

飞机飞行控制技术丛书

自动飞行控制系统

Automatic Flight Control System

申安玉 申学仁 李云保 等编著

国防工业出版社

· 北京 ·

图书在版编目(CIP)数据

自动飞行控制系统/申安玉等编著. —北京 :国防工业出版社 2002. 9

(飞机飞行控制技术丛书)

ISBN 7-118-02858-4

I. 自... II. 申... III. 飞机 - 自动飞行控制 - 飞行控制系统 IV. V249.122

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2002)第 032946 号

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

北京奥隆印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 850 × 1168 1/32 印张 8½ 208 千字

2002 年 9 月第 1 版 2002 年 9 月北京第 1 次印刷

印数 1—3000 册 定价 20.00 元

(本书如有印装错误 我社负责调换)

致 读 者

本书由国防科技图书出版基金资助出版。

国防科技图书出版工作是国防科技事业的一个重要方面。优秀的国防科技图书既是国防科技成果的一部分,又是国防科技水平的重要标志。为了促进国防科技和武器装备建设事业的发展,加强社会主义物质文明和精神文明建设,培养优秀科技人才,确保国防科技优秀图书的出版,原国防科工委于1988年初决定每年拨出专款,设立国防科技图书出版基金,成立评审委员会,扶持、审定出版社国防科技优秀图书。

国防科技图书出版基金资助的对象是:

1. 在国防科学技术领域中,学术水平高,内容有创见,在学科上居领先地位的基础科学理论图书;在工程技术理论方面有突破的应用科学专著。
2. 学术思想新颖,内容具体、实用,对国防科技和武器装备发展具有较大推动作用的专著;密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的高新技术内容的专著。
3. 有重要发展前景和有重大开拓使用价值,密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的新工艺、新材料内容的专著。
4. 填补目前我国科技领域空白并具有军事应用前景的薄弱学科和边缘学科的科技图书。

国防科技图书出版基金评审委员会在总装备部的领导下开展工作,负责掌握出版基金的使用方向,评审受理的图书选题,决定资助的图书选题和资助金额,以及决定中断或取消资助等。经评审给予资助的图书,由总装备部国防工业出版社列选出版。

国防科技事业已经取得了举世瞩目的成就。国防科技图书承

担着记载和弘扬这些成就 ,积累和传播科技知识的使命。在改革开放的新形势下 ,原国防科工委率先设立出版基金 ,扶持出版科技图书 ,这是一项具有深远意义的创举。此举势必促使国防科技图书的出版随着国防科技事业的发展更加兴旺。

设立出版基金是一件新生事物 ,是对出版工作的一项改革。因而 ,评审工作需要不断地摸索、认真地总结和及时地改进 ,这样 ,才能使有限的基金发挥出巨大的效能。评审工作更需要国防科技和武器装备建设战线广大科技工作者、专家、教授 ,以及社会各界朋友的热情支持。

让我们携起手来 ,为祖国昌盛、科技腾飞、出版繁荣而共同奋斗 !

国防科技图书出版基金
评审委员会

国防科技图书出版基金
第四届评审委员会组成人员

名誉主任委员 陈达植

顾 问 黄 宁

主 任 委 员 殷鹤龄

副主任委员 王 峰 张涵信 张又栋

秘 书 长 张又栋

副 秘 书 长 崔士义 蔡 镭

委 员 于景元 王小谟 甘茂治 冯允成

(按姓名笔画排序) 刘世参 杨星豪 李德毅 吴有生

何新贵 佟玉民 宋家树 张立同

张鸿元 陈火旺 侯正明 常显奇

崔尔杰 彭华良 韩祖南 舒长胜

序 一

新中国航空工业历经五十年的艰难创业,经历了由仿制到自主研发的历程,取得了令人瞩目的成就。《飞机飞行控制技术丛书》就是众多成果之一,它的编著出版,从一个侧面反映出我们在这个领域的水平。在进入 21 世纪、实现航空工业跨越式发展的进程中,这套丛书必将发挥积极的作用。

飞行控制系统是飞机的重要组成部分;飞行控制系统的水平对飞机的性能和安全性起着决定性的作用。对飞行控制系统的技术研究一直受到各航空发达国家的高度重视。我国航空界也卓有成效地开展了这一领域的研究,研制和生产了各种类型的飞行控制系统,满足了飞机研制的需要,并积累了丰富的经验。

《飞机飞行控制技术丛书》是我国航空工业界、科技界和教育界一大批专家、学者、科研人员和管理人员团结合作的劳动结晶。他们历时多年,克服了许多困难,在认真总结我国在飞行控制技术的理论研究和工程实践的基础上,完成了这套丛书的编著。实践证明,产学研相结合是我们开展科技创新、发展航空科技的重要途径,也是联合编著科技著作、促进人才培养的有效手段。在对参与此书策划和编著的全体人员表示祝贺的同时,我要对他们付出的辛勤劳动表示衷心的感谢,还要向参与飞机飞行控制系统科学研究活动、对本书提供丰厚的实践背景的广大科技人员表示衷心的感谢。

我还要特别感谢国防科技图书出版基金对此书出版的资助,

这是航空科技界得到该基金支持的第一部著作,这一支持将鼓舞我们继续努力,编著更多更好的航空科技专著。

中国航空工业第一集团公司 常务副总经理
中国航空研究院 院长

A handwritten signature in black ink, appearing to read '张忠' (Zhang Zhong), written in a cursive style.

2001年7月13日

序 二

《飞机飞行控制技术丛书》是由中国航空学会飞行器控制与操纵专业委员会提出建议、原中国航空工业总公司机载设备局支持和资助而开始编著的。在机载设备局领导下,专业委员会组建了编委会,具体组织了编著工作。1999年航空工业管理体制变革后,中国航空工业第一集团公司科技发展部继续支持了该项工作,并和中国航空学会飞行器控制与操纵专业委员会及本丛书编委会,共同组织完成了本丛书的编著。本丛书的出版得到了国防科技图书出版基金的资助,使这套丛书得以出版面世,获得圆满的结果。中国航空工业第一集团公司常务副总经理、中国航空研究院院长杨育中为本书撰写了序言。

编著这套丛书的目的是:总结我国自行研制和发展飞行控制系统的经验与成果,并归纳出设计研制现代飞行控制系统的主要技术和一般规律,为我国航空技术的持续发展提供系统的理论与实践知识。

全书按不同主题分为七册,详细阐述飞行控制系统设计、研制和试验验证的全貌。各册内容相对独立、完整。

《飞机飞行品质》着重阐述飞机的飞行品质及其评价准则与评估技术,以及人一机闭环特性、起飞着陆、大迎角飞行特性及其品质评价。

《飞行操纵与增强系统》论述飞行操纵与增强系统的设计与研制,在机械式飞行操纵系统的基础上着重介绍动力操纵系统、稳定与控制增强系统的设计技术,分析研究使用中出现的关键技术问题及其解决方法。

《自动飞行控制系统》主要阐述飞机的姿态控制与轨迹控制、自动油门速度控制及与航空电子设备的交联,实现多功能自动飞行控制。

《电传飞行控制系统》主要阐述电传飞行控制系统的设计与应用。电传飞行控制系统是现代飞机先进性的标志之一,本册以电传/主动控制系统的科研实践为依据,阐述电传飞行控制系统的主要设计技术和工程开发规律,突出数字技术与余度技术的应用。

