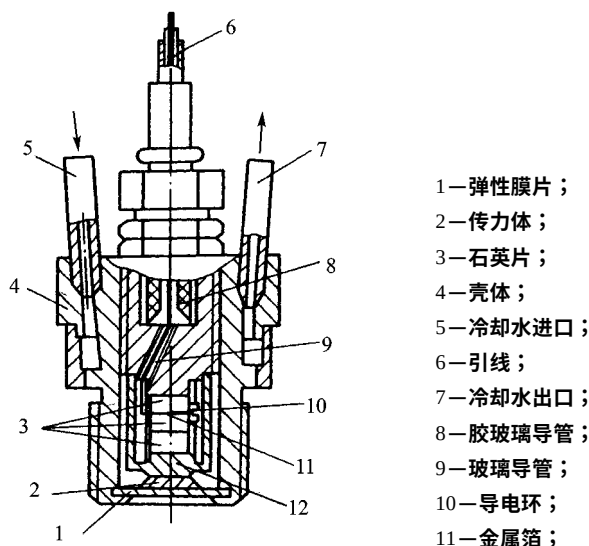
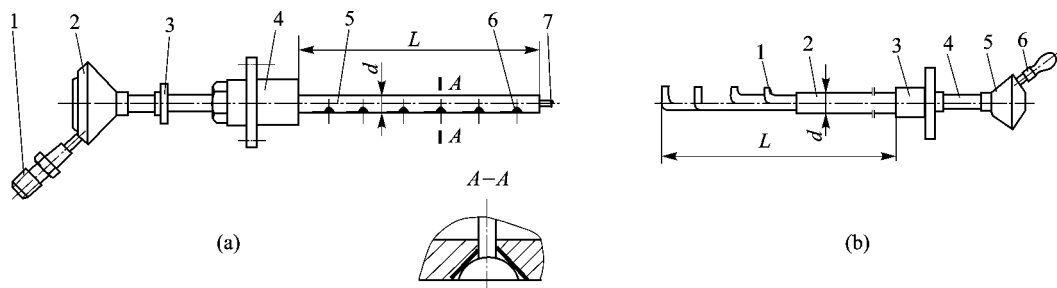


图 10-3 高温石英晶体压力传感器结构图

瑞士 KISTLER 压电式压力传感器有 20 多个型号。7013AI 量程为 0 ~ 20 MPa, 线性度 $\leq \pm 1\%$ FS, 工作温度为 - 50 ~ + 350 , 外形尺寸 $\phi 27 \text{ mm} \times 73 \text{ mm}$, 适用于燃烧室测量。7061 型量程 0 ~ 20 MPa, 适用于瞬态压力测试。

⑥ 压力传感器在压力测量系统中是感受压力的元件, 它感受被测压力, 并通过传压管道送至压力传感器。压力传感器有总压传感器和静压传感器。

总压传感器有平均总压管、梳状总压管和耙状总压管。梳状总压管用于同时测量发动机某截面径向的多点压力, 根据需要按等距或等环面方法确定测点数和测点间的距离。图 10-4 示出典型 6 点球窝总压管和 4 点 Γ 形总压管。

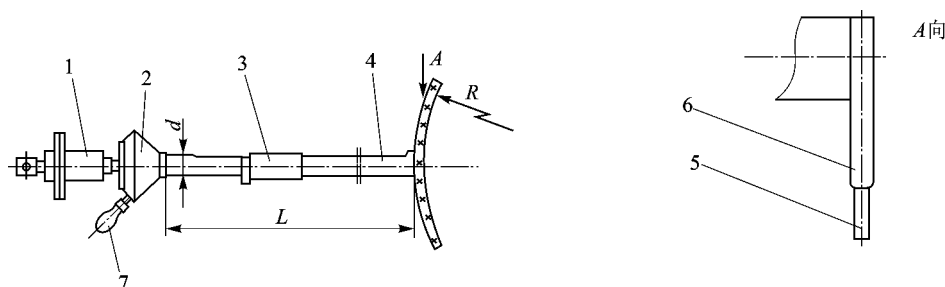


(a) 1—螺纹接口 2—接嘴座 3—定位块 4—活动安装座 5—支杆 6—球窝总压空气管 7—双支点堵头

(b) 1—总压空气管 2—支杆 3—安装座 4—转接管 5—接嘴座 6—接嘴

图 10-4 6 点球窝总压管和 4 点 Γ 形总压管

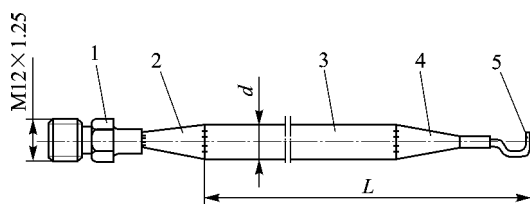
耙状总压管用于测量静子叶栅出口沿栅距的总压分布,耙长通常取栅距的 1.2 倍。耙状总压管通常与位移机构配套使用,实现远距离操纵测量。图 10-5 示出耙状总压管。



1—球头连接座 2—接嘴座 3—止转衬套 4—支杆 5—总压空气管 6—整流支板 7—接嘴

图 10-5 多点总压耙

⑦ 静压受感器用来测量流体的静压。静压通常用与流线垂直的壁面静压孔来测量。有单点静压受感器和梳状静压受感器。图 10-6 示出单点静压管。受感器感受的压力不等于有效压力,须经校准风洞校准后按校准曲线给出有效压力。



1—螺纹接嘴 2—转接管 3—支杆 4—转接段 5—静压空气管

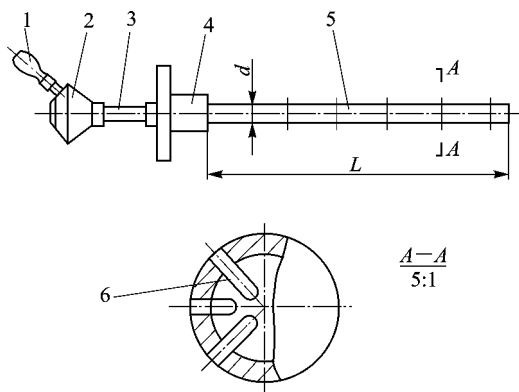
图 10-6 单点静压管 (600)

梳状静压管用来同时测量发动机某处径向多点静压。根据需要按等距或等环面方法确定测点数和距离尺寸。梳状静压管适用于压力梯度大的流场中,在近避区,误差大,不适于采用。

⑧ 总压方向管用来测量气流总压、气流方向和气流入数值。在发动机整机和部件试验的测量中得到了广泛的应用。图 10-7 示出圆柱形总压方向管。在支杆相同截面上有三个感压孔。中间孔测量总压,与中间孔轴线成 42° 夹角的两侧孔测量气流方向。

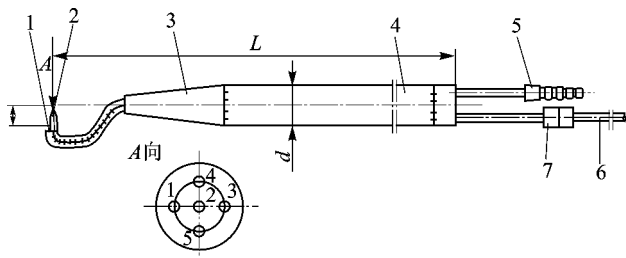
5 孔探针和 7 孔探针用于测量三维流场的气流总压、气流静压、气流速度和方向。当在探头上嵌装热电偶(热敏电阻)等感温元件后亦可同时测量气流总温。图 10-8 示出微锥形 5 孔探针。

⑨ 电子压力扫描阀是一新型多点压力测量装置。在航空发动机稳态、过渡态试验中,测量发动机流道和典型截面的压力场,给出流动特性,电子压力扫描阀是十分必要的快速测压装置。在该装置中,对应于每一个待测压力,都配一只硅压阻压力传感器,采用电气方法对各个



1—喷嘴 2—喷嘴座 3—转接管 4—安装座 5—支杆 6—空气管

图 10-7 直孔式圆柱形总压方向管

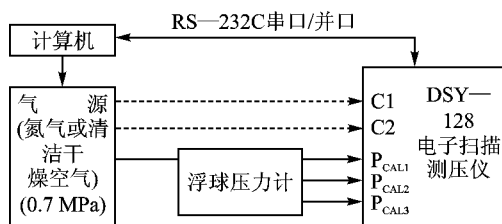


1—铠装热电偶 2—锥形探针头部 3—转接段 4—支杆 5—喷嘴 6—补偿导线 7—补偿导线插座

图 10-8 微锥形 5 孔探针

传感器输出量实施顺序采集。由于克服了机械压力扫描阀的气动滞后现象,使测压扫描速率提高到每秒数万点。图 10-9 示出 DSY-128 (I) 电子扫描测压系统原理简图。该系统最多可测量 512 点压力,扫描速率可达每秒 20 000 个点,量程 2 ~ 7 kPa、8 kPa ~ 1.6 MPa (精度为 $\pm 0.1\%$ FS),可单点数据或平均数据输出,系统存储容量为 16 000 个点。该系统可以对所有压力传感器进行联机三点校准。通信接口为 RS-232C 串口/并口,可显示工作状态、命令、电压、压力及通道口,使用温度为 0 ~ 50 。

该系统配有 4 台、两种量程的 DS-32 电子压力扫描器,每台扫描器内有 32 只硅压阻压力传感器,故其测量通道为 128 点。当需测量更多点压力时,可采用积木式组合进行扩展。图 10-10 示出其工作原理。控制压力 C_1 对应校准状态, C_2 对应工作状态,这两种状态的转换是在软件控制下,通过电磁阀驱动校准阀完成的。测压时压力传感器给出电信号。经过电子扫描、放大和 A/D 变换及各传感器的校准系数计算出所测各点压力值。



10-9 DSY-128 (J) 电子扫描测压系统框图

(2) 测温传感器

航空发动机试验中广泛采用热电偶式温度传感器测量空气和高温燃气的温度。

① GR 型滞止温度传感器多用于发动机总温测量。例如：

- GR-1D 采用镍钴-镍铝偶丝,适用于 450 ~ 750 温度测量。
- GR-2A 型,采用镍铁-硅考铜,常用温度为 300 ~ 600 ,主要用于涡轮发动机温度测量。
- GR-13、GR-17 和 GR-18 型,采用镍铬-镍硅偶丝,分度号为 K,测温范围分别为 0 ~ 800 、0 ~ 530 、0 ~ 850 ,常用于各种发动机的温度测量。图 10-11 示出 GR-18 型热电偶温度传感器的外形。

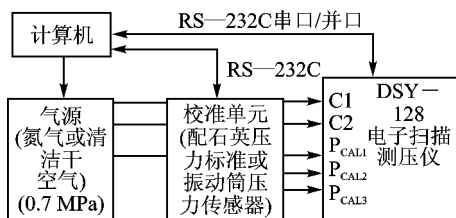


图 10-10 DSY-128 (S) 系统方框图

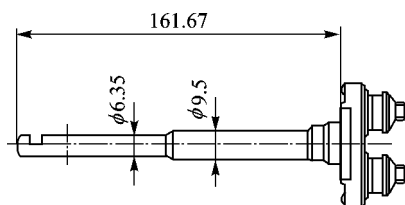


图 10-11 GR-18 型温度传感器外形

- GR-20、GR-23 和 GR-25 型均采用镍钴-镍铝偶丝为敏感元件材料,适用于 300 ~ 900 温度范围,常用于测量发动机排气温度。GR-23 为双元件结构,GR-25 为双余度式。
- W118 型为 3 点式滞止温度传感器,采用铜-康铜偶丝,分度号为 T,可测 370 ,主要用于压气机级间及出口温度测量。
- 14 T ~ 17 T 型探针式温度传感器,采用 T 形偶丝作为敏感材料,主要用于测量马赫数 $Ma = 0.3 \sim 0.8$ 、温度为 30 ~ 300 的空气气流总温,适用于测量压气机基元级效率和温度场。

② 多点式温度传感器采用多点结构,进行多点温度测量,有的是为了求得平均温度,有的

是为了同时进行温度显示与温度控制,有的是测量温度场。表 10-4 示出多点式温度传感器的主要性能。图 10-12 示出 8 点梳状摆动热电偶,用于 1 300 ℃ 温度的测量,主要用于燃烧室出口温度场的测量。

表 10-4 多点式温度传感器主要性能指标

名 称	型 号	输出信号	主要性能	应用范围
气体取样式温度传感器	GR—4 GR—11	热电势	镍铬-镍硅,分度号 K 0 ~ 1 125 (GR—4) 0 ~ 1 000 (GR—11) 双偶丝型	涡桨发动机测温 涡扇发动机测温
探针式温度传感器	3T2	热电势	镍铬-镍硅偶丝,分度号 :K - 30 ~ 700	主要用于发动机两个截面测量
双偶丝式温度传感器		热电势	镍铬-镍硅,分度号 K 0 ~ 900 ,气流速度 300 m/s	发动机涡轮后监测用双热电偶,一组 4 支并联,输给控温用,另一组 4 支,输出信号给飞机座舱温度指示器
通用梳状摆动热电偶	T346—950	热电势	铂铑 ₁₀ -铂偶丝分度号 S,0 ~ 1 300 速度系数 $\lambda = 0.3 \sim 0.8$ 抗振强度 $K \leq 4g$	用于燃烧室出口温度测量,可以摆动测温
四点梳状热电偶	W165	热电势	镍铬-镍硅,分度号 K 温度 0 ~ 1 170	用于发动机排气温度的测量
五点耙子热电偶	W1007	热电势	铜-康铜偶丝,分度号 :T,温度范围 0 ~ 370 ,温度恢复系数 $r = 0.78 \sim 0.92$	配装在移位机构上,用于测量压气机出口截面温度场
多点式热电偶	921	热电势	镍铬-镍硅偶丝;分度号 :K 温度范围 0 ~ 600 常用 0 ~ 400	用于发动机台架试验的温度测量
探针式温度传感器	4T2 5T2	热电势	镍铬-镍硅偶丝分度号 K 温度范围 : - 30 ~ 700	用于发动机两个截面的温度测量,长度上与 3T2 不同

③ 裸丝跨流和开口防护型温度传感器是其测量端直接暴露于气流中,故称裸露式。其特点是温度响应快,一般常用于快速测温和动态测温。其中,水冷热电偶 18T (铂铑₃₀-铂铑₆ 偶丝,分度号为 B) 可测量 1 500 ℃ 耐高压水冷热电偶 22T (铂铑₁₀-铂偶丝,分度号为 S) 耐压达 2.5 MPa,抗振强度 $\leq 4 g$,测温 $< 1 500 \text{ }^{\circ}\text{C}$,它的安装座可以活动,因此可调节安装位置。图 10-13 示出 22T 温度传感器的外形。