《飞行控制系统的地面与飞行试验》着重阐述各类地面与飞行试验的关键技术,包括试验计划的制订、测试设备的配置和试验数据的处理与分析。

《先进飞行控制系统》着重论述作为现代飞行控制技术发展基础的现代控制理论的发展与应用,重点分析了七种典型新系统的构成、应用及其关键技术。

《飞行控制系统的分系统》着重论述飞行控制系统的关键分系统,包括新型传感器分系统、计算机分系统、余度伺服作动器分系统及自动检测、显示分系统的研制与试验技术。

本书由直接从事飞行控制系统研制和开发的厂所专家和长期从事该领域科研教学的高校教授联合编著。整套丛书七个主题的配置,兼顾了研制实践经验的积累与高新技术的发展,它与一般的以基础理论为主的教科书有明显的区别。

本丛书内容丰富、新颖、实用、系统,体现我国飞行控制技术的实际水平,有明显的特色和应用价值。

本书的读者对象为广大的航空科技人员、教师、本专业本科生与研究生,以及相关部门(部队、基地等)的工程技术人员和管理人员,亦可作为飞行控制技术培训班、高研班的参考书。

本丛书的出版由国防科技图书出版基金资助,特再次表示致谢。对关心和支持本书编著出版的所有领导和同仁一并致以衷心的感谢。特别是[韩宽庆]、陈法善、孙瑞坤、蒋龙潭、李京生等同志,为本书的策划立项、编著出版和组织领导做出了贡献。张鸿元同志积极推荐此书,国防科技图书基金办崔士义同志鼎力支持,没有

他们的努力,此书是不可能出版发行的。尤其要提及的是,在编著过程中,冯亚昌等同志在日常工作中做了大量工作,付出了辛勤劳动。

编著这样一套丛书,技术难度很大,加之编著经验不足,多人并行工作,不当、不妥和风格不尽统一的问题在所难免,恳切希望广大读者指正。

《飞机飞行控制技术丛书》编委会

2001年7月13日于北京

飞机飞行控制技术丛书编委会成员名单

主任委员 郭锁凤 阎治孝

副主任委员 李 明 李沛琼 肖顺达 吴厚道 陈 今

金淑惠 李文俊 张聚恩 张新国

委 员 冯亚昌 谢文国 陈传德 高金源 施继增

申安玉 宋翔贵 张德发 刘 林 张 晶

李陆豫 郭恩友 王永熙 申学仁 李云保

叶胜利 申功璋 吴成富 崔士义 张鸿元

张林昌 梁东山 王 非 张汝麟 郭葆昌

王复华

各分册主/副编、主审人名单

分 册	主 编	副主编	主审人
飞机飞行品质	高金源	李陆豫 冯亚昌	李 明
飞机操纵与增强系统	施继增	王永熙 郭恩友	陈 今
自动飞行控制系统	申安玉	申学仁 李云保	王 非
电传飞行控制系统	宋翔贵	张新国	张汝麟
飞行控制系统的地面与飞行试验	张德发	叶胜利	李 明
先进飞行控制系统	郭锁凤	申功璋 吴成富	张明廉
飞行控制系统的分系统	刘 林	郭恩友	王永熙 谢克嘉

前 言

本书是为总结国内近 30 多年来自动飞行控制系统(AFCS)研制的工程实践经验而编写的。其目的是使从事自动飞行控制系统设计和研制的工程技术人员了解系统研制工程实践中应遵循的程序和经验。特别是对于刚进入飞行控制系统研制工作岗位的大学本科以上的毕业生,通过对本书的阅读,可解决如何尽快进入研制角色的问题,避免或少走弯路。

全书主要包括国内已涉足的自动飞行控制系统研制的主要内容,力求深入浅出地阐述其构成原理和主要设计思路。并注意使其具有一定的系统性。对于专业理论和教科书中讲述较多的理论推导问题,本书力求避免重复,而采用拿来主义的办法。写作的重点是实际设计应用和如何应用。

全书共分为 7 章:第 1 章介绍自动飞行控制系统发展简史;第 2 章概要介绍系统的设计要求;第 3 章到第 5 章分别介绍自动驾驶仪系统及自动飞行控制系统各分系统的工作模态、工作机理和控制律设计;第 6 章介绍系统与部分机载设备的交联关系;第 7 章介绍研制阶段的系统试验。各章之间在系统上互相联系,又各具有相对的独立性,读者可根据需要选读其中一部分内容。

本书由申安玉任主编,申学仁、李云保任副主编。其中:第 1 章由肖顺达编写;第 2 章由申安玉、申学仁、谢强、赵长富、张志英和孔祥梅编写;第 3 章由王敏文、左玲编写;第 4 章由申安玉和岳保康编写;第 5 章由涂云鹤、李勇和申安玉编写;第 6 章由申安玉和申学仁编写;第 7 章由赵玉、李云保编写;陈景辉和胡春琦参加了部分编写工作;李清秀和时建蓉为全书绘制了插图。飞行自动控制研究所对本书的编写给予了大力支持。在编写过程中,西北

工业大学肖顺达教授、金西岳教授和吴成富副教授,北京航空航天大学冯亚昌教授以及南京航空航天大学郭锁凤教授提出了许多宝贵的修改意见,特别是王非研究员对全书进行了审阅,并提出了宝贵的修改意见,在此一并致谢!

本书是我国有关厂、所、院校从事飞行控制系统工程研制的人员写书的第一次尝试,不妥之处在所难免,敬请读者不吝赐教。

目 录

第1章 绪 论	1
第2章 自动飞行控制系统设计要求	5
2.1 自动飞行控制系统的研制内容	5
2.2 自动驾驶仪系统	6
2.2.1 自动驾驶仪的功能	6
2.2.2 自动驾驶仪的分类	7
2.2.3 自动驾驶仪的基本组成	8
2.2.4 自动驾驶仪的辅助分系统	8
2.2.5 自动驾驶仪的工作原理	9
2.3 系统设计的基本要求	12
2.3.1 研制阶段的划分及各阶段的主要工作内容	12
2.3.2 对系统的基本要求	14
2.3.3 飞行控制计算机的设计要求	18
2.3.4 伺服作动系统的设计要求	26
2.3.5 传感器的选择与安装要求	29
2.3.6 软件设计	38
第3章 自动驾驶仪的控制律设计	42
3.1 设计综述	42
3.1.1 仿真设备	42
3.1.2 控制律仿真软件	42
3.1.3 自动驾驶仪系统结构分析	48
3.2 纵向自动驾驶仪模态控制律设计	49
3.2.1 纵向自动驾驶仪的内回路	49
3.2.2 纵向自动驾驶仪的设计方法	50