④ 铠装温度传感器的动态响应快,测量端热容量小,挠性好,强度高。GR—27 型为双元

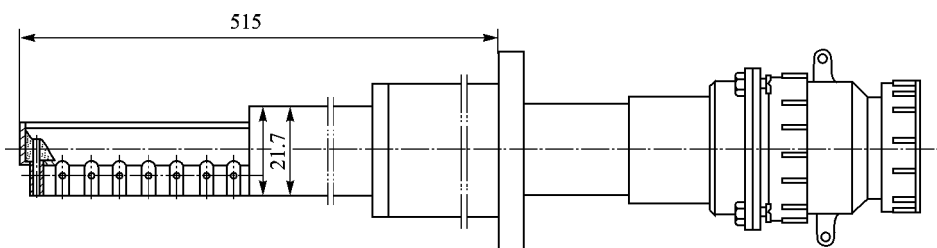


图 10-12 T346—950 型温度传感器外形

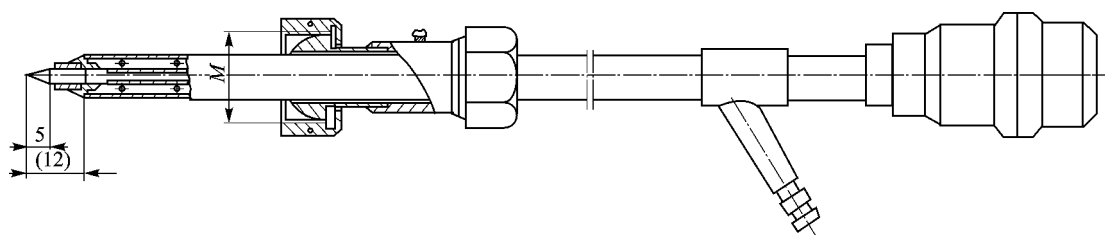


图 10-13 22T 温度传感器外形

件型,9 只并联使用,测温范围为 $0 \sim 1100$,常用 $300 \sim 900$,采用镍铬—镍硅偶丝。主要用于发动机温度测量。

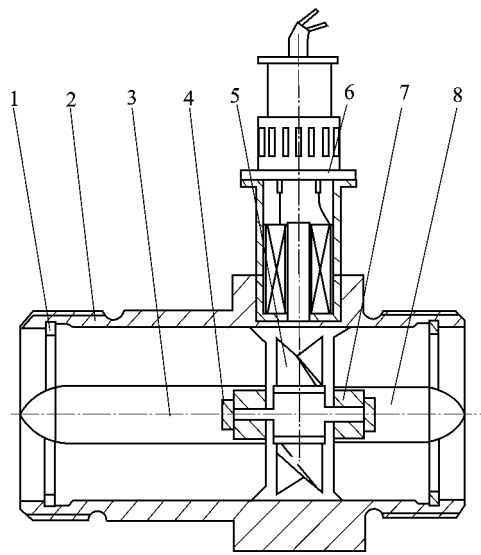
(3) 流量测量传感器

流量测量在发动机研制中是相当重要的,发动机的推力主要决定参数之一是空气流量。发动机用流量传感器应能测量范围很宽(小发动机流量为 0.005 kg/s ,大发动机为 802 kg/s),能耐发动机振动,耐高温,耐压,抗干扰能力要强。流量传感器用于测量燃油、空气、天然气的流量。主要有:

- 节流装置;
- 孔板;
- 喷嘴;
- 文丘里管;
- 转子式流量计;
- 涡轮流量计;
- 容积式流量传感器;
- 卡门涡轮流量计;
- 进口流量管等。

① 涡轮式流量传感器是一种速度式流量传感器。它是利用悬置于流体中带叶片的转子

或叶轮感受流体的平均流速从而推导出被测流体的瞬时流量和累积流量。图 10-14 示出涡轮流量传感器的结构。有液体型 JGXR、GL、CL、LW 和 LWGY 型,多种测量范围,多种公称通径。发动机试验时主要用于测量燃油流量。气体型 JLWGQ、LWGY,流量范围从 4 ~ 350 L/h。LWGQ (插入式) 型的最大流量达 4 000 ~ 20 000 L/h,公称通径 500 mm。



1—紧固件 2—壳体 3—前导向件 4—止推件；
5—叶轮 6—信号检出器 7—轴承 8—后导向件

图 10-14 涡轮式流量传感器结构

② 进口流量管用于发动机进气和压气机试验测量空气流量。图 10-15 示出双扭线型面的进口流量管。进入空气量按下式计算：

$$q_{ma} = pAy(\lambda) / \sqrt{T^*} \tag{10-1}$$

式中，p——气流静压；
A——流量管截面积；
 $y(\lambda)$ ——气动函数,可根据 p/p^* 从气动函数表查得；
 T^* ——气流总温。

③ 标准孔板和标准喷嘴主要用于部件试验。标准孔板是用不锈钢或其他材料制造的薄板,具有圆形开孔并与管道同心。主要型号有 JGB—Z (400 ~ 1 000 mm)、JGB—F (50 ~ 600 mm) 和 LGK (50 ~ 500 mm)、LGY (450 ~ 1 600 mm) 等。其流量 q_m 可以下列公式计算：

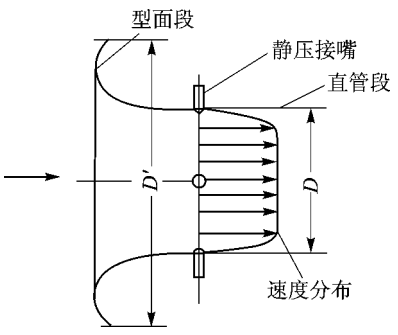


图 10-15 进口流量管简图

$$q_m = \alpha \cdot \frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (10-2)$$

式中, d ——孔板直径;

ρ ——气体密度;

Δp ——孔板前后的压差;

α ——流量系数。

孔板、喷嘴和文丘利管的雷诺数范围分别为 $10^4 \sim 10^8$ 、 $10^4 \sim 10^7$ 和 $10^5 \sim 10^6$, 精度分别为 $(0.4 \sim 0.8)\%$ 、 $(0.2 \sim 0.5)\%$ 和 $(0.2 \sim 0.5)\%$ 。有关节流装置的技术规定可参阅 GB 2624—81 和文献。

(4) 力、扭矩传感器

① 推力传感器, 型号为 C_3P_1 、 C_3P_2 等, 量程为 49 kN 和 98 kN, 精度为 0.03% FS, 环境温度 -10 ~ 65。轮辐式传感器 GYL—2 量程为 196 ~ 400 kN (最大)。

② 扭矩传感器可以感受扭矩并转换为电信号输出。为了区别静扭矩和转矩的测量, 有时把转矩检测的扭矩传感器亦称为转矩传感器。转矩传感器可用于旋叶轴扭矩、发动机轴扭矩的测量。

最常用的是应变式扭矩传感器, 它通过在被测轴或专用弹性轴上贴应变片, 利用扭矩作用产生应变来测量扭矩。其他还有磁弹式、压电式、角位移式和测力式。一般采用遥信传输进行测量 (参见 2.4.4 节)。敏感元件的电源供给和信号处理发送均由旋转扭矩轴上的装置完成。发送信号为电磁波, 另外配接解调装置接收和处理信号。

ET25HS 扭矩传感器量程为 196 N·m, 0 ~ 60 000 r/min, 精度达 $\pm 0.1\%$ FS, 常用于涡桨发动机试验。日本的遥信数传转矩仪量程 200 ~ 30 000 N·m, 精度 $< 1\%$, 角位移转矩传感器量程为 0.196 ~ 98 000 N·m, 精度 $< 0.1\%$ FS。

(5) 转速传感器

航空发动机是一种高速旋转机械。涡喷和涡扇发动机工作转速在 10 000 ~ 15 000 r/min 桨轴发动机燃气发生器的转速可高达 50 000 ~ 60 000 r/min。三转子发动机需要 3 个转速传感器 桨轴发动机需要两种转速传感器, 其一用于测量燃气发生器转速, 其二用于测量动力涡轮的转速。通常, 动力涡轮的转速传感器和扭矩传感器合二为一。

发动机试验时有些参数的测量要求以转速信号为参考信号。例如, 叶片级间性能和流场的测量均需装转速传感器, 以确定不同转速下的级间特性。

转速传感器主要有 测速电机、磁电式转速传感器、光电式转速传感器和电涡流式转速传感器。

① 测速电机是通过一定的传动机构与发动机的轴相连。三相交流测速电机的转子旋转

时在静子线圈中感应出频率和发动机转速成正比的交变电动势。在飞机上,转速传感器产生的三相交变电动势传给指示器,通过指示器电磁感应组合件指示转速。在地面试验时,直接将这种交变电动势的频率信号处理后,输出与转速成比例的电压信号。

GZT 型测速电机式转速传感器有 6 种型号。其中,GZT—1A 和 GZT—2 的最大转速为 2 500 r/min、发动机主轴与传感器转子轴的转速比为 4.571: 1 或 4.461: 1,允许承受的振动 10g。

② 磁电式转速传感器多用于地面试验,也可装于桨轴发动机的动力涡轮进行转速测量和超转保护。美国 GE 公司的 T700 发动机也装用磁电式转速传感器。图 10-16 示出磁电式转速传感器的工作原理。当音轮旋转时,轮齿靠近磁头、磁阻减小,轮齿偏离磁头、磁阻增大,磁通量的这种变化产生了感应电动势。感应电动势的频率与音轮轮齿的通过频率成比例,即与音轮的转速成正比。

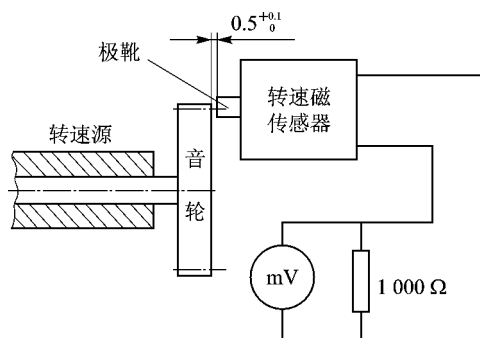


图 10-16 磁电式转速传感器工作原理

GCZ—1 型磁电转速传感器用于直升机发动机,测量范围为 5 000 ~ 28 000 r/min,探头与音轮间距为 $0.5 + 0.1$ mm。DZ801 型用于 5 ~ 100 000 r/min,输出为频率形,用于桨轴发动机地面试验。

③ 光纤转速计由光纤探头、光源和光电检测器等部件组成。光导纤维将光源传送至被测转动物体,通过转动物体反射光信号,经检测、放大、转变成与转动物体转速成比例的电脉冲信号输出。美国 SD43 型光纤转速计可测量 1 ~ 360 000 r/min 的转速。

2. 发动机鉴定试验、定型试验用传感器

鉴定试验、飞行前规定试验、定型试验及验收试车常用传感器与全流程参数测量基本相同,可概括为:

- ① 转速传感器 GZT,精度 $\pm 0.2\%$,用于测量发动机转速。
- ② 涡轮流量计 LW—10,25 (精度 $\pm 0.5\%$) 用于测量发动机燃油、加力燃烧室燃油和滑油流量。
- ③ 力传感器 BHR—23 (精度 $\pm 0.02\%$) 用于测量推力。
- ④ 压力传感器 CYG 系列和热电偶用于测量发动机空气流量及引气流量。
- ⑤ 总压受感器、静压受感器 + 压力传感器 (SE100, CYG) 用于测量发动机进口总压、压气机出口总压、飞机引气总压、压气机放气总压、压气机引气静压、压气放气静压、涡轮出口总压、外涵道喷口总压、外涵道喷口静压、尾喷口出口总压以及尾喷口静压等。

⑥ RTD 或半导体温度计、或 PN 结温度计用于测量发动机进口温度、增压泵进口滑油温度、回油泵进出口滑油温度、燃滑油热交换器出口滑油温度、燃油系统进口温度、燃滑油热交换器的出口燃油温度、附件舱温度以及冷却空气进口和出口温度。

⑦ 总温热电偶 (K 型) 用于测量压气机放气总温、外涵道喷口总温、尾喷口总温。

⑧ 压力传感器用于测量增压泵进、出滑油压力、燃油系进口燃油压力、发动机燃油喷嘴前压力。

⑨ 高温热电偶用于测量燃气温度。

⑩ 压电加速度计 (6233, 美国 Endevco 公司) 用于监测发动机振动。

⑪ 水力测功器用于测量传递的轴功率。

10.1.3 部件试验用传感器

1. 压气机试验用传感器

① 压气机机匣的振动试验,通常采用压电晶体加速度传感器。这种传感器的结构是由惯性质量、弹簧和阻尼器组成的单自由度振动系统。利用晶体压电效应原理,系统产生正比于振动频率和振幅的电荷量输出。通过电荷放大和信号调理转换为电压输出。表 10-5 列出典型压电加速度计,它们均用于发动机部件和整机监测。轴承故障诊断也采用压电加速度计。

② 压气机转子挠度测量采用电涡流式振动位移传感器。此种传感器还可以用于测量振动振幅、转速和偏心率。在压气机转子某个截面测量轴心轨迹时,在该截面处的水平和垂直两个方向各装一个电涡流传感器,此截面应是最大挠度发生的截面。图 10-17 示出电涡流线性位移传感器探头结构。

美国 Bently Nevada 公司的 7200 系列和国产 CWY-DO 系列、HZ-8500 系列电涡流位移传感器性能相当,均具有较宽的量程。

③ 场测量用传感器主要是总压、总温耙状受感器和梳状受感器。压力传感器如 SE100 (该传感器是与美国 PSI 公司生产的 PSI780 或 PSI8400 测压系统相配的), CYG 系列压阻式压力传感器。静压场采用 Γ 形或楔状静压受感器。

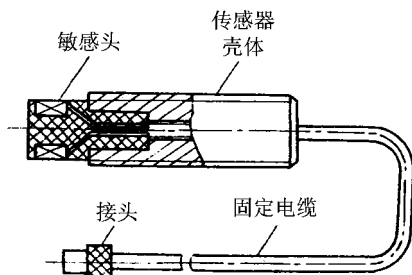


图 10-17 电涡流式线性位移传感器探头结构

表 10-5 航空发动机试验用加速度计

型 号	灵敏度 / ($\mu\text{c} \cdot \text{g}^{-1}$)	质量 /g	频率响应 /Hz	安装谐振 频率/Hz	使用温度 范围/	最大横向 灵敏度比	备 注
SHQ-25A	$10.0 \pm 5\%$	< 100	$2 \sim 8 \text{ k} + 10\%$	24 k	室温 ~ 400	5%	625 所
HFC-1	$10 \pm 5\%$	93	5 k		max 400	5%	573 厂
6233C —50 —100	$50 \pm 5\%$ $100 \pm 5\%$	110	$10 \sim 2.5 \text{ k}$ $10 \sim 2 \text{ k}$	16 k 12 k	- 54 ~ 482 - 124 ~ 482	5%	Endevco 公司
6222S - 20, - 50 - 100	$20 \pm 5\%$ $50 \pm 5\%$ $100 \pm 5\%$	91	$1 \sim 9 \text{ k}$ $1 \sim 6 \text{ k}$ $1 \sim 6 \text{ k}$	45 k 28 k 28 k	- 55 ~ 260	$\leq 3\%$	Endevco 公司
8310 (8324)	$10 \pm 2\%$	100 含电缆	$1 \sim 6.5 \text{ k}$ $1 \sim 9 \text{ k}$	30 k 横向谐振 9.5 k	- 196 ~ +400	< 3%	B&K
6237 M 69A	100 $\pm 5\%$	100 不含电缆	$20 \sim 5 \text{ k}$	20 k	- 55 ~ 150	5%	Endevco
6237M 70	$10 \pm 5\%$	30 不含电缆	$100 \sim 3 \text{ k}$, 5 k	28 k (元件) 11.2 k	24 ~ 315, 537,650	5%	Endevco
6240M 10	$5 \pm 10\%$	95 不含电缆	$10 \sim 2 \text{ k}$	壳体 11 k	- 55 ~ 650	5%	Endevco

④ 转子出口场,如总压、温度、速度和气流方向在栅距范围内沿叶高分布采用复合热电偶的 5 孔总压或 7 孔总压受感器。

静叶出口一般做二维场测量,较多地采用 3 孔探针,也用 5 孔受感器。

压气机出口流场测量采用激光多普勒测速仪 LDV 是先进的方法。

⑤ 叶尖间隙测量采用电涡流传感器、光电传感器、电感传感器和高压放电式传感器。

⑥ 失速和喘振试验用传感器主要有热膜、热丝探头、小型压阻式压力传感器(装在受感器内)、用连接管连接的传感器和受感器。测量喘振时可采用总压受感器或壁面静压受感器。连接管要尽量短以消除容腔效应对系统频响的影响。装两只或三支探头(热丝、热膜探头或高频探头)来测量失速团的个数。

⑦ 激波位置和叶尖流场测量采用沿叶片弦长方向在机匣上开数个静压孔,拧上 YZX-2 型压阻式压力传感器。这种传感器量程 0.03 ~ 1 MPa、线性、迟滞误差为 $\pm 0.2\% \sim 0.5\%$,输出 > 30 mV。亦可采用美国 KULITE 公司生产的高灵敏度 XCW 型和 XCQ 型压阻式压力传感器。

在转子叶片排上方机匣上配置 10 个或多个沿轴向分布的静压接嘴及 10 个或多个动态压

力传感器,如美国 KISTLER 公司的 6061 型、6067 型、7063 型压电式压力传感器,或美国 KULITE 公司的动态压力传感器,即可测量叶尖流场图。

⑧ 叶片振动测量采用在叶片上贴应变片,再配上引电器或滑环。另一种方法在机匣上开孔,装两个转速传感器(光电、电涡流或电磁式转速传感器),一个用来测量压气机每转一周时发一个信号,另一个则在每一个叶片通过一次时发出一个信号,这两个信号用于制定该叶片排每一个叶片在转动过程中的位置。另外,装的第三个传感器是光纤传感器来测量叶片的振动幅值。

2. 模型涡轮试验用传感器

① 涡轮振动测量一般采用压电加速度传感器。丹麦 B&K 公司的 8309 型冲击压电加速度计动态线性上限可高达 10^6 m/s^2 。水平和垂直位置选在同一截面。

② 性能及流场参数测量采用静压和总压传感器以及总温传感器。涡轮进口截面沿周向静压测点不少于 4 点。测定进口流场时总压传感器不少于 6 个。沿径向总温测点为 4~7 点,视叶高而定。

级间测量应用小型组合传感器以测量总静压、气流方向和总温等参数。

出口截面采用壁面静压受感部、总压受感部、总温受感部,数目应多于进口截面。可以采用附面层探针测量涡轮机匣附面层流速分布。

③ 模型涡轮性能参数测量对传感器精度要求如下 功率总误差 $\pm 0.5\%$,其中测扭传感器 $\pm 0.2\%$ FS,转速传感器 $(\Delta n/n) \pm 0.1\%$;滞止效率允许误差 $\pm 1\%$,其中进、出口温度测量精度 $\pm 0.35\%$ FS,温度误差 1.5°C ,总压传感器精度 $\pm 1\%$ FS,总压受压部精度 $\pm 0.1\%$ FS 换算流量 $\pm 1\%$,其中压力传感器 $\pm 0.1\%$,温度传感器 $\pm 0.5^\circ\text{C}$,静压传感器 $\pm 0.1\%$ 换算转速 $\pm 0.5\%$,其中压力传感器 $\pm 0.2\%$,温度传感器误差 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 。

3. 燃烧室试验用传感器

① 燃烧室性能试验用传感器主要有:

- 进口装总压受感部、静压孔沿同一截面均布 8 点。总温受感部在总、静压测点轴向位置之间,以便互相错开。
- 出口温度场测量采用旋转机构或摆动机构装一只多点梳状或耙状总温热电偶,其误差应小于 $\pm 1.5^\circ\text{C}$ 。

② 燃油雾化质量测量可采用马尔文测雾仪。目前,更先进的是相位多普勒激光粒子分析仪(PDPA/LDV),用于燃油雾化质量的二维和三维测量,粒径可为 $0.5 \sim 600 \mu\text{m}$,喷油速度 600 m/s 以上,粒径测量精度 0.2% 。

燃油流量采用涡轮流量计,油压采用压阻式或应变式压力传感器,精度为 $\pm (0.1 \sim 0.13)\%$ FS、量程 $0.5 \sim 8 \text{ MPa}$ 。

③ 燃烧室试验用传感器精度要求如下：燃烧室和加力燃烧室总压恢复系数允许误差 $\pm 0.3\%$ ，其中压力传感器 $\pm 1\%$ FS，总压传感器 $\pm 0.1\%$ ，冷增燃烧效率为 $\pm (2 \sim 3)\%$ ，其中空气流量传感器 $\pm 1\%$ ，燃油流量传感器 $\pm 1\%$ ，温度传感器 ± 1.5 ，温升燃烧效率为 $\pm (1 \sim 3)\%$ ，温度传感器误差 $< \pm 1.5$ ，燃气分析燃烧效率 $\pm (1 \sim 3)\%$ 。

发动机和其部件试验时还要测量大气温度、湿度和气压。大气温度常用热电阻温度计，大气压力可采用数字或大气压力计，湿度可采用 RSC-1 型电容式湿度传感器测量。

10.2 新型传感器

10.2.1 光纤传感器

在 7.2 节曾概述了涡轮进口温度光纤测量系统。实际上在发动机试验中还采用光纤压力传感器、光纤振动传感器/光纤加速度传感器、光纤位移传感器等。

1. 光纤压力传感器

光纤压力传感器由光纤束、膜片、光源、光电探测器和信号检测电路等组成，如图 10-18 所示。

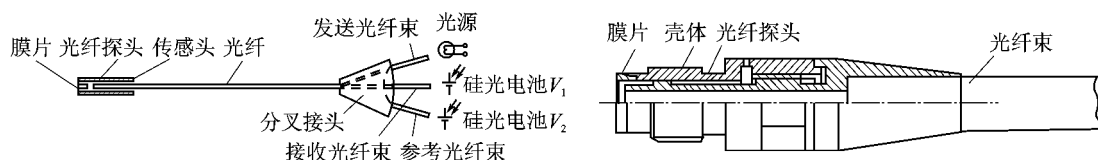


图 10-18 光纤压力传感器原理和结构

探头的压力敏感膜片采用不锈钢材料 (1Cr18Ni9Ti)，有效半径 3 mm，膜片内表面为光反射面。膜内表面蒸镀氧化锆膜以耐高温。光纤探头内径 3.6 mm，其中紧密排列 6 000 根芯径 50 μm 的阶跃型多模光纤。光源一般采用发光二极管 (LED)，光电探测器采用硅光电池。光源发出的光由发送光纤传输到膜片，在其内表面形成反射光，反射光被接收光纤接收并传输到光电探测器转换成相应的电信号。

国产光纤压力传感器型号为 GQY-1 型、GGY-1 型和 GGY-2 型，前者应用于常温，后两者应用于 200 和 300。其量程分别为 0.1 ~ 0.2 MPa, 0.2 ~ 0.3 MPa, 0.16 ~ 2.0 MPa。

光纤压力传感器用于测量压气机失速、喘振，采用水冷高温光纤压力传感器 GGY 型可测量燃烧室压力脉动和压气机动态压力。

2. 光纤振动传感器

在 4.5 节中曾阐述整机振动测量。采用光纤测振传感器测振是近年来发展的方法。图 10-19 示出采用三个光纤传感器探头 (S_1 、 S_2 和 S_3) 测量叶片的振动。三个传感器均装在机匣上。当每个叶片顶端经过时,反射一个光脉冲。另有一个参考传感器 S_0 (电涡流传感器或光纤传感器) 装在叶片根部。一旦叶片出现振动而产生变形,将直接影响到其顶端经过光纤维传感器探头的时间,使各转脉冲序列的间隔发生变化,此变化量即为对应叶片的振动参量。

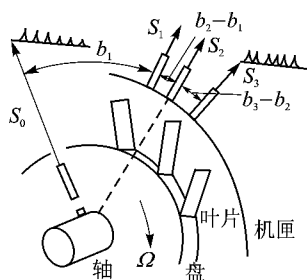


图 10-19 叶片振动光纤测振原理

据图 10-19,三个光纤探头与参考传感器 S_0 的周向距离分别为 b_1 、 b_2 、 b_3 ,某叶片顶端经过三探头的时刻分别为 t_1 、 t_2 、 t_3 。若叶片作简谐振动,则可推出叶片振动振幅为

$$a = \frac{[(b_1 - ut_1)^2 + (b_2 - ut_2)^2 - 2(b_1 - ut_1) \cdot (b_2 - ut_2) \cos(t_2 - t_1)]^{1/2}}{\sin \omega(t_2 - t_1)} \quad (10-3)$$

或

$$a = \frac{[(b_3 - ut_3)^2 + (b_2 - ut_2)^2 - 2(b_3 - ut_3)(b_2 - ut_2) \cos(t_2 - t_1)]^{1/2}}{\sin \omega(t_3 - t_2)} \quad (10-4)$$

叶片经过参考探头的初相位为

$$\omega t_2 + \phi = \arcsin [(b_2 - ut_2) / a] \quad (10-5)$$

式中, u ——叶尖线速度;

a ——叶片振幅;

ω ——振动角频率;

ϕ ——叶片经过参考探头开始计时时的初相位。叶尖的位移 $b_i = ut_i + a \sin(\omega t_i + \phi)$, $i = 1, 2, 3$ 。

因此,叶片经过三个传感器的时间 t_1 、 t_2 和 t_3 用于确定叶片振动的参数。

实际测量中光纤探头距离叶片顶端距离约 3 mm,反射光脉冲经光电转换成电信号,电压波形呈钟形波。因此,将电压信号输入微分电路,判定钟形脉冲峰值的位置,取零电平处为脉冲出现的时刻。叶片的振动信号反映的是一连串脉冲,光纤探头接收的光电脉冲以不等间距形式出现。因此,采集系统也应不等距采样。

采用光纤振动传感器可测量与转动角速度成整数倍和非整数倍的叶片振动。

3. 其他光纤传感器

业已在 7.2 节中论述了采用光纤辐射高温传感器测量涡轮叶片表面温度和燃烧室出口燃

气温度的基本原理。光纤转速传感器用于测量涡轮的工作转速 光纤涡轮流量计用于测量发动机启动时燃油流量 光纤加速度传感器可进行振动测量,可测频率 0 ~ 1 000 Hz,分辨率最高达 0.1 m/s²。

10.2.2 薄膜传感器

薄膜传感器是近十年发展起来的。在发动机试验中应用较普遍。主要有薄膜热电偶、薄膜热流传感器和薄膜应变传感器。

1. 薄膜热电偶

测量金属表面温度可以把热电偶结点埋入切口或把偶丝结点定位焊到表面。前者干扰了零件导热并降低了零件的结构强度 后者干扰了外部流动和对流换热。这两种方法都产生固有测量偏差和时间滞后。

薄膜热电偶采用喷溅工艺在金属表面喷覆一层厚度 15 ~ 25 μm 的热电偶材料,它不干扰换热,能保持金属表面的良好热平衡,对表面的流动不产生明显的干扰,图 10-20 示出这三种测量表面温度方法的比较。

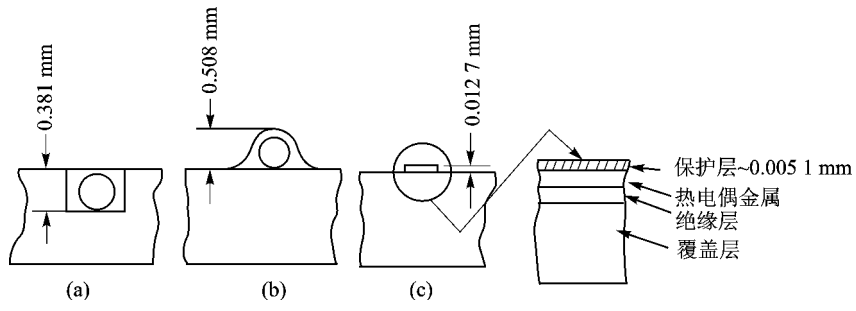


图 10-20 三种表面测温方法

目前,薄膜热电偶的厚度约为偶丝厚度的 1/20 ~ 1/30。它由覆盖层、绝缘层、薄膜热电偶层和保护层材料构成。喷覆在被测金属表面上的 M—CrAlY 覆盖层在高温空气中会产生 Al₂O₃ 氧化层。该层具有良好的绝缘性能,又易于与薄膜热电偶结合。薄膜热电偶的最外层是保护层,用来增强抗腐蚀能力。

一些贵金属,如铂、铑、钯和其合金都可作喷覆热电偶材料。喷覆过程参数(喷覆时间、速度和气体等)、薄膜成分、保护层和绝缘层的厚度都会影响薄膜热电偶的测量精度、稳定性、寿命、抗短路性能和抗腐蚀能力。