3.2.3	俯仰姿态保持/控制模态控制律设计	51
3.2.4	俯仰自动改平与低高度拉起模态控制律设计	61
3.2.5	高度保持/控制模态的控制律设计	64
3.2.6	空速(Ma 数)的保持与控制	72
3.2.7	高度滤波和海浪滤波器	76
3.3	横侧向自动驾驶仪模态控制律设计	79
3.3.1	横侧向自动驾驶仪基本功能要求	79
3.3.2	横侧向自动驾驶仪基本性能要求	79
3.3.3	横侧向自动驾驶仪的内回路	80
3.3.4	倾斜姿态保持/控制模态	81
3.3.5	倾斜姿态自动改平和航向保持/控制模态 控制律设计	83
3.4	导航模态控制律参数选择	88
3.5	协调转弯与高度补偿	90
3.6	自动驾驶仪的淡化处理	92
第4章	航迹控制系统	95
4.1	自动进场与自动着陆系统	95
4.1.1	发展概况	95
4.1.2	系统的主要技术要求	99
4.1.3	自动进场与自动着陆系统设计	102
4.2	自动导航控制	118
4.2.1	侧向导航控制(LNAV)	119
4.2.2	垂直导航控制(VNAV)	127
4.3	自动地形跟随系统	127
4.3.1	自动地形跟随控制律设计	129
4.3.2	自动地形跟随安全保障措施	148
第5章	其他类型的自动飞行控制系统	150
5.1	自动油门系统	150
5.1.1	系统的组成和工作原理	150
5.1.2	自动油门系统设计	154

5.1.3	控制律设计	157
5.1.4	仿真	161
5.2	飞行指引系统	162
5.2.1	系统的组成、功能及工作原理	162
5.2.2	控制律设计	175
5.3	自动配平系统	188
5.3.1	俯仰自动配平	188
5.3.2	俯仰自动配平的抬头偏置设置	195
5.3.3	马赫数(Ma 数)配平系统	196
第 6 章	自动驾驶仪与其他航空电子系统的交联	198
6.1	火控系统	198
6.2	飞行管理系统	202
6.2.1	系统简介	202
6.2.2	自动飞行控制系统的控制模态	205
6.3	其他机载系统	211
6.3.1	雷达系统	211
6.3.2	航向姿态参考系统和大气数据系统	214
第 7 章	研制阶段的系统试验	216
7.1	系统综合试验	217
7.1.1	试验设备的性能测试	217
7.1.2	部件静态特性及动态特性测试	218
7.1.3	系统综合试验	218
7.2	环境试验	230
7.2.1	环境试验条件的确定	230
7.2.2	环境试验的类别和要求	233
7.3	可靠性试验	235
7.3.1	概述	235
7.3.2	可靠性鉴定试验	236
7.3.3	可靠性增长试验	238
7.4	出厂后的试验	239

7.4.1	装机试验	239
7.4.2	飞行试验	242
参考文献	246

Contents

Chapter 1	Introduction	1
Chapter 2	Requirements of Automatic Flight Control System Design	5
2.1	Scope of automatic flight control system development	5
2.2	Automatic pilot system	6
2.2.1	Functions of autopilot	6
2.2.2	Classification of autopilot	7
2.2.3	Fundamental construction of autopilot	8
2.2.4	Auxiliary subsystem of autopilot	8
2.2.5	Operating principle of autopilot	9
2.3	Basic requirement of system design	12
2.3.1	Development phase and main work statement to phases	12
2.3.2	Basic requirement to system	14
2.3.3	Design requirement of flight control computer	18
2.3.4	Design requirement of servo-actuator system	26
2.3.5	Requirement of sensors selection and mounting	29
2.3.6	Software design	38
Chapter 3	Control Law Design of Autopilot	42
3.1	General	42
3.1.1	Simulation equipment	42
3.1.2	Simulation software of control law	42
3.1.3	Configuration of auto-pilot system	48
3.2	Control law design of longitudinal autopilot mode	49

3.2.1	Inner loop of longitudinal autopilot	49
3.2.2	Design method of longitudinal autopilot	50
3.2.3	Control law design of pitch attitude holding/control mode	51
3.2.4	Pitch control law design of auto-flare and climb from lower altitude	61
3.2.5	Control law design of altitude holding / control mode	64
3.2.6	Air speed (MACH) holding and control	72
3.2.7	Altitude filtering and sea-wave filter	76
3.3	Control law design of lateral-directional autopilot mode	79
3.3.1	Basic function requirements of lateral-directional autopilot	79
3.3.2	Basic performance requirements of lateral-directional autopilot	79
3.3.3	Inner loop of lateral-directional autopilot	80
3.3.4	Roll attitude holding/control mode	81
3.3.5	Control law design of auto-flare and heading hold/control mode	83
3.4	Control law parameter selection of navigation mode	88
3.5	Coordination turning and attitude compensation	90
3.6	Fade in out of autopilot	92
Chapter 4	Trajectory Control System	95
4.1	Auto-approach and auto-landing system	95
4.1.1	General	95
4.1.2	Main technique requirement of system	99
4.1.3	Design of auto-approach and auto-landing system	102
4.2	Auto-navigation control	118
4.2.1	Lateral navigation (LNAV) control	119
4.2.2	Vertical navigation (VNAV) control	127
4.3	Auto-terrain following system	127
4.3.1	Control law design of auto-terrain following	129

4.3.2	Safety protection of auto-terrain following	148
Chapter 5	Other Kinds of Automatic Flight Control System	150
5.1	Auto-throttle system	150
5.1.1	Composition and operation principle of system	150
5.1.2	Design of auto-throttle system	154
5.1.3	Control law design	157
5.1.4	Simulation	161
5.2	Flight director system	162
5.2.1	Composition function and operation principle of system	162
5.2.2	Control law design	175
5.3	Automatic trim system	188
5.3.1	Pitch automatic trim	188
5.3.2	Nose-up bias setting of pitch automatic trim	195
5.3.3	Mach trim system	196
Chapter 6	Coupling of Autopilot and Other Avionics System	198
6.1	Fire control system	198
6.2	Flight management system	202
6.2.1	Introduction to system	202
6.2.2	Control mode of automatic flight control system	205
6.3	Other airborne system	211
6.3.1	Radar system	211
6.3.2	Heading attitude reference system and air data system	214
Chapter 7	System Test of Developing Phase	216
7.1	System integration test	217
7.1.1	Performance test of test equipment	217
7.1.2	Static and dynamic characteristic test of parts	218
7.1.3	System integration test	218
7.2	Environment test	230
7.2.1	Definition of environment test condition	230
7.2.2	Test types and requirements of environment test	233

7.3	Reliability test	235
7.3.1	General	235
7.3.2	Reliability approval test	236
7.3.3	Reliability growing test	238
7.4	Tests after delivery	239
7.4.1	Test on the ground after installing the system on aircraft	239
7.4.2	Flight test	242
References	246

第 1 章 绪 论

自动飞行控制系统已有一百多年的研制历史,早在有人驾驶飞机出现之前,自动飞行装置就已问世(例如,1873年法国雷纳德(C. C. Renard)无人多翼滑翔机的方向稳定器)。在20世纪初叶,人们正忙于如何制造飞机和机翼,他们知道当飞行速度足够大时就会产生支撑飞机和发动机的升力,也会制造足以维持所需速度的发动机。但是,如何平衡和操纵飞机却是一个难题。当时人们制造飞机还不懂得如何保证它具有“固有稳定性”。由于没有解决“平衡和操纵”的问题,制造出来的飞机常会坠毁,造成人身伤亡事故。因而,有不少人提出利用自动器来加强飞机的稳定性。

这时有人研究带陀螺仪的自动驾驶仪。但是,莱特(Wright)兄弟(发明飞机的人)却把操纵飞机的人当成“反馈控制装置”。他们认为只要人善于利用反馈信息,比如利用飞机相对于地平线的偏差来进行强有力的反馈控制,即使飞机是静不稳定的或中性稳定的,人也可以进行操纵。当时飞机的飞行速度较慢,对驾驶员要进行训练。不管怎样,人们还是希望飞机本身具有自然安定性,这样操纵起来要安全得多。后来,飞机设计师们在理论与实际上逐渐掌握了带固有静稳定性飞机的设计方法,驾驶员也习惯了人工驾驶飞机,人们在相当一段时间内,到20世纪30年代以前,对自动控制器又不那么感兴趣了。这是因为当时的自动控制器问题较多,如存在陀螺漂移,利用摆的修正又极易受干扰,要求经常调整,器件过于笨重,而且也还不够可靠。

尽管如此,自动飞行控制的发明家们并没有停止奋斗。随着远程航运事业的发展,为了减轻驾驶员的疲劳,对在客机上安装自动驾驶仪的需求又增加了。20世纪30年代好几次环球旅行的记

录中,都表明装有自动驾驶仪。例如 1933 年威勒波斯特(Wiley Post)的环球飞行用了 7 天多的时间,由于上面装有自动驾驶仪,他可在机上打盹。

第二次世界大战促使自动驾驶仪等设备得到进一步发展。由过去气动—液压到全电动,由三个陀螺分别控制三个通道改用一个或两个陀螺来操纵飞机,并可作机动、爬高及自动保持高度等。战争期间,有的轰炸机上的自动驾驶仪还与轰炸瞄准具连接起来,以改善水平轰炸的定向瞄准精度。

第二次世界大战后,随着飞机飞行包线的扩大,在飞机和自动控制器的设计师们面前出现了许多意想不到的困难,比如:燃料晃动问题,滚动不稳定问题,由于自动控制引起的结构不稳定问题,以及舵机铰链力矩达吨米级而不得不采用液压助力器等,从而带来新的稳定性问题。

这时人们才意识到要把飞行稳定性、控制系统设计与飞行动力学,自动控制理论结合起来。当时的频率法、伯德(Bode)图、根轨迹法、稳定区域法、时间向量法等都已经发展到相当程度了。这些自动控制理论和自动飞行控制系统的设计相结合,情况有了很大改善。约在 1947 年到 1948 年期间人们发现,采用串联人工增稳系统是改善飞机飞行品质的一种十分有效的措施。增稳系统可以大大改善飞机性能。从此,几乎所有生产自动驾驶仪的工厂开始生产各种阻尼器与增稳系统了。1947 年 C-54 全天候飞机装有 A-12 电动自动驾驶仪及班迪克斯(Bendix)公司的自动油门系统,完成了从纽芬兰起飞到布莱兹—诺尔顿(Brize -Norton)着陆的全盘自动飞行。除此之外,由于飞行包线不断地扩大,随着飞行状态的变化固定参数的自动驾驶仪不能随飞行状态变化都具有良好的性能。随之发展了按动压(q),马赫数(Ma),高度(H),迎角(α)等参数调节的自动驾驶仪及其他形式的自适应自动驾驶仪。

自动飞行控制系统发展中的重大课题之一是安全性与可靠性问题。与这个课题关系最大的要算自动着陆系统和增稳系统了,特别是自动着陆阶段的安全性及可靠性。这是因为着陆阶段是驾

驾驶员最紧张的阶段,飞机上发生人身伤亡事故一半以上出现在这个阶段。因此,着陆阶段对安全性和可靠性要求最高。为什么增稳系统对安全性与可靠性也要求那么高呢?这是因为不论自动驾驶仪是否在工作,而增稳系统都要起作用,它是属于全时工作的,直接影响飞机的飞行性能,所以对它的安全性与可靠性要求也很高。

最初,为了保证安全只有采用限制自动控制系统最大控制权限的办法,后来可选用多余度的方案。如 PB-20D 自动驾驶仪就是利用这类无余度方案的模型监控系统来保证自动着陆的安全,三叉戟飞机应用了三重自动驾驶仪,并与仪表盲目着陆系统相结合,完成了 50 000 次自动着陆。

20 世纪 60 年代实现了自动地形跟随系统,它成为军用飞机“保存自己,消灭敌人”最有力的自动系统。大家知道,现在地面雷达网密布,高炮、导弹等地面防御力量强大,飞机想从中、高空进入敌人空域是十分困难的。很少能在完成战斗(轰炸)任务之前不被敌人击落,或丧失战斗力。地面雷达有一个盲区,越靠近地面雷达越不易发现。一般地讲,高度越低,飞行就越困难。因此要求自动地形跟随系统保持飞机在 50m~60m 的高度上作地形跟随飞行。

20 世纪 60 年代到 70 年代初,飞行器设计思想发生了根本变化,即出现了随控布局飞机(CCV—Control Configuration Vehicle)。这种随控布局飞机的设计不再能单靠飞机设计师来完成,要由“委员会”共同来完成。这个“委员会”由飞机的气动和结构,发动机以及飞行控制等方面的专家和设计师们组成。这是在飞机的初始阶段就考虑到飞行控制系统对总体设计的影响,充分发挥飞行控制系统潜力的一种飞机设计技术,称为“主动控制技术”。

主动控制技术的发展是以飞机电传控制系统为基础的,要想使用电传控制系统,可靠性是关键。根据美国 1962 年—1969 年的机械操纵系统故障概率统计为 1.19×10^{-7} 次/h。为了使电传控制系统能够达到或超过机械操纵的可靠性,提出它的故障率应

小于或等于 10^{-7} 次/h。为了达到可靠性要求,电传控制系统可采用多余度方案,常用的是四余度比较监控方案和三余度自监控方案。

目前,电传控制和主动控制技术已在现代飞机研制中得到了广泛的应用,而无论是否采用电传控制系统,自动飞行控制系统都已是多数飞机普遍使用的关键系统。

本书主要介绍固定翼飞机的自动飞行控制系统。

第 2 章 自动飞行控制系统 设计要求

本章将概要介绍自动飞行控制系统研制的主要内容、设计过程和设计要求。

2.1 自动飞行控制系统的研制内容

自动飞行控制系统包含极其广泛的研制内容,特别是对于大型民用客机。按照 ATA-100 对飞机系统内容分类的编排,自动飞行控制系统属于 ATA-22 章自动飞行系统(AFS—Automatic Flight System)的内容,如图 2-1 所示。它包含了为自动控制飞机飞行提供手段的所有内容。人工飞行控制系统是由驾驶员手动操纵的主、辅飞行操纵系统,属于 ATA-27 章对应的内容,可能是常规的机械操纵系统,也可能是现代飞机常用的电传控制系统(FBWS—Fly-By-Wire System)。对于采用电传控制系统的飞机,自动飞行控制系统输出指令通过电传控制系统控制飞机运动。对于没采用电传控制系统的飞机,自动飞行控制系统的组成还应包括相关控制面的伺服作动器或控制增稳系统。