薄膜热电偶极适合像涡轮叶片表面形状复杂、结构尺寸小的表面温度测量。它可以工作在金属温度高达 1 150 ,连续工作时间超过 10 h 而不降低其性能。在发动机工作条件下,薄

膜的耐久性极为良好,100 h 寿命试验结果表明,它超过丝状热电偶的寿命。

使用薄膜热电偶可减少引线数目。图 10-21 示出利用薄膜热电偶测量温差。 B_2 、 B_1 之间的热电势即为 $(T_2 - T_1)$ 的一种度量, B_3 、 B_2 间的热电势即为 $(T_3 - T_2)$ 的度量。这种测量温差的方法非常简单。

薄膜热电偶测温范围一般为 200 ~ 1 000 ,精度 $\pm 3\%$ 。

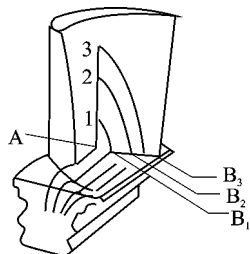


图 10-21 利用薄膜热电偶测量温度

2. 薄膜热流传感器

薄膜热流传感器在测量涡轮叶片和燃烧室壁面的热流是很有效的方法。它是在截面很小(如直径为 1 mm)的基片上喷覆一层极薄、极窄的一条金属膜,在此膜的两端焊上引出线,这即构成单膜热流传感器。将其齐平地嵌在被测金属表面上,当热气流吹过时,膜温将增高。根据膜温和膜电阻的单值关系,通过测量电阻的变化算出热流值。这即是一维的单膜热流传感器。

类似的,已开发出另一种嵌入式热电偶传感器用于测量热流,其结构如图 10-22 所示。偶丝引入直径 0.8 cm 的圆盘沟槽内,偶丝直径 0.25 mm,并用焊料覆盖。该圆盘厚度与被测火焰筒壁厚相同。镍铝丝结点嵌入传感器的热侧和冷侧,镍铬丝嵌入传感器的冷侧。整个传感器焊装于火焰筒壁上。通过测量两根镍铝丝引线间的电压可以得到冷热面的温差,这一温差与通过传感器的热流成比例。传感器冷侧的镍铬丝和镍铝丝给出基准温度。这种热流传感器可工作在 4.0 MPa 下,金属温度 1 000 ,火焰筒压降 0.15 MPa、热流为 $2 \times 10^6 \text{ W/m}^2$,并能适应燃烧产物、热冲击和热循环的工作条件。

近年来,又出现了双膜热流传感器,即在一个绝缘膜两侧分别喷覆两个薄膜电阻,其阻值在 500 ~ 700 Ω 之间。试验中分别记录两个金属薄膜的温度变化,然后计算出通过绝缘膜的热流。图 10-23 示出双膜热流传感器。绝缘膜厚度 25 μm ,金属膜厚 0.5 μm ,受感部为 1.3 mm $\times$ 1.0 mm。图中示出的是一组热流传感器,共 25 个。将它粘贴在涡轮叶片表面上,便可测出整个叶片表面上的温度发布,从而求出热流大小。

3. 薄膜应变传感器

目前,已研制出能在 550 下测量应变的薄膜应变传感器,它适用于压气机部件测量。这种传感器不干扰会产生激振力的气流,性能稳定、粘接牢固、工作可靠。薄膜材料应与基体(例如叶片)保持绝缘,因此也要有绝缘层。常用的绝缘材料为氧化铝、氧化硅、二氧化硅和氮化硅,在温度超过 650 时,它们都具有合适的绝缘性质。薄膜应变传感器只有 25 μm 厚,是常规应变片厚度的 1/60。其缺点是引线与薄膜连接易出问题,在被测材料产生蠕变时会损坏

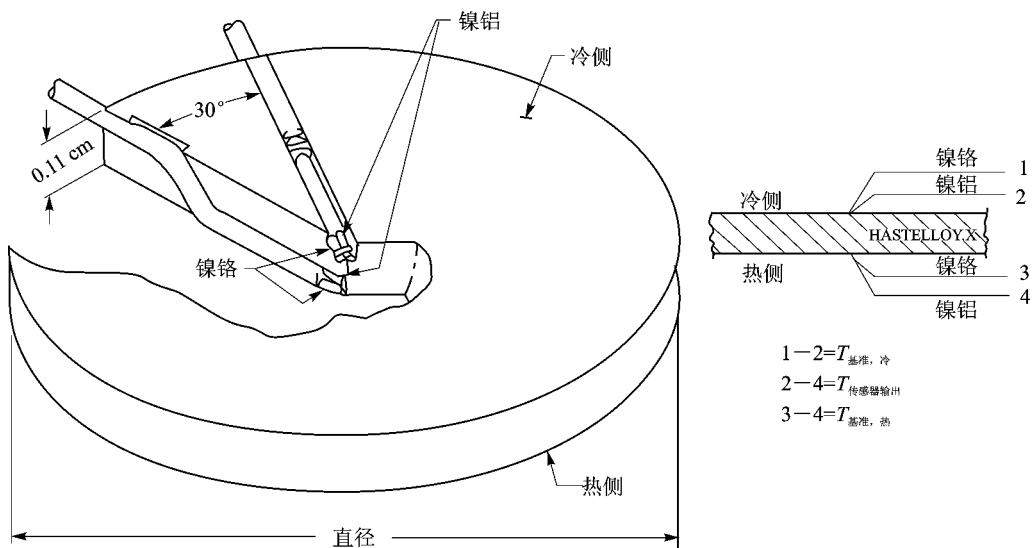


图 10-22 嵌入式热流传感器简图

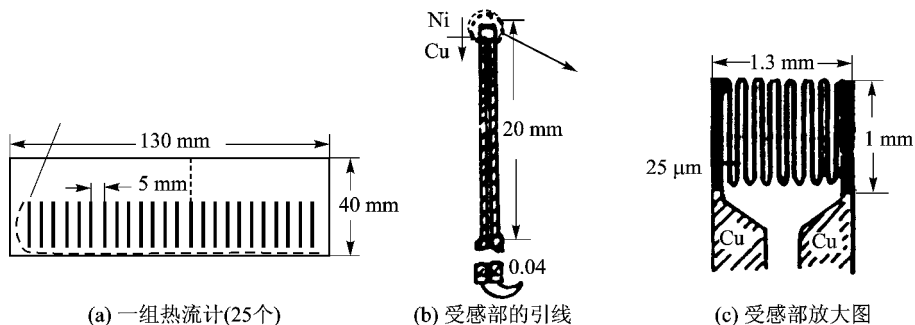


图 10-23 双膜热流计

应变传感器。

10.2.3 红外传感器

在 7.2 节已阐述了红外测温方法。热成像测量物体的表面温度在搜索、跟踪、制导、侦察、预警和遥感等方面都有着非常重要的应用。红外热成像系统主要用于测量发动机热端部件表面的温度、燃气流温度。这是一种非接触测量,它不影响被测物体的温度分布,响应很快,不像热电偶和热电阻那样要求与被测物体达到热平衡,它只接收物体的辐射。红外成像的测温范围宽,如一台 AGA 型热成像仪的测温范围为 $-45 \sim 2\,000$,灵敏度达 0.01 ,空间分辨率

高,如点热成像系统的取像速度为 25 帧/s,每帧 200 条扫描线,每条扫描线 100 个像元,垂直和水平的扫描效率分别为 0.8 和 0.5,即 1 s 内可测出 20 万个点,因此特别适合温度场的测量。

美国多种飞机均装有红外装置,如 F15E、F/A—18A、F111、F4E、A10、B52G、F117、A7E、HH—53HNYS 等分别安装前视红外装置,夜间低空导航和瞄准红外系统。前视红外装置用于白天、夜间或恶劣气象条件下进行定位、捕获和跟踪敌机目标,或完成搜索、营救、海上巡逻、夜间导航、侦察和目标探测等任务。红外图像传感器被用于制造红外热成像仪和红外吊舱,它们也装在飞机上用于探测、监视、导航与侦察。其他航空发达国家的飞机也装用类似红外系统。红外图像传感器在建立现代化空军方面是很重要的传感器。

红外光谱位于电磁辐射的可见光和微波波段之间,从 $0.76\text{ }\mu\text{m}$ 延伸到 $1\,000\text{ }\mu\text{m}$ 。红外光经过大气时有许多波段范围将被大气中的各种气体吸收,只有不被吸收的才能透过大气到达传感器。那些不吸收红外辐射的波段称之为“大气窗口”。大气窗口有 3 个。即 $1\sim2.5\text{ }\mu\text{m}$, $3\sim5\text{ }\mu\text{m}$ 和 $8\sim13\text{ }\mu\text{m}$,分别称为近红外波段、中红外波段和远红外波段。最常用是后两个波段。

1. 热成像系统

图 10-24 示出热成像系统的工作原理。光学系统先将目标的红外辐射汇集,经光谱滤波和光机扫描,聚焦到探测器的红外元件的阵列上,探测器将强弱不同的辐射信号转换成电信号,然后经放大和视频处理,形成视频信号,再送至显示器。

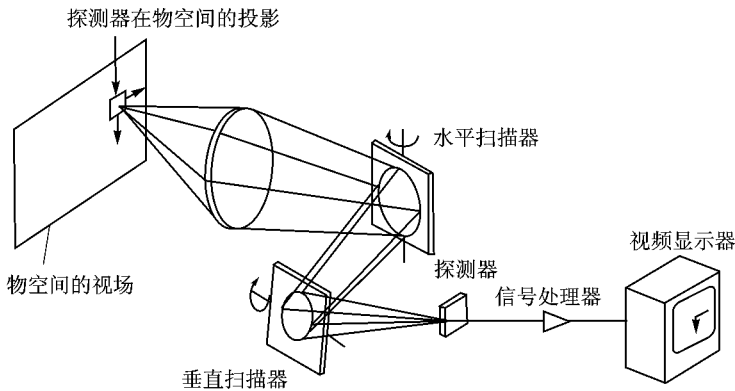


图 10-24 热成像系统工作原理

热成像系统有两种类型:光机扫描型和非光机扫描型。前者是通过光机扫描使单元探测器依次扫过目标的各部分,形成目标的二维图像。后者是利用多元探测器面阵,使探测器中的每个单元与目标的一个微元面对应,因此无需光机扫描,常用的凝视型热成像系统即属于此

种类型。近几年由于超大规模的硅集成电路技术的迅速发展,目前已能获得高均匀响应度、高度的探测器面阵,使非扫描型热成像技术取得很大发展。图 10-25 示出非扫描的凝视型热成像系统的原理框图。

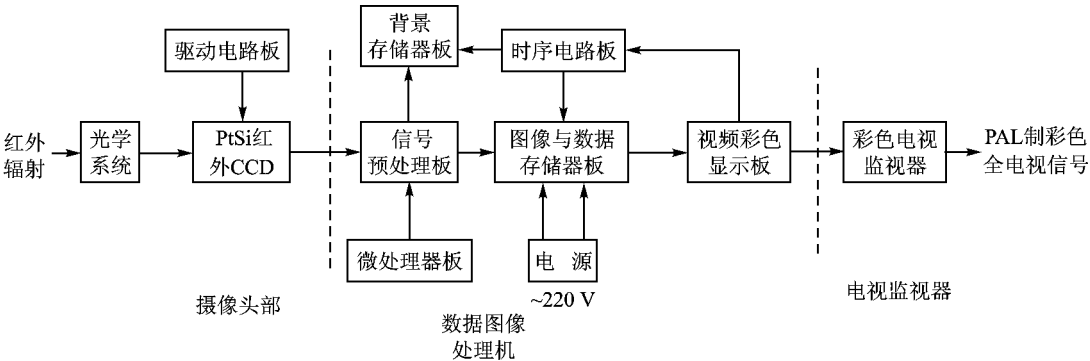


图 10-25 凝视型热成像系统的原理框图

凝视型热成像系统无须光机扫描机构,简化了结构,大大提高了热成像系统的快速响应特性,故很适合于动态测温。其缺点是测温范围受探测器光谱响应范围的限制,改变测温范围时,要更换探测器和相应的处理软件。

2. 红外图像传感器

目前,有两种红外摄像器件:混合式红外摄像器件和单片式红外摄像器件。它们是红外成像系统的核心,即是红外图像传感器。

(1) 混合式红外图像传感器

此种图像传感器的像感部和读出部是用不同材料制成的。通常用硅 CCD (电荷耦合器件) 制作信号读取部分,而用其他材料制作像敏感部分。图 10-26 示出这种图像传感器的一般结构。探测器可以与 CCD 直接耦合,即探测器电流直接注入存储势阱。CCD 和探测器阵列一起被设置在焦平面上,并置于杜瓦瓶内。由于 CCD 信号处理能力有限,所以直接耦合式适用于光敏二极管和掺杂半导体等偏置电流小的探测器,以及要求积分时间短的扫描系统。

另一种耦合模式是间接的。红外辐射并不直接变换为信号电荷,而是用来控制注入 CCD 读出沟道的电荷量,其电势由照度控制,这样流入 CCD 的电荷量便和照度大小成一

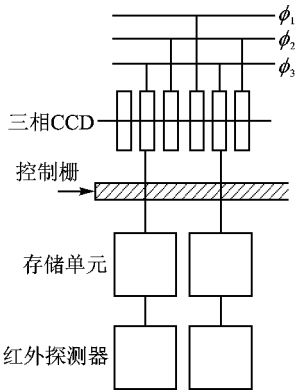


图 10-26 红外 CCD 基本结构

定比例关系。

采用 CCD 的混合式红外像感器常采用并行扫描和串行扫描。并行扫描模式中,红外探测器感应的电荷并行打入 CCD,然后在 CCD 中串行输出。串行扫描模式是用几个像元(或一个像元)扫描一个场。这种方法均匀性较好,但灵敏度低。

(2) 单片式红外图像传感器

这是一种感光部分和读取部分集成在一块芯片上的像感器。目前,发展快的是窄禁带半导体型(本征焦平面阵列)和硅肖特基势垒型。

窄禁带(本征窄带)半导体的吸收限制在红外波谱范围内。把红外探测器阵列和 CCD 多路传输集成在同一块窄禁带半导体衬底上,便得到窄禁带半导体红外像感器件。用于制造这类像感器的材料要求合适的介电常数;寿命长;衬底掺杂浓度低。常用材料是 InSb 和 HgCdTe。