军用飞机自动飞行控制系统除了包含上述 ATA-22 章所述的内容外,还有自动地形跟随与自动地形回避系统,与火控系统交联控制以及其他一些特殊控制要求的系统。

本书将介绍图 2-1 所示自动飞行控制系统的主要内容。

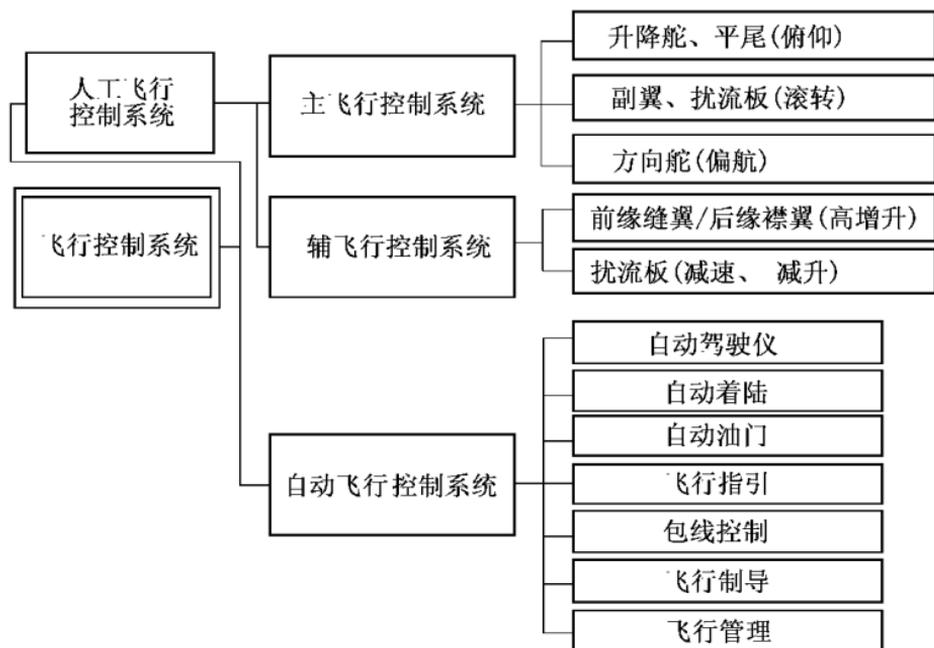


图 2-1 -民用飞机飞行控制系统的内容

2.2 自动驾驶仪系统

在第 1 章中已详细地讲述了自动飞行控制系统的发展简史，其中谈到发展初期的自动驾驶仪，最早是为减轻驾驶员长途飞行的疲劳而设置的，它可代替驾驶员的大部分驾驶职能，后来发展到自动飞行控制系统时，自动驾驶仪仍然是其中最基本的组成部分。

以下将通过自动驾驶仪系统概要介绍自动飞行控制系统的基本组成和工作原理。

2.2.1 自动驾驶仪的功能

自动驾驶仪英文名 Autopilot 是由 Auto(自动)和 pilot(驾驶员)两个字节组成，原意是用自动器取代驾驶员，实际上一直到现在，作为自动飞行控制系统基本组成部分的自动驾驶仪并无法完

全取代驾驶员的职能,只有最完善的自动飞行控制系统才能真正取代驾驶员,实现全自动飞行。自动驾驶仪的基本功能可列举如下:

(1) 自动保持三轴稳定,具体地说,即自动保持偏航角、俯仰角于某一希望角度,倾斜角保持为零进行直线飞行(平直飞行,爬高、下滑)。

(2) 驾驶员可以通过旋钮或其他控制器给定任意航向或俯仰角,使飞机自动改变航向并稳定于该航向,或使飞机上仰或下俯并保持给定俯仰角。

(3) 自动保持飞机进行定高飞行。

(4) 驾驶员通过控制器操纵飞机自动爬高或俯冲,达到某一预定高度,然后保持这一预定高度。

上述所有基本功能都是指自动驾驶仪与飞机处于正常状态的控制功能。辅助功能如下:

(1) 一旦自动驾驶仪的舵机处于卡死或无法操作的状态时,应允许驾驶员具有超控的能力。

(2) 自动回零功能。在投入自动驾驶仪之前,飞机本身处于平直飞行的配平状态,必须让自动驾驶仪的反馈信号与测量元件的总和信号回零,才能避免投入后形成误动作。

(3) BIT 功能。一种机内自检测功能,在自动驾驶仪的部件及系统中,可设置 BIT(Built in Test)检测信号,借以检查某部件或全系统工作是否正常。这种检查可在自动驾驶仪投入前进行。

(4) M_a 数配平功能。飞机在跨声速区,升降舵操纵特性有一个正梯度区,从而操纵特性不稳定,设立 M_a 数配平系统控制水平安定面,以改善其操纵特性。

2.2.2 自动驾驶仪的分类

自动驾驶仪最常用的分类方法是按控制律来区分。所谓控制律通常是指自动驾驶仪输出的舵偏角与信号的静动态函数关系。按这种分类方法,可分为比例式自动驾驶仪与积分式自动驾驶仪两种。

其次也可按自动驾驶仪三种主要部件(传感器、计算与放大元件以及舵机)的能量来分,这时可以分为气动式(早期应用过)、气动液压式、电动式以及电动液压式。

如果按处理信号,实现控制律是采用连续(模拟)信号,还是中间经过数字化再转换为模拟信号来区分,可以分为模拟式(Analog)与数字式(Digital)两种。

2.2.3 自动驾驶仪的基本组成

为了保证自动驾驶仪的正常工作,基本组成部件有如下三种:传感器、放大部件与舵机。为了实现所要求的控制律,放大部件实现信号校正和综合。在模拟式自动驾驶仪中,不可能进行十分复杂的计算。发展成为数字式自动驾驶仪之后,具有很强计算功能的计算机,允许实现更为完善的控制律,从而增加了一个计算机部件。在这同时,伺服放大(模拟)部件与舵机组合成为伺服作动系统。由于计算机功能很强,除完成控制律的计算及按飞行状态调参外,同时还可兼顾机内检测(BIT),甚至故障检测与报警等任务。因此,计算机成为当代数字式自动驾驶仪中十分重要的一个分系统。此外,执行测量任务的传感器部件诸如高度差传感器、送出姿态信号的惯性陀螺平台,实际上也都是些闭环系统。由上可见,自动驾驶仪的基本组成部件为传感器、计算机、伺服放大器与舵机,发展成为传感器分系统、计算机分系统以及伺服作动分系统。

2.2.4 自动驾驶仪的辅助分系统

自动驾驶仪投入前的人工定中心发展成为自动回零分系统(自动定中心分系统也叫同步系统);为了实现BIT功能还有BIT分系统,这可能有两种配置方案,如果BIT由单独的计算机实现,则成为与几种基本分系统并列的BIT分系统。如果BIT功能用基本主计算机实现,则是被包含于其他分系统的小系统。此外还有自动配平分系统和安全保障分系统。

除上述分系统外,还应有一个十分重要的部件就是操纵台

(或称为状态选择器、控制显示器)。它是驾驶员与自动驾驶仪交换信息的主要手段。通过它,驾驶员可以发出操纵指令,如爬高、下滑、给定航向、给定高度;自动驾驶仪给驾驶员提供飞行状态信息、故障报告等。

2.2.5 自动驾驶仪的工作原理

自动驾驶仪是一个典型的反馈控制系统,它代替驾驶员控制飞机的飞行。假设要求飞机作水平直线飞行,驾驶员是如何控制飞机的呢?飞机受干扰(如阵风)偏离原姿态(例如飞机抬头),驾驶员用眼睛观察到仪表板上陀螺地平仪的变化,用大脑作出决定,通过神经系统传递到手臂,推动驾驶杆使升降舵向下偏转,产生相应的下俯力矩,飞机趋于水平。驾驶员又从仪表上看到这一变化,逐渐把驾驶杆收回原位,当飞机回到原水平姿态时,驾驶杆和升降舵面也回原位。以上过程示于图 2-2。

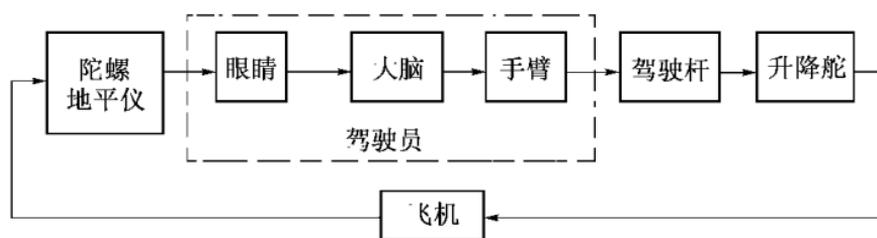


图 2-2 驾驶员控制飞机的方框图

从图 2-2 看出,这是一个反馈系统,即闭环系统。图中虚线表示驾驶员,如果用自动驾驶仪代替驾驶员控制飞机飞行,自动驾驶仪必须包括与虚线框内三个部分相应的装置,并与飞机组成一个闭环系统,如图 2-3 所示。

自动飞行的原理如下:飞机偏离原始状态,敏感元件感受到偏离方向和大小,并输出相应信号,经放大、计算处理,操纵执行机构(如舵机),使控制面(例如升降舵面)相应偏转。由于整个系统是按负反馈原则连接的,其结果是使飞机趋向原始状态。当飞机回到原始状态时,敏感元件输出信号为零,舵机以及与其相连接的舵

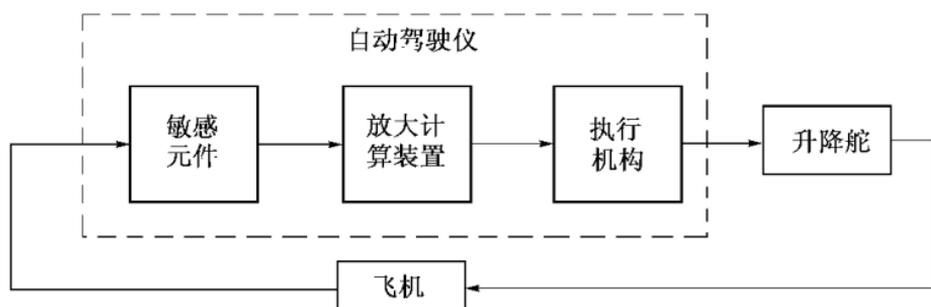


图 2-3 闭环系统

面也回原位，飞机重新按原始状态飞行。

由此可见，自动驾驶仪中的敏感元件、放大计算装置和执行机构可代替驾驶员的眼睛、大脑神经系统与肢体，自动地控制飞机的飞行。这三部分是自动飞行控制系统的核心，即自动驾驶仪。

为改善舵机的性能，通常执行机构引入内反馈（将舵机的输出反馈到输入端），形成随动系统（或称伺服回路），简称为舵回路。舵回路是由舵机、放大器及反馈元件组成，如图 2-4 虚线框图内所示。反馈元件包括测速机和/或位置传感器。测速机测出舵面偏转的角速度，反馈给放大器以增大舵回路的阻尼，改善舵回路的性能，位置传感器将舵面位置信号反馈到舵回路的输入端，使舵面偏角与控制信号成正比。有的舵回路没有位置传感器，则舵面偏转角速度与控制信号一一对应。

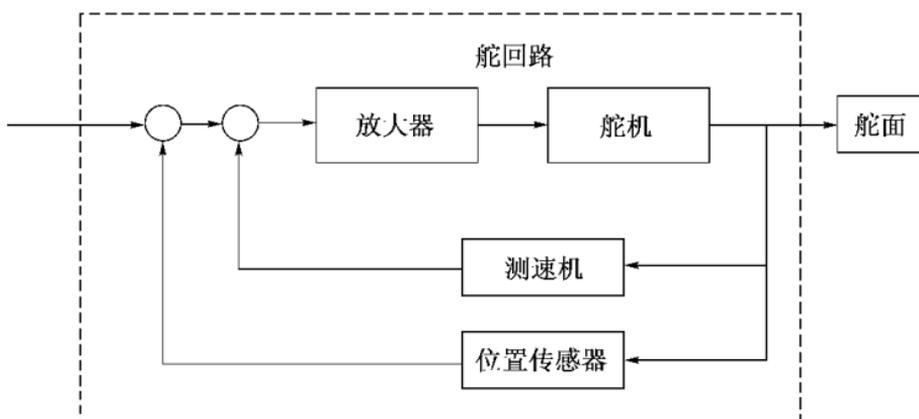


图 2-4 舵回路

自动驾驶仪与飞机组成一个回路。这个回路的主要功能是稳定飞机的姿态,或者说稳定飞机的角运动。敏感元件用来测量飞机的姿态角,由于该回路包含了飞机,而飞机的动态特性又随飞行条件(如速度、高度等)而异。放大计算装置对各个传感器信号的综合计算,即控制规律应满足各个飞行状态的要求,并可以设置成随飞行条件变化的增益程序。

如果用敏感元件测量飞机的重心位置,而飞机还包含了运动学环节(表征飞机空间位置几何关系的环节),这样组成的控制回路,简称制导回路。这个回路的主要功能是控制飞行轨迹,如飞行高度的稳定和控制。

超声速飞机问世后,飞行包线(飞行速度和高度的变化范围)扩大,飞机自身稳定性变坏。例如,飞机自身的阻尼力矩在高空因空气稀薄而变小,阻尼比下降致使飞机角运动产生强烈的摆动,仅靠驾驶员操纵飞机较为困难。为解决这类问题,飞机上安装了角速率陀螺、迎角传感器、法向加速度计等,它们和放大器、串联舵机组成阻尼器或增稳系统,进而引入驾驶员的杆力/杆位移传感器信号,构成控制增稳系统,可以增大阻尼、改善动稳定性。增稳和控制增稳系统还可增加静稳定性和改善操纵性。飞机上安装了阻尼器和增稳系统,就好似成了一架稳定性能较好的新飞机。

从控制回路的设计和结构上看,阻尼器或增稳系统是自动驾驶仪(姿态角控制回路)的内回路。但是,从工作方式上看,阻尼器或增稳系统与自动驾驶仪不同,阻尼器从飞机起飞就投入工作,这时驾驶员仍然直接操纵飞机。自动驾驶仪则仅在飞机完成空中配平(指飞机力矩的平衡和杆力的平衡)后,才能接入。此后驾驶员通过自动驾驶仪操纵台上旋钮或侧杆操纵飞机。增稳系统、控制增稳系统工作时驾驶员仍需直接参与,不符合自动飞行的定义,不属于自动驾驶仪的功能范围。本丛书的《飞行操纵与增强系统》分册专门介绍增稳系统、控制增稳系统的内容,这里不再赘述。