硅肖特基势垒型是利用硅上面直接淀积金属而制成肖特基势垒(由于金属与半导体的功函数不同,当它们接触时,电荷发生重新分布,形成空间电荷区,使半导体的能带弯曲。在出现阻挡层时,能带弯曲形成表面势垒,称为肖特基势垒)。当红外辐射作用于金属电极表面时,被金属吸收并产生“热”电子,其中能量超过金属——硅势垒高度的,便注入硅表面,中和耗尽层内的离化粒子。这个过程使耗尽层缩小并使肖特基势垒降低,降低的量正比于光信号强度。在帧周期结束时,单元恢复到起始耗尽电平。这个复位电流便提供图像视频信号。通过 CCD 读出,也可以用电子束选址读出。

硅肖特基势垒红外像传感器利用了超大规模集成电路技术,成本低,其均匀性优于混合式,对于 300 K 背景有良好响应特性,它是目前惟一不用补偿的阵列。它不造成相邻探测单元间的串扰,且有自生的抗光晕能力。

从结构方面看,由于单片式封装密度高、可靠性好,便于大规模集成,因此是发展主导方向。

日本三菱公司研制的肖特基单片红外 CCD 为 256×256 像元;美国的同类器件像元 160×244 ,每个像元尺寸为 $80 \mu\text{m} \times 40 \mu\text{m}$,其热分辨率在 0.1 K 以下。

国产的混合式红外探测器(InSb)工作波长 $3 \sim 5 \mu\text{m}$,探测率 $5 \times 10^9 \sim 2.3 \times 10^{10} \text{ cm} \cdot \text{Hz}^{1/2} / \text{W}$,非均匀性 $< 5\%$,外形尺寸 $\phi 50 \text{ mm} \times 190 \text{ mm}$ 单片式红外探测器(PtSi)工作波长 $3 \sim 5 \mu\text{m}$,探测率为 $5 \times 10^9 \sim 3.5 \times 10^{10}$,非均匀性 $< 5\%$,尺寸亦为 $\phi 50 \text{ mm} \times 190 \text{ mm}$ 。

10.2.4 新型谐振式传感器

谐振式传感器直接输出频率,无需 A/D 变换便可与微机接口。这种传感器的输出取决于机械参数,电子装置对其性能影响很小。随着微机械加工技术的发展,已研制出微结构硅谐振

传感器、压电谐振传感器（石英谐振传感器、声表面波谐振传感器）等，它们体积小、功耗低、响应快、迟滞和蠕变极小，是发动机高精度测量的微型传感器。

1. 光纤-谐振压力传感器

这是一种采用不接触谐振子表面的光纤激励、光纤检测结构。既不破坏谐振子自身的机械特性，又可防电磁干扰。图 10-27 示出这种光纤-谐振压力传感器。已在使用的一种硅方膜片由长为 2.5 mm，膜厚 100 ~ 200 μm ，在膜片中心制出 $600\ \mu\text{m} \times 40\ \mu\text{m} \times 5\ \mu\text{m}$ 的两端固支振梁，并置于真空腔内，振梁由光纤激励和拾振。当膜片感受被测压力时产生静变形，使振梁受轴向载荷，改变其谐振频率，频率变化与被测压力有关。这种传感器精度高于 0.05%，是全光纤抗电磁干扰。

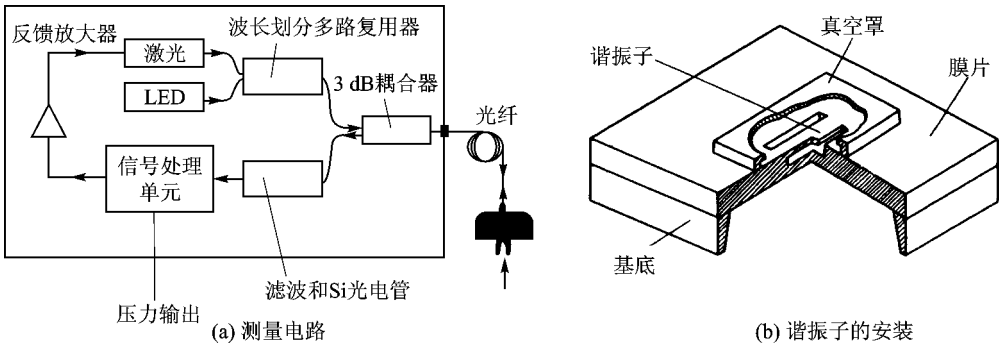


图 10-27 光纤-谐振压力传感器

2. 压电薄膜传感器

硅不像石英，它没有压电特性。若采用压电激励和拾振，必须在硅膜片上形成牢固的压电薄膜。采用磁控溅射方法将压电材料（如 ZnO ）溅射在硅膜片的工作表面， ZnO 膜厚约 1 μm ，便可实现激励和拾振。图 10-28 示出压电薄膜激励，构成一闭环系统，但工艺复杂。

3. 声表面波压力传感器

声表面波（SAW）谐振传感器是根据超声表面波振荡器的频率随着被测量的变化而变化的原理来实现对被测量的测量。图 10-29 示出谐振型声表面波膜片式压力传感器结构示意图。石英晶体膜片和基底一起进行整体加工。膜片感受压力后，在其中心区域处于拉伸状态。边界区域处于压缩状态。由于膜片的应变，使沉积在膜片上的叉指换能器和栅阵反射器的指间距和条间距发生变化。由此而使在膜片上传播的声表面波速度发生变化，导致谐振器的频率变化。测出由于压力影响引起的频率变化量即可求得被测压力值。

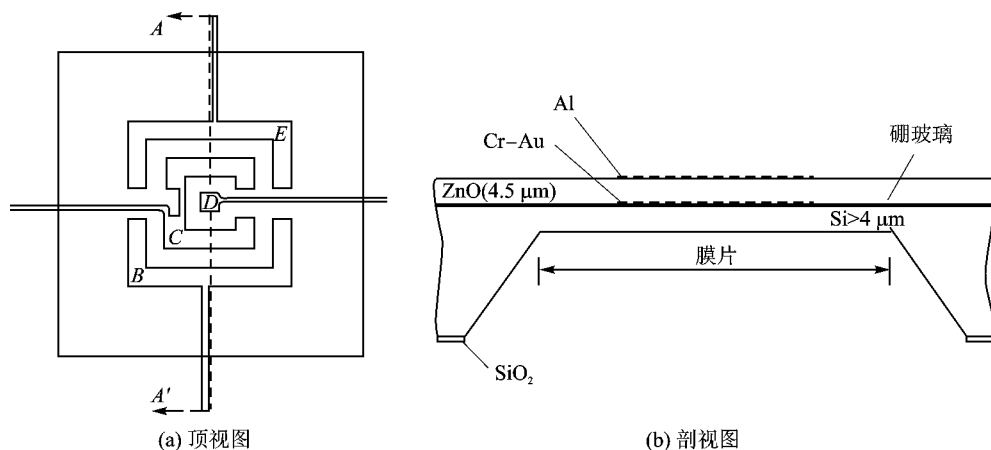


图 10 - 28 压电薄膜激励

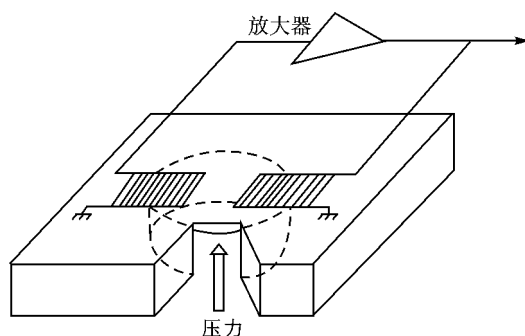


图 10 - 29 SAW 压力传感器原理

SAW 传感器可用于发动机的压力、力、加速度、位移和流量等的测量。

10.3 飞行试验用传感器

飞行试验是在真实的飞行环境条件下验证发动机设计和地面试验结果,空中工作稳定性、可操纵性、适航性和实际使用性能。

可靠、准确地测取发动机飞行试验中的各种参数是确定发动机空中工作性能、可靠性的基础。飞行试验质量在很大程度上取决于传感器的精度和质量。

随着航空技术的发展,发动机飞行试验中用传感器测量的参数不断增加。例如,进气道与发动机匹配飞行试验用传感器至少要 54 个。整个飞机飞行试验,包括火控系统和操纵系统可用 2 000 ~ 5 000 个传感器进行参数测量。

10.3.1 发动机飞行试验用传感器

飞机飞行试验时常用加速度传感器、角速度传感器、位移传感器、攻角和侧滑角传感器、力传感器、压力传感器、温度传感器和转速传感器。其中使用最多的是压力和温度传感器,约占飞行试验用传感器的 70% 左右。表 10 - 6 列出常用传感器的名称、测量范围、精度要求、频响特性等。

表 10 - 6 飞行试验常用传感器

传感器 名 称	传感器 原 理	参数 名称	典型 范围	精 度 *	频响 /Hz	输 出			
						形 式		电 平 低/高	阻 抗 低/高
加速度计	电位器式 应变式 压电式 力平衡式	加速度 和振动	± 5 m/s ²	高	20	直流	电压	高	低
			± 10 m/s ²	高	20	交流	电压	高	低
			± 50 m/s ²	中	20	直流	电压	高	低
			± 100 m/s ²	中	20	直流	电压	高	低
			± 500 m/s ²	低	2 000	交流	电荷	低	高
			± 1 000 m/s ²	低	2 000	交流	电荷	低	高
拾音器	电容式 压电式	音响	180 dB 160 dB	中 低/中	100 000 10 000	交流	电压、 电荷	低 低/高	高
风标气 动探头	电位器 同步器 差动压力	攻角 侧滑角	± 30° ± 30° ± 30°	中	10	直流 直流 交/直	电压	高	低
陀螺仪	陀螺	姿态角	± 45°	中	10				
陀螺仪	陀螺	角速度	± 7° /s ± 10° /s ± 20° /s	中 中 中	10				
线位移 传感器	电位器 电阻式 差动变压	线位移	300 mm	中	20	直流 交流	电压	高	低
角位移 传感器	电位器 同步器 感应式 编码式	角位移	360° ± 45° ± 10°	中 高 高	20 20 20	直流 交流 交流	电压 编码	高	低

续表 10-6

传感器名称	传感器原理	参数名称	典型范围	精 度 *	频响 /Hz	输 出			
						形 式	电 平	阻 抗	
							低/高	低/高	
流量计	涡轮式	质量流量 液体流量			中		脉冲电压	低	低
应变计	电阻式	应变 载荷		中	5 ~ 100	交流/ 直流	电压	低	低
	电容式	液位		中		直流 脉冲	电压	低	高
压力传感器	电位器	压力	350 Pa	中,高	5 ~ 1 000	直流	电压	低	低
	应变式 电容式 压电式 编码式		3 500 Pa 7 000 Pa 400 kPa 0 ~ 3 MPa 13 MPa			交流	编码	高	高
转速传感器	感应式	转速	100%	高			低	低	
温度传感器	电阻式	温度	- 50 ~	高	5 ~ 200	交流	电压	低	低
	热电式 热敏式		1 500	中		直流	电压	高	
力传感器	电阻式 应变式	力	0 ~ 981 N	中	5 ~ 50	直流	电压	低	低

* 低精度：误差 >3% 中精度：误差 <1% ~ 3% 高精度：误差 <1%。

发动机试飞时要鉴定发动机的工作性能：发动机推力和耗油率、发动机加、减速性、空中启动、加力点火和发动机的操纵性、部件改进后发动机性能、进气道和发动机的匹配特性等。从使用传感器的角度来讲，进气道与发动机匹配特性试飞用的传感器具有典型性。表 10-7 列出所使用的传感器。

表 10-7 进气道与发动机匹配飞行试验用传感器

序 号	传感器名称	测量范围	单 位	精度 / (%)	频带 /Hz	建议传感器
1	动压传感器	0 ~ 110	kPa	0.2	0 ~ 5	9126
2	表速传感器	0 ~ 1 300	km/h	0.2	0 ~ 5	GK 型
3	静压传感器	4 ~ 100	kPa	0.2	0 ~ 5	GG—1

续表 10-7

序 号	传感器名称	测量范围	单 位	精度/(%)	频带/Hz	建议传感器
4	高度传感器	0~8	km	0.2	0~5	BG、GG—1
5	大气总温传感器	-60~150		0.5	0~5	BWQ、GWR
6	法向过载传感器	-3~8		0.5	0~5	GJ—14
7	侧向过载传感器	-0.5~0.5		0.5	0~5	GJ—15
8	纵向过载传感器	-0.1~0.1		0.5	0~5	GJ—15
9	攻角传感器	-10~20	(°)	0.5	0~5	GGJ 型
10	侧滑角度传感器	-10~10	(°)	0.5	0~5	GGJ—7A
11	俯仰角传感器	-80~80	(°)	0.5	0~5	FD2A
12	倾斜角传感器	-180~180	(°)	0.5	0~5	FD7
13	方向舵偏角传感器	-25~25	(°)	0.5	0~5	CD—1
14	副翼舵偏角传感器	-25~25	(°)	0.5	0~5	CJD—30
15	平尾舵偏角传感器	-20~20	(°)	0.5	0~5	CJD—30
16	低压转速传感器	0~110	%	0.1	0~5	GZT、GZ
17	高低转速传感器	0~110	%	0.1	0~5	GZT、GZ
18	油门杆位移传感器	0~115	(°)	1	0~5	FD2A
19	喷口直径传感器	500~900	mm	0.5	0~5	
20	发动机舱压传感器	0~100	kPa	0.2	0~5	GGY
21	冷端温度传感器	-60~50		0.5	0~5	BWC、GWR
22	IGV 转角传感器	-5~45	(°)	0.5	0~5	FD4、JC5
23	低压出口温度传感器	0~400		0.5	0~5	GR BWP
24	高压出口温度传感器	0~600		0.5	0~5	GR BWP GR1D
25	涡轮出口温度传感器	0~900		0.5	0~5	GR20、GR23
26	低压出口总压传感器	0~420	kPa	0.2	0.5	GGY、GGKY
27	高压出口总压传感器	0~3	MPa	0.2	0~5	CYG10
28	低压出口静压传感器	0~420	kPa	0.2	0~5	GGY、GGKY
29	高压出口静压传感器	0~3	MPa	0.2	0~5	CYG10
30	主喷口静压传感器	0~450	kPa	0.2	0~5	GGY、GGKY
31	涡轮后总压传感器	0~450	kPa	0.5	0~5	GGY、GGKY
32	进气道壁面静压传感器	0~150	kPa	0.5	0~5	GGY、GGKY