2.3 系统设计的基本要求

2.3.1 研制阶段的划分及各阶段的主要工作内容

依据不同的研制目标,系统的研制阶段划分可以不同。而根据生产飞行控制系统产品的型号研制或先期技术开发,通常可以用图 2-5 所示的研制程序来表述。

研制工作开始,首先应依据用户(军方或民航)的需求、主机的需求和系统的需求(对于子系统)确定系统的初步规范和定义(功能、品质),对需求的合理性、可能的方案和技术、经济依据进行评估,完成可行性论证,为签订技术协议和技术经济合同作准备。

在初步设计阶段,首先应完成飞机动力学的建模和仿真,在此基础上依据初步确定的系统初步规范和定义要求,完成系统控制律的初步设计和余度结构与可靠性的初步设计,确定子系统,硬件、软件和系统接口的要求,对系统的规范、定义进行验证,确认或更新,从而完成系统的方案设计。

在详细设计阶段,系统的控制律设计应在充分考虑各种实际使用条件和因素的情况下(如飞机在大扰动条件下的非线性和各轴之间的相互交联,控制系统的非线性特性等),使之满足系统的各项功能和性能品质要求,对系统的余度结构与余度管理,对构成系统硬件、软件进行详细设计。其结果是产生产品生产制造所需的各种图样和技术文件。

加工制造阶段除完成产品硬件的加工和软件的生成外,同时应完成产品和系统试验验证与综合所需设备的建造。

系统的试验综合是从 LRU(line replaceable unit)级硬件的调试、软件的调试和软硬件综合开始,经过子系统的综合,最终进行系统的综合试验。产品的地面试验验证包括仿真产品实际工作环境(气候条件、振动条件、电磁干扰等)下进行试验。

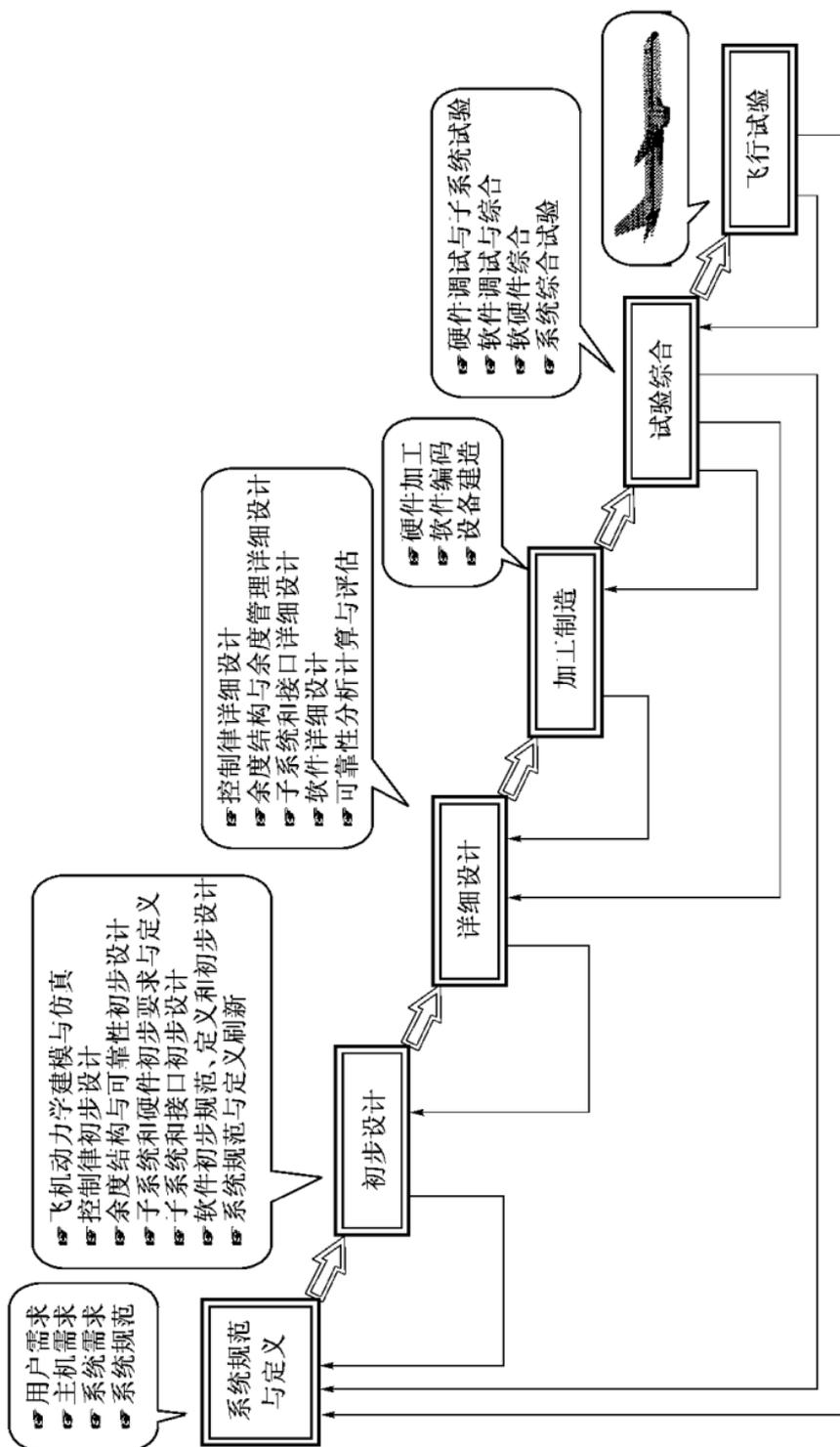


图 2-5 自动飞行控制系统的研制程序

飞行试验是检验系统是否满足要求的最终环节。

通过各种试验和试飞对系统功能、性能进行验证和确认。军用飞机需得到军方的认可,民用飞机需取得民航当局的适航证,系统产品即进入定型生产阶段。

通常产品通过“设计定型”即转入试生产阶段,待工艺、生产条件成熟后,通过“生产定型”正式进入批生产阶段。

在我国航空机载产品的研制中,通常把样机的研制分为初步样机研制和试验样机研制两个阶段。初步样机研制主要验证系统和产品方案的合理性,经初步样机验证对系统设计的缺陷进行修改设计后,完成试验样件的设计与制造,使试验样机全面满足对系统的各项要求。

定型后的产品即进入生产销售和售后服务阶段。

不同的国家甚至于不同厂家对研制阶段的划分可能不同,比如俄罗斯把试验样机以前的阶段统称为初步设计阶段,从试验样机开始以后的阶段称为工作设计阶段,而西方一些国家则分为概念研究与验证阶段,开发阶段,预生产和验证阶段,生产取证阶段和售后服务阶段。尽管如此,也都是按照图 2-5 所示的研制程序进行的。

2.3.2 对系统的基本要求

2.3.2.1 系统设计的依据性文件

1) 通用规范和标准

国内外制订了很多有关自动飞行控制系统设计的标准和规范,包括国家标准、军用标准、民用航空适航性标准以及行业标准。它们是系统设计的重要依据,设计师在进行设计时应根据有关标准目录去查找有关的标准和规范。这里仅概略地例举一些常用的规范和标准。

有关飞行品质的有:

GJB 185-86《有人驾驶飞机(固定翼飞机)的飞行品质规范》(对应美国的 MIL-F-8785B、MIL-F-8785C 等);

GJB 2191-94《有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范》(对应美国的 MIL-F-9490D) ;