续表 10-7

序 号	传感器名称	测量范围	单 位	精度/ (%)	频带/Hz	建议传感器
33	喉道总压传感器	0 ~ 150	kPa	0.5	0 ~ 5	GGY,GGKY
34	喉道动态总压传感器	0 ~ 15	kPa	1	0 ~ 800	CYGIS,XCS—093
35	米字耙动态总压稳态分量传感器	0 ~ 150	kPa	1	0 ~ 5	CYG—01
36	米字耙稳态总压传感器	0 ~ 150	kPa	0.2	0 ~ 5	CYG—01,XCS
37	米字耙动态总压传感器	0 ~ 15	kPa	1	0 ~ 800	XCS—093
38	方向探头压差传感器	- 4.4 ~ 4.4	kPa	0.2	0 ~ 5	
39	进气机匣静压传感器	0 ~ 136	kPa	0.2	0 ~ 5	CYG01
40	前罩圈上静压传感器	0 ~ 136	kPa	0.2	0 ~ 5	CYG01
41	主油路瞬时油耗传感器	$0 \sim 20\,833 \times 10^{-7}$	m ³ /s	0.2	0 ~ 5	CL,GXR,GL
42	副油路瞬时油耗传感器	$0 \sim 1\,944 \times 10^{-7}$	m ³ /s	0.2	0 ~ 5	CL,GXR,GL
43	加力瞬时油耗传感器	$0 \sim 78\,333 \times 10^{-7}$	m ³ /s	0.2	0 ~ 5	CL,GXR,GL
44	蒸发槽瞬时油耗传感器	$0 \sim 8\,333 \times 10^{-7}$	m ³ /s	0.2	0 ~ 5	GXR,GL
45	主油路压力传感器	0 ~ 12.4	MPa	0.1	0 ~ 5	GY,BYR
46	副油路压力传感器	0 ~ 12.4	MPa	0.1	0 ~ 5	GY,BYR
47	加力主油路压力传感器	0 ~ 5	MPa	0.1	0 ~ 5	GY,BYR
48	蒸发槽燃油压力传感器	0 ~ 5	MPa	0.1	0 ~ 5	GY,BYR
49	主油路燃油温度传感器	- 50 ~ 150		0.5	0 ~ 5	BWH,GWR
50	加力燃油温度传感器	- 50 ~ 150		0.5	0 ~ 5	BWH,GWR
51	低压出口动态静压传感器	0 ~ 420	kPa	1	0 ~ 800	GGY,GGKY
52	高压出口动态压力传感器	0 ~ 3	MPa	1	0 ~ 800	CYG10
53	斜板角度传感器	0 ~ 45	(°)	1	0 ~ 5	FD4
54	进气口动态压力传感器	0 ~ 150	kPa	1	0 ~ 800	CYG01

10.3.2 综合传感器系统

上述的采集飞机和发动机性能、稳定性和操纵性数据的方法是分别使用单个传感器。每一次试飞都要根据新的试验要求组装测试仪器。因此飞行试验的复杂性大大增加。现在,已研究和开发了动态飞行试验和系统识别技术,对飞行试验采用了综合传感器系统。它是运用

惯性测量系统和高速数字计算机来获得飞机加速度、旋转速率和飞机姿态数据的。

综合传感系统通过一种能编制试验飞机的空气动力特性的格式来获取飞行试验数据,这些数据包括飞机性能、稳定性和操纵性,以及失速前和失速后的飞行品质。飞行试验计划所需要的测试数据主要包括:

- ① LTN-90 激光陀螺导航系统,它可以提供飞机高度、加速度、姿态变化率、方位余弦和速度(机身轴向速度)。采用串行数据总线传输。
- ② 风标,提供风标角度、总温、大气数据系统用的总、静压、静压源和侧滑角。
- ③ 推进系统,需测量转数、燃油流量、进气道中压力、温度、发动机排气温度和压力等,推进系统参数需计算推力、总重和重心。
- ④ 电位器,用于测量飞机操纵面位置。

表 10-8 列出综合传感器系统中有关发动机的基本传感器。综合传感器系统的设计特点和它同试验飞机的一体化组成如图 10-30 所示。设备包括:传感器系统,有信号调节设备、数据系统,有 A/D 转换器、微处理机和传感器系统的某些部分的状态控制。

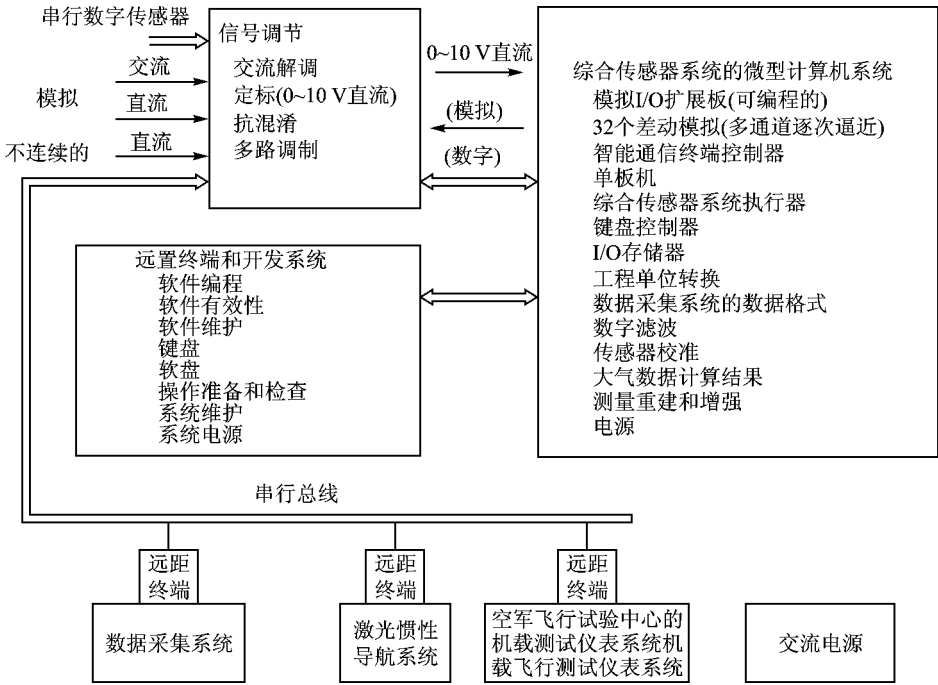


图 10-30 综合传感器系统框图

综合传感器系统都以数字式串行格式表示测量数据,或为数字的,或为模拟的。由综合传感器系统计算机完成算术和逻辑运算并执行综合传感器系统的功能要求的输入和输出操作。

系统的接口和其他数字式装置之间的信息传输要采用数据总线。要求有模/数转换器来转换传感器的模拟量,转换速率为每个参数每秒 200 次。

表 10-8 综合传感系统中有关发动机的基本传感器

参 数	范 围	精 度	数据速率
转 速	0 ~ 120%	1 转	50 次/s
发动机压比	35×10^5 Pa	1% 满量程	50 次/s
排气温度	0 ~ 1 500	2	50 次/s
喷管位置	0 ~ 100%	1% 满量程	50 次/s
燃油流量		1% 满量程	50 次/s

10.4 智能传感器

近年来,由于航空发动机瞬态过程研究的深入,瞬态温度、压力和应变的传感器获得很大发展,一种双线动态温度传感器可以装在涡轮 I 级导向叶片中,用以测量燃烧室出口的快速温度脉动,其测量误差小于 5%。光学高温计、光纤高温测量技术,使高温测量进入了一个新阶段。高性能、高灵敏度、高精度、高可靠性、适应各种环境的传感器的开发是当今传感技术的发展趋势之一。

传感器的另一发展趋势是与微处理机结合,即是传感器的智能化,这不仅可进一步提高传感器的测量性能,而且能扩展其功能,使其更加适应测量和控制自动化的要求。

智能传感器是一种带处理器的具有检测功能和信息处理功能的传感器,它又是传统传感器技术与大规模、超大规模集成电路技术相结合的产物。智能传感器在航空发动机试验和测试中可以进行高度复杂的测量和控制,这必将促进发动机试验技术的发展。

10.4.1 智能传感器工作原理和功能

图 10-31 示出智能传感器的原理框图。由于带有微处理器,所以除具有一般常规传感器的功能外,还具有如下所述的新功能。

- ① 自补偿功能,如非线性、温度误差、响应时间、噪声、交叉感应以及慢漂移等的补偿。
- ② 自诊断功能,如在接通电源时进行自检,在工作时实现运行检查、诊断测试,以确定哪一个组件有故障等。
- ③ 双向数字通信的功能,微处理器和主传感器具有双向数字通信功能。
- ④ 远程控制和设定量程的功能。

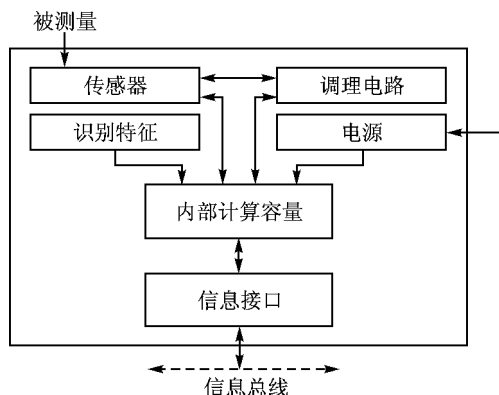


图 10-31 智能传感器原理框图

⑤ 数据存储和记忆的功能。

⑥ 数字量输出。由于具有自补偿能力和自诊断能力,因此其精度、稳定性、重复性和可靠性都将得到提高和改善;由于具有双向数字通信和远程设定的能力,因此在控制室就重新设定传感器的量程组态,而传感器又可反馈信息给控制室;由于具有存储和记忆功能,所以可以储存已有的各种信息。

智能传感器包括两部分:主传感器部分和其变送器部分,如图 10-32 所示。

主传感器执行下列三种基本功能:

- 用相应的传感器测量各种被测参数;
- 传感器的识别特征,并存储于可编程的只读存储器中;
- 将传感器计量特性存储在同一存储器中,以便于校准计算。

变送器部分完成下列三种基本功能:

- 为所有器件提供相应的电源;
- 用微处理器计算上述对应的存储器中的被测量,并校正传感器敏感的非被测量(寄生的);
- 通信网络以数字形式传输数据,并接收指令或数据。

此外,智能传感器还可以作为分布式处理系统的组成部分,受中央计算机控制。

1. 主传感器

智能传感器中的主传感器是应用于各个技术领域的不同类型的传感器。适用于和微处理器控制系统配套的传感器应作为重点发展和选用。主要有上述的谐振式传感器、由硅或石英刻蚀成形的微电子学传感器。这些新传感器的设计方法、材料和制造工艺、结构形式及其性能都比传统的模拟式传感器先进。硅材料的许多物理效应适合制作多种传感器,又易于和硅集

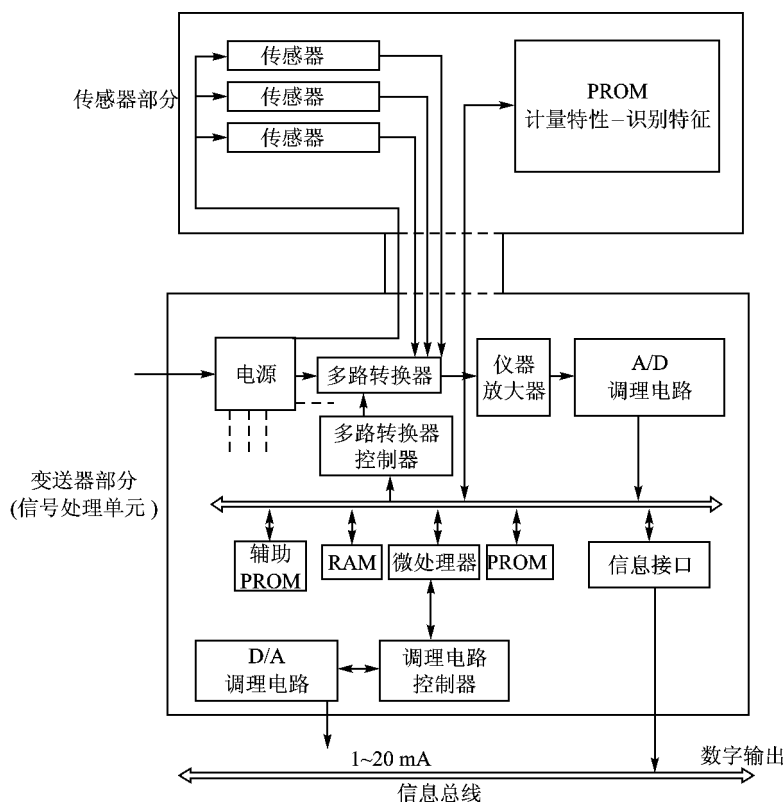


图 10-32 智能传感器功能构造简图

成电路单片集成,便于传感器和信号处理接口。因此,硅材料适合于制作智能传感器。

2. 智能传感器中的软件技术

智能传感器具有很强的实时处理功能,特别适合于动态测量时要求在几微秒内完成数据的采样处理、计数与输出的情况。智能传感器的性能优劣受软件设计控制。其软件设计主要包括:

(1) 标度转换

即是把被测信号转换成数字后再转换成工程值,如压力、温度和流量等,在转换成带有量纲的数据后才能运算、显示和打印输出。

(2) 数字调零

即是采用各种程序实现偏差(零点偏移、增益偏差和器件参数不稳定)校准,或进行漂移

和增益偏差的自动校正。自动校正可以在系统开机或每隔一定时间自动测量基准参数。

(3) 非线性补偿

即是对传感器的输入输出的非线性进行补偿和校正,以提高系统和精确度。以微处理器进行非线性补偿常采用插值方法,只要插值点数足够多,就可获得满意的线性度。

(4) 温度补偿

即是精确地建立温度误差的数学模型,以补偿检测系统中由于环境温度变化带来的误差。

(5) 数字滤波

即是为了进行精确测量和控制,通过数字滤波消除被测信号中的噪声和干扰,一般采用较简单的软件数字滤波方法可以有效地消除随机干扰。

10.4.2 典型智能传感器

1. 智能光电压力传感器

图 10-33 示出智能光电压力传感器,采用一个红外发光二极管和两个光敏二极管,通过光学方法来测量压力敏感元件(膜片)的位移。提供参考信号基准的光敏二极管和提供被测压力信号的光敏二极管制作在同一芯片上,因而受温度和老化变化的影响相同,可以消除温漂和老化带来的影响。

感压膜片所给出的电压信号 V_x 和参考电压信号 V_R 通过一比例积分式 A/D 变换器提供数字输出。由微处理器校正二极管的非线性、膜片的非线性。标定时,这些非线性特性存入 PROM(可程序的只读存取器)中并进行编程,在测量时即可通过微处理器作非线性校正。这种智能传感器引用了微处理技术,其综合精度一般优于 0.1%,重复性为 0.005%,可输出模拟信号和数字信号。

2. 智能差压传感器

图 10-34 示出智能差压传感器,由主传感器、微处理器和现场通信器组成。传感器采用扩散硅力敏元件,即在同一单晶硅芯片上扩散有可测压差、静压和温度的多功能传感器。该传感器输出的压差、静压和温度三个信号在 A/D 转换器内经前置放大器放大后,将数字信号送入微处理器,并进行温度、压力特性补偿,而待补偿的每个传感器的固有特性存在 PROM 中并进行编程。经处理后的数字信号再经 D/A 变换成 4~20 mA 的标准信号输出。

该传感器量程比可达 400:1 精度优于 0.1% FS;具有远程诊断功能,在控制室可设定量

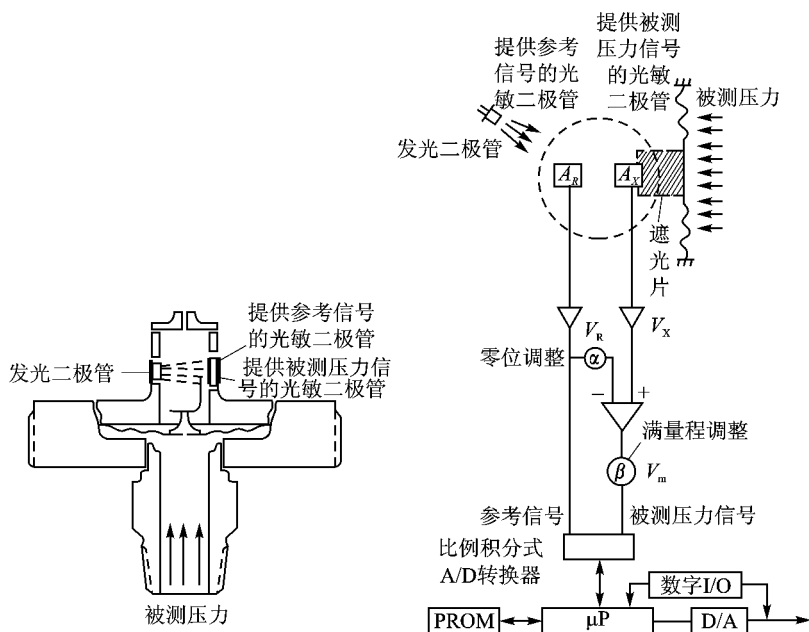


图 10-33 智能光电压力传感器

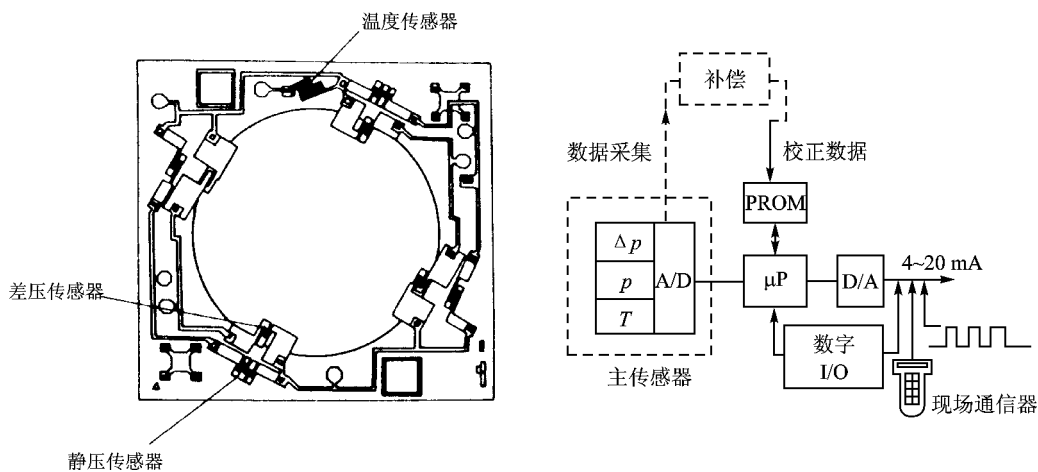


图 10-34 智能差压传感器

程比,选择输出方式,调整阻尼时间和零点调整 在现场通信器上可以调整变送器的流程位置、编号和测压范围,并且具有良好的温度和非线性补偿。

3. 其他智能传感器

① 智能位移传感器 (DWZ-1), 它是一种位移测量仪, 量程 $\pm 1 \text{ mV} \sim \pm 40 \text{ mV}$, 精度为 0.1% FS、0.3% FS、0.5% FS, 其功能有自校零, 可设定巡检时间, 可进行打印、绘图以及磁带记录, 32 通道模入可任意组合。

② 智能转矩转速传感器 (SZ), 它是一种转速转矩测量仪, 量程 $100 \sim 10\,000 \text{ Hz}$ 或 $0.3 \sim 25 \text{ kHz}$ 精度 0.1%, 动态通频带 25 kHz。它可以自校零, 设定自动开放辅助动力装置, 能超速报警和数据存储功能, 4 位数字显示, 可输出打印。

③ 智能流量传感器 (DZQB), 它是一种流量测量仪, 量程为 $0.1 \sim 1.6 \text{ MPa}$ 或 $0 \sim 100 \text{ t/h}$, 精度 $< \pm 1\%$, 具有自诊断, 对压力波动能进行自动补偿运算以及选择合适单位标度转换等。

其他还有智能称重传感器 (CDH 型)、传感器动静态智能测量仪等。

目前开发的智能传感器仍处于初级智能阶段。具有推理、策划、规划、决策、学习和创造的智能传感器将是传感器发展的长远目标。

习 题

10-1 发动机全流程参数测量中主要采用哪些传感器? 试用涡扇发动机为例, 描述各典型截面所用传感器类型及主要型号。

10-2 现进行燃烧室试验, 欲确定燃烧效率、出口温场, 试进行这样试验时需应用哪些传感器和受感部?

10-3 说明光纤压力传感器结构特点。

10-4 试归纳薄膜传感器的适用范围。

10-5 飞行试验用传感器主要测量哪些参数?

10-6 说明智能差压传感器的工作原理。

附表 1 标准大气表

H_q/m	$p_H/(Pa \times 10^5)$	T_H/K	$c/(m \cdot s^{-1})$	$\rho_H/(kg \cdot m^{-3})$	$v/(10^{-5}m \cdot s^{-1})$
0	1.013 25	288.16	340.3	1.225 0	1.460 7
1 000	0.898 75	281.65	336.4	1.111 6	1.581 3
2 000	0.794 99	275.14	332.5	1.006 5	1.714 8
3 000	0.701 11	268.64	328.6	0.909 13	1.863 0
4 000	0.614 01	262.15	324.6	0.819 13	2.027 9
5 000	0.538 99	255.15	320.5	0.736 12	2.211 8
6 000	0.470 66	249.1	316.4	0.659 69	2.417 4
7 000	0.409 61	242.6	312.3	0.589 50	2.647 9
8 000	0.355 14	236.2	308.1	0.525 17	2.907 2
9 000	0.306 68	229.7	303.8	0.466 35	3.199 7
10 000	0.263 71	223.2	299.5	0.412 71	3.530 6
11 000	0.225 77	216.7	295.1	0.363 92	3.906 4
12 000	0.192 84	216.7	295.1	0.310 83	4.573 6
13 000	0.164 71	216.7	295.1	0.265 48	5.354 8
14 000	0.140 67	216.7	295.1	0.226 75	6.269 4
15 000	0.120 15	216.7	295.1	0.193 67	7.340 3
16 000	0.102 63	216.7	295.1	0.165 42	8.594 0
17 000	0.097 65	216.7	295.1	0.141 29	10.062
18 000	0.074 87	216.7	295.1	0.120 68	11.780
19 000	0.063 98	216.7	295.1	0.103 07	13.793
20 000	0.054 62	216.7	295.1	0.088 04	16.148
21 000	0.046 67	216.7	295.1	0.074 87	19.060
22 000	0.039 90	216.7	295.1	0.063 73	22.480
23 000	0.034 14	216.7	295.1	0.054 28	26.493
24 000	0.029 28	216.7	295.1	0.046 27	31.199
25 000	0.025 04	216.7	295.1	0.039 47	36.714

附表 2 国产喷气燃料的技术数据

质 量 指 标			油 种		
			1 号	2 号	
密 度		kg/m ³	不小于	0. 775	0. 775
馏 程	初馏点		不高于	150	150
	10% 馏出温度		不高于	165	165
	50% 馏出温度		不高于	195	195
	90% 馏出温度		不高于	230	230
	98% 馏出温度		不高于	250	250
	残留量及损失量		%	不大于	2. 0
运动粘度 ν	20	m ² /s	不小于	$1. 25 \times 10^{-6}$	$1. 25 \times 10^{-6}$
	- 40		不大于	$8. 0 \times 10^{-6}$	$8. 0 \times 10^{-6}$
酸 度	mgKOH/100ml		不大于	0. 7	1. 0
结晶点			不高于	- 60	- 50
碘 值	g 碘/100 g		不大于	3. 5	4. 2
硫含量	%		不大于	0. 25	0. 25
硫醇性硫含量	%		不大于	0. 005	0. 002

参考文献

- 1 张宝诚,陈本柱,盛元生编著. 航空发动机试验技术. 北京:航空工业出版社,1989
- 2 王道荫主编. 迈向 21 世纪的航空科学技术. 北京:航空工业出版社,1994
- 3 方昌德主编. 世界航空发动机手册. 北京:航空工业出版社,1996
- 4 张宝诚,刘孝安. 航空发动机可靠性和经济性. 北京:国防工业出版社,1998
- 5 方昌德. 发动机在航空工业中的地位及费用统计. HY86003. 航空工业部科技情报研究所,1986
- 6 张宝诚. 航空发动机经济性研究. 中国航空工业第一、二集团公司,2001
- 7 郭昕. 俄罗斯连接式高空台高空模拟试验技术探讨. 航空发动机,1998, (4)
- 8 鞠云峰,崔仲尧,严成忠. 从分析国外航空发动机发展道路看我国航空发动机发展技术途径. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 9 田宝林,金新祥. 航空燃气涡轮发动机研制道路. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 10 郭成林,金新祥. 英国航空燃气涡轮发动机的研制与发展. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 11 陈昭盛. 美国航空发动机的研制与发展. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 12 杨铁兰. 论试验设备在发展航空动力中的重要地位. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 13 方昌德. 发动机研制程序及几个有关问题. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 14 靳宝林,郑永成. F100 发动机的研究和发展. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 15 张宝诚,陈本柱,盛元生. 航空发动机新试验项目和新测试技术. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 16 傅孙靖. 航空燃气涡轮发动机新材料和新工艺的发展趋势. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 17 赵书杰. 2000 年航空发动机材料的发展. 见:航空航天工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编(第一册),1993
- 18 航空空气喷气发动机试验. 姚文江,张春霞,彭友梅,周涌祥译. 北京:国防工业出版社,1982

- 19 国防科工委军标出版发行部. GJB241—87 国家军用标准——航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范,1987
- 20 国防科工委军标出版发行部. GJB242—87 国家军用标准——航空涡轮桨和涡轮轴发动机通用规范,1987
- 21 方昌德,艾青. 国外航空发动机发展途径的技术和经济浅析. 见:中国航空工业总公司发动机专业信息中心编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1998
- 22 美国军用标准 MIL—E—87231. 航空涡轮喷气发动机军用规范. 北京:航空航天工业部第三〇一研究所,1989
- 23 美国军用标准 MIL—E—5007D. 美国航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范. 北京:航空工业部第三〇一研究所,1976
- 24 张宝诚. 多学科在航空推进技术中的应用. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1996
- 25 方昌德. 推重比 10 一级涡轮发动机技术发展. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1997
- 26 熊春燕,陈炳贻. 制造技术和材料科学在航空发动机中的应用. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1996
- 27 方昌德. 综合高性能涡轮发动机技术 (IHPTET) 计划跟踪研究. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1996
- 28 张宝诚. T_4^* 1 850 ~ 2 000 K 的气冷涡轮叶片的技术发展. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1996
- 29 唐相碧,方昌德. 未来的试验技术、试验设备和试验方法的预测. 国外航空技术——发动机,1983
- 30 方昌德,马振. 美国和欧洲民航发动机适航性规范比较. 国外航空技术——发动机,1983
- 31 徐黎光. 90 年代的战斗机动力装置. 航空发动机参考资料,1987 (2)
- 32 丁汉哲主编. 试验技术. 北京:机械工业出版社,1983
- 33 冯凯昉主编. 工程测试技术. 西安:西北工业大学出版社,1997
- 34 方昌德. 美国空军航空涡轮发动机的研究和发展计划及最近进展. 国外航空技术——发动机,1986 (1)
- 35 周晓青. 新型航空动力——桨扇发动机. 国外航空技术——发动机,1986 (1)
- 36 马振,方昌德. 美国战斗机发动机规范要求. 国外航空技术——发动机,1983 (3)
- 37 张宝诚. 环形燃烧室出口温度分布系数的研究. 见:中国工程热物理学会编. 燃烧学学术会议论文集,874428,1987
- 38 王秀泽. 正交设计在航空发动机起动调试中的应用. 航空发动机,1985

- 39 西北工业大学编. 航空发动机气动参数测量. 北京:国防工业出版社,1983 17~23
- 40 贾民平,张洪亭,周剑英主编. 测试技术. 北京:高等教育出版社,2001
- 41 肖国树主编. 航空发动机设计手册. 第五册. 北京:航空工业出版社,2001 336~352
- 42 樊丁,徐启华,杨生发. 航空发动机试车台计算机测控软件功能、设计原理及实现. 见:西北工业大学 709 教研室编,2001
- 43 许建东,刘万学. 航空发动机试车台计算机监控系统软件. 空军工程学院硕士研究生论文集,2000
- 44 杨连善,苏长莱,梁恺. 航空测试系统实用手册. 见:中国航空工业总公司航空测控系统编委会编. 北京:航空工业出版社,1997
- 45 于文怀,宋宝玉,张树江等. 装配试车技术. 北京:科学出版社,2002
- 46 刘大响,叶培梁,赵景芸等. 航空发动机设计手册. 第 7 册. 北京:航空工业出版社,2000 122~189
- 47 叶培梁,李介玉. 发动机进口温度畸变的发展及其技术研究. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 48 叶巍,杨权,叶培梁. 航空发动机扩大稳定性裕度装置及其试验评定技术. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1997
- 49 美国军用标准 MIL-STD-1783. 发动机结构完整性大纲. 北京航空发动机规范办公室,航空工业部第 301 研究所,1988
- 50 沈丙炎. 航空发动机结构完整性概论. ENSIP 参考资料(一). 航空工业部第 606 研究所,1987
- 51 朱筱云. NASA 航空推进研究的先进测试技术. 国际航空,1987(2)
- 52 汪增彦. 关于采用国际通用的 150 小时定型试车的探讨. 航空发动机延寿会议技术报告选编. 航空工业部第 628 研究所,1982
- 53 伊峰,郑旭东. 俄罗斯航空发动机加速任务试车的若干问题. 见:中国航空工业沈阳发动机设计研究所编. 航空发动机振动与寿命技术文集,2000
- 54 陈光,洪其麟,顾镇中. 航空发动机设计手册. 第 3 册. 北京:航空工业出版社,2000: 400~428
- 55 熊昌炳. 发动机加速任务试车寿命的可靠性研究. 见:航空工业部发动机专业情报中心编. 航空发动机研究报告,1986
- 56 陶琴华. 航空发动机加速模拟试车的分析研究. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编. 1994
- 57 程德金. 飞机发动机的使用与加速任务试验. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 58 朱新桂. 国外军用发动机加速任务试验介绍. 见:中国航空工业总公司编. 航空发

动机科技信息研究报告选编,1994

- 59 毛永昌. 加速模拟试车在涡扇、涡喷发动机中的应用. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 60 汪增彦. 涡扇 8 发动机的 150 小时等效试车. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 61 Wilson, R Taylor. Accelerated Mission Endurance Testing. Aeronautical System Division (ASD/Yzee). Wright-Patterson Air Force Base,1981
- 62 陈茂榕、许增甲主编. 王通北主审. 机匣结构强度试验. 见:航空工业部第六研究院编. 航空发动机强度设计、试验手册,1984
- 63 王通北,成乐中. 航空发动机主轴的疲劳试验. 见:航空工业部第 606 研究所编. 发动机寿命研究专题资料之一,1982
- 64 刘湘生主编. 王铎,宋兆泓主审. 轮盘强度试验. 见:航空工业部第六研究院编. 航空发动机强度、试验手册,1984
- 65 乔文道. 国内外航空发动机环境和吞咽发展概况. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 66 艾贻人. 航空发动机振动监控标准研究. 见:中国航空工业沈阳发动机设计研究所编. 航空发动机振动与寿命技术文集,2000
- 67 航空发动机的振动分析. 高月雷,徐秉伟译. 张元周校. ISABE—89—7068. 见:中国航空工业沈阳发动机设计研究所编. 航空发动机振动与寿命技术文集,2000
- 68 李宝凤,杨士杰. 航空发动机整机振动测量技术的进展及其应用. 见:中国航空工业沈阳发动机设计研究所编. 航空发动机振动与寿命技术文集,2000
- 69 林基恕,常春江主编. 航空发动机设计手册. 第 12 册——传动及润滑系统. 北京:航空工业出版社,2000 528 ~ 530
- 70 钱笃元,周拜豪主编. 航空发动机设计手册. 第 8 册——压气机. 北京:航空工业出版社,2000 413 ~ 427
- 71 胡正义,江义军,赵清杰主编. 航空发动机设计手册. 第 9 册——主燃烧室. 北京:航空工业出版社,2000 437 ~ 481
- 72 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国,严传俊,赵坚行. 高性能航空燃气轮机燃烧技术. 北京:国防工业出版社,2002 524 ~ 560
- 73 盛森芝,徐月亭,袁辉靖. 相位多普勒粒子分析仪 (PDPA) 的新发展. 日新月异的现代流动测量技术. 北京大学特赛流动测量中心. 2000
- 74 黄庆南,刘泽秋等主编. 航空发动机设计手册,第 10 册. ——涡轮. 北京:航空工业出版社,2001 285 ~ 311
- 75 刘思永,卢聪明. 超跨音速对转涡轮试验台. 航空动力学报,2002,17 (4)

- 76 杨开田,张孝先主编. 航空发动机设计手册(第11册)——加力燃烧室. 北京:航空工业出版社,2001 452~454
- 77 季鹤鸣. 新一代歼击机发动机加力燃烧室技术特点分析. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1995
- 78 张仁. 航空发动机先进的推力转向/推力反向喷管的技术发展研究. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 79 Bursey R, Dickinson R. Flight Test Results of the F-15 SMTD Thrust Vectoring/Thrust Reversing Exhaust Nozzle. 26th joint Propulsion Conference AIAA-90~1906
- 80 孟庆明,方昌德. 推力矢量飞行/推力综合控制技术研究报告. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1998
- 81 王艳平,邢雁等. 轴对称矢量推力排气系统试验研究. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1998
- 82 刘文兴,张绍基. 推力矢量喷管及其控制技术. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1998
- 83 John G Taylor. Static Investigation of a Two-Dimensional Convergent-Divergent Exhaust Nozzles with Multiaxis Thrust-Vectoring Capability. NASA TP-2973,1990
- 84 刘大响,叶培梁主编. 航空发动机设计手册(第7册)——进排气装置. 北京:航空工业出版社,2000 225~256,300~308
- 85 张绍基,周世恒. 国外航空发动机全功能数字式电子控制器图册. 航空航天工业部第606研究所,1990 2~6,48~52
- 86 改善发动机控制可靠性的解析冗余设计最终评述. 张宝诚译. 见:中国航空总公司编. 国外航空发动机可靠性及寿命译文集. 第三集,1993
- 87 周汉忠,刘大响. 我国第一座连续气源航空发动机高空模拟试车台. 见:中国航空工业总公司编. 中国航空科技报告(HK98023),1998
- 88 Holmes M, Booker P G, Watts B M. Data Acquisition and Processing in Sea-Level Test Beds. N84-25730,AGARD-LS-132
- 89 刘丹,陆连生. 国外航空发动机高空台试验研究. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编. 1994
- 90 卢传义,杜鹃龄. 世界各国高空台发展的特点分析. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编. 1994
- 91 胡九生. 高空模拟试车台和飞行试验台在航空发动机研制中的地位和作用. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 92 恽起麟. 风洞实验. 北京:国防工业出版社,2000 295~304
- 93 李振西. 航空发动机飞行试验台试验. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科

技信息研究报告选编, 1994

- 94 李振西. 发动机飞行试验台试验在发动机研制中的作用. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编, 1994
- 95 杜鹤龄. 高空台在新机研制中的地位及国内外现状. 航空工业部, 第 624 研究所, 1987
- 96 程德金. 发动机载荷谱的研究与进展. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编, 1994
- 97 张明恩, 张宝诚. 航空发动机载荷谱对寿命的影响. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编, 1994
- 98 朱朝栋. 飞行载荷谱及其在航空发动机研制、定寿中的地位与作用. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编, 1994
- 99 戚忠旭. RP-6 煤油在歼 6 上试飞研究报告. 航空工业部飞行试验研究所, 1983
- 100 刘孝安. 压气机流场动态测量新技术. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集, 1993
- 101 张宝诚. 湍流反应流的激光测量和随机模拟. 航空发动机新技术文集, 中国航空工业总公司, 1993
- 102 朱德忠. 热物理激光测试技术. 北京: 科学出版社, 1990 386 ~ 389, 421 ~ 428, 461 ~ 465
- 103 周世恒. 光学高温测量法. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集, 1993
- 104 Berns W, Fottner L. Experimental Analysis of The Dynamic Performance of Turbojet Engines. ISABE91-7027
- 105 张宝诚. 涡轮温度传感器. 见: 中国航空发动机总公司编. 航空发动机新技术文集, 1993
- 106 张宝诚. 采用拉曼相干反斯托克斯光谱仪测量加力或喷气发动机排气温度和成分. 见: 中国航空发动机总公司编. 航空发动机新技术文集, 1993
- 107 杜春祥. 应用红外技术测量发动机加力燃烧室出口温度. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集, 1993
- 108 蒋浩康, 李雨春, 陈矛章. 研究转子内流动的大尺寸轴流压气机试验装置和动态测量技术. 航空动力学报, 1992, 7 (1)
- 109 周世恒. 涡轮进口温度光纤测量系统. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集, 1993
- 110 张宝诚. 高温应变测量系统. 见: 中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集, 1993

- 111 吴昌明,赵全春等. 五孔探针在多级轴流压气机级间测试中的应用. 航空发动机, 1989 (2)
- 112 周世恒. 运转中的燃气轮机转子叶尖间隙测量. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机可靠性文集(第六集),1999
- 113 张宝诚. 燃气轮机叶尖间隙测量新技术. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集,1993
- 114 赵允炎,丁戈. 快速响应动态尖劈探针的研制及其在高速试验压气机上的应用. 航空发动机,1992 (6)
- 115 夏联,顾杨,马存宝. 多级轴流压气机失速/喘振的测量及数据处理. 燃气涡轮试验与研究,1993 (3)
- 116 沈培英. 多级压气机失速喘振监测技术. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集,1993
- 117 张宝诚. 热线用于测量螺旋桨风扇的下游流动. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集,1993
- 118 胡晓煜,方昌德. 动态燃气温度测量系统. 见:中国航空工业发展研究中心编. 航空涡轮发动机热端技术(HOST)文集,2002
- 119 王为颂. 航空发动机智能测试系统试验研究. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集,1993
- 120 郑克扬等. 发动机动态压力畸变数据采集处理系统方案研究. 燃气涡轮试验与研究. 1997 (3)
- 121 齐亦农,李承辉,赵刚. 发动机进口瞬态温度场测试技术. 航空发动机,1999 (3)
- 122 余仁杨. 飞行试验遥测地面站(FTTGS)方案和 QUAD7 系统(上、下). 遥测遥控, 1993,14 (2,3)
- 123 史长捷. 美国遥测地面站的发展近况. 遥测遥控,1993,14 (2)
- 124 朱宝华,赵华,尚山. Y19—1 飞机飞行试验数据采集系统. 遥测遥控,2000,21 (1)
- 125 齐亦农,李承辉,赵刚. 高负荷双级跨声速风扇转子叶尖区域激波结构测量技术. 见:中国航空工业沈阳发动机研究所编. 建所四十周年科技论文选编, 2001
- 126 Grant T Patlerson, Edward C Dorman, Slon W R. The Gas Turbine Test Facility in The Information Age. Proceeding of ASME TURBOEXPO 2000 Munich Germany, ASME 2000—GT—7
- 127 郭虹,艾延亭,盛元生. 数据采集与处理. 北京:航空工业出版社,1999 93~95
- 128 黄素逸. 动力工程现代测试技术. 武汉:华中科技大学出版社,2001 461~472
- 129 V2500 发动机状态监控和性能分析软件系统评述. 王庆春译. 见:中国航空工业总公司编. 国外航空发动机可靠性及寿命译文集(第6集),1998

- 130 葛雪莉,徐志晖,任文成. 涡轮叶片振动监测系统. 见:中国航空工业沈阳发动机设计研究所编. 航空发动机振动与寿命技术文集,2000
- 131 田忠贤,王强. 涡轮发动机紧急故障的监控器. 见:中国航空工业沈阳发动机设计研究所编. 航空发动机振动与寿命技术文集,2000
- 132 乔影,张聪. 用神经网络进行发动机监控. 见:中国航空工业沈阳发动机设计研究所编. 航空发动机振动与寿命技术文集,2000
- 133 刘芳,景国光. 军用发动机数据库系统. 空军第一研究所二室专题研究报告. 2003
- 134 吴志真,吴行章. 航空发动机工程数据库的设计与应用. 中国航空学会第三届动力年会,CSAA 93—P—140 (P),1993
- 135 李振西. 美国空军发动机状态监控系统的发展及试验. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 136 张绍基. 国外航空发动机状态监视系统的技术发展研究. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编,1994
- 137 Spina P R, Torella G. The use of Expert Systems for Gas Turbine Diagnostics and Maintenance. Proceeding of ASME Turbo EXPO 2002, Amsterdam, 2002
- 138 雷勇,吴志真. 试验数据库的设计与开发. 西北工业大学专题研究报告. 2001
- 139 郭淑芬,关向凯. 航空发动机数据库系统特殊性的研究. 航空发动机,1998 (4)
- 140 王伟,赵国权,于树宏. 航空发动机维修成本数据库的建立与应用. 民航科技,2001 (3)
- 141 Mark J Embrechts, Aarom L Schweizerhof. Neural Network Modeling of Turbofan Parameters. Proceedings of ASME Turbo EXPO 2000, May8-11. 2000, Munich, Germany 2000—GT—0036
- 142 刘辉,陈菊芳. 涡喷、涡扇发动机故障数据库. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编. 1995
- 143 龚继鹏,李晓华. 航空涡轴、涡桨发动机故障数据库. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机科技信息研究报告选编. 1995
- 144 王道平,张义忠著. 故障智能诊断系统的理论与方法. 北京:冶金工业出版社,2001 33~45
- 145 贾永年主编. 计算机在测控网中的应用. 北京:国防工业出版社,2000 189~195
- 146 Lawrence C. An Overview of Three Approaches Aeropropulsion Simulations. NASA TM 107443.
- 147 朱守信,张晨宁. 推进系统数值仿真概念设计. 见:中国航空第一、二集团公司编. 航空推进系统仿真研讨会文集,2001
- 148 康勇,蔡毅,詹孟萱. 航空发动机仿真技术发展途径探讨. 见:中国航空第一、二集

团公司编. 航空推进系统仿真研讨会文集,2001

- 149 张宝诚. 航空发动机燃烧室数值模拟现状与发展. 见:中国航空第一、二集团公司编. 航空推进系统仿真研讨会文集,2001
- 150 唐世健,李健民,王戈一. 涡扇发动机模型计算程序. 燃气涡轮试验与研究. 2000, 13 (1)
- 151 梁春华,蔡晓钟. 推进系统数值仿真——一种交叉学科方法. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机计算机辅助设计系统计算机仿真专集,1995
- 152 马晓锐,尹晓东. 燃气涡轮发动机仿真专家系统. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机计算机辅助设计系统计算机仿真专集,1995
- 153 孙希任,梁恺,孙世贵主编. 见:中国航空工业总公司,航空传感器实用手册编委会编. 航空传感器实用手册. 北京:机械工业出版社,1997 114 ~ 135,664 ~ 667
- 154 方昌德. 先进高温热通量传感器的研制. 见:中国航空工业发展研究中心编. 航空涡轮发动机热端技术 (HOST) 文集,2002
- 155 张宝诚. 薄膜温度传感器的研制及制造工艺. 见:中国航空工业总公司编. 航空发动机新技术文集,1993