C* 准则、D* 准则, 尼尔 - 史密斯准则和库帕—哈伯等级评价准则等。

有关产品工作环境的有 :

- | | |
|--------------|-------------------|
| HB 5830 | 《机载设备环境条件及试验方法》 |
| HB 6206-89 | 《机载电子设备环境应力筛选方法》 |
| HB 5662-81 | 《飞机设备电磁兼容性要求》 |
| MIL-STD-461B | 《电磁辐射和敏感度要求》 |
| MIL-STD-462 | 《电磁干扰特性测量方法》 |
| GJB 181-86 | 《飞机供电特性及对用电设备的要求》 |

有关飞行控制计算机的(ARINC 700 系列标准)有 :

- | | |
|-------------|-------------|
| ARINC 701-1 | 《飞行控制计算机系统》 |
| ARINC 703-2 | 《推力控制计算机系统》 |
| ARINC 702-3 | 《飞行管理计算机系统》 |

有关软件的有 :

- | | |
|------------|------------|
| HB 6464-90 | 《软件开发规范》 |
| HB 6465-90 | 《软件文档编制规范》 |

有关数据总线的有 :

ARINC-429、629、MIL-STD-1553B 等总线标准。

设计工具类有 :

- | | |
|-------------------|--------|
| GB 6988-86 | 《电气制图》 |
| GB 4457 ~ 4460-84 | 《机械制图》 |

民航适航条例(以联邦航空 FAA 为例)有 :

- | | |
|----------------|-----------------------|
| FAR21 | 《产品和零件的认证程序》 |
| FAR25 修订 25.80 | 《适航标准, 运输类飞机》 |
| FAR91 | 《通用操作和飞行规则》 |
| FAR121 | 《合格审定和操作》 |
| AC20-57A | 《自动着陆系统》 |
| AC120-29 | 《批准 I 类和 II 类最小着陆气象的标 |

准》

AC25-19	《维修要求的认证》
AC25.1309-1A	《系统设计和分析》
AC25.1329	《自动驾驶仪系统的批准》
AC20-129	《垂直导航系统的适航性认可》

其他文件有：

RTCA DO-160C	《机载设备的环境条件和试验程序》
RTCA DO-178B	《机载系统和设备认证中的软件考虑》

对上述标准、规范,设计师应根据具体情况剪裁使用。

2) 专用技术规范

一项设计任务的具体要求由专用技术规范予以确定,是用户与承制单位依据需求分析对系统共同定义的结果。专用技术规范通常包括如下技术文件：

- (1) 系统研制技术协议书。
- (2) 系统研制任务书。
- (3) 系统战术技术/技术指标。
- (4) 系统技术规范。

2.3.2.2 基本要求的主要内容

对自动飞行控制系统的基本要求包括:功能要求、性能品质要求、稳定性要求、交联关系要求、人机接口要求、可靠性要求、生存性要求、环境技术要求、安装要求、可维修性要求、能源要求等。

(1) 对系统的功能要求,军用飞机与民用飞机之间,大飞机与小飞机之间有较大差别。但是,实现姿态稳定和航向稳定(称为内回路控制)则是各种飞机自动飞行控制的最基本的工作模态。

除此之外,对大型运输机通常可能包括如下工作模态：

对于垂直模态有:垂直速度、高度保持/选择,飞行高度层改变,垂直导航(VNAV),进场/着陆,起飞,复飞,大下滑角进场,速度选择/保持(自动油门控制),俯仰配平,飞行指引等。

对于侧向模态有:航向保持/选择,伏尔(VOR)导航、方位信标截获与跟踪,水平导航(LNAV),对准跑道/改平,起飞,复飞,推

力不对称补偿,横航向配平,飞行指引等。

此外,还有风切变的探测与回避。

军用飞机自动飞行控制系统除了巡航状态下的高度与航向保持/选择、自动导航控制外,根据其作战任务的不同,往往强调一些特殊控制功能,如自动地形跟随与自动地形回避控制,对敌目标水平攻击或俯冲攻击时的特殊控制要求等。

(2) 对系统的性能品质要求主要是各工作模态下系统的控制与保持精度及其动态品质。稳定性要求则给出系统的增益和相位稳定裕度。除了一些特殊要求外,系统的性能品质和稳定性要求可参照通用规范(如 GJB185-86 和 GJB2191-94)予以确定。

(3) 交联关系要求反映了系统与其他机载航空电子设备的交联接口和相互控制方式要求,包括数据总线的要求。

(4) 人机接口要求决定系统的控制与显示方式。

(5) 可靠性与生存性要求则取决于关键的飞行阶段或任务的关键度。如 II 类自动着陆系统的余度等级应是故障 - 安全的,而 III 类自动着陆系统应具有故障 - 工作的余度等级,并且应满足一次着陆的平均致命事故率 1×10^{-7} 的要求。自动地形跟随控制系统对余度等级和致命事故率的要求与自动着陆系统相同。

(6) 环境条件除特殊情况外,一般遵循通用标准和规范的要求。

(7) 在安装要求方面,民用飞机通常要求标准的外形尺寸和安装方式,如计算机采用标准的 ATR 尺寸和标准尺寸的飞行控制部件,而军用飞机则往往由于安装空间的限制提出不同的外形和安装要求。

(8) 可维修性是提高自动飞行控制系统可用性的另一个重要因素。可维修性包含可维护性和可修理性。良好的可维护性要求能尽快地检测出飞机上设备的故障并准确地为故障定位,通过更换备件尽快地恢复机上系统功能。这就要求在机载设备内尽可能完备地设立自动检测装置(BITE—Built in Test Equipment),并为维护人员设立友好的人机界面,便于与系统对话。此外,产品的互

换性和备件的可可用性(取决于可靠性)也是决定可维护性的重要因素。可修理性主要是以平均修理时间来衡量,它取决于维修中心的设置,维修人员的培训和库存零部件的配置管理。

未来的航空电子设备趋向于以机上可更换模块(LRM—Line Replaceable Modules)概念为基础的集成的模块化结构。在一个共同的抽屉(综合机柜)当中设置不同的电子模块,每个模块就是一个功能系统。这种结构有利于减少维修时间,提高设备的可用性,并降低库存备件的投资。

(9)飞机的能源(电源和液压源)是系统设计的约束条件,反之飞行控制系统也应根据其具体情况(功能和可靠性)对飞机的能源提出要求,包括功率和余度等级的要求。

2.3.3 飞行控制计算机的设计要求

作为飞行控制系统一个重要部件(或子系统)的飞行控制计算机,随着飞行控制系统和电子及计算机技术的发展,它在功能、性能、结构及工艺技术上都有了很大的发展和变化。在早期用于控制系统的电子部件,主要是完成放大、综合和校正功能,这个时期的电子部件相对比较简单。到了20世纪70年代,随着晶体管技术的发展,用于控制和自动驾驶仪中的电子部件,功能越来越复杂,性能也更加完善,高增益直流模型的模拟电子线路已在模拟计算机中大量应用。这时期的数字计算机也已经有了很大的发展和应用,但由于数字计算机的工艺质量和软件的不可靠性,使得飞行控制系统中的关键功能仍旧要用模拟计算机来实现,如内回路的控制增稳系统采用模拟计算机来完成,而用数字计算机来实现外回路的自动驾驶仪功能。人们在那个时期谈到飞行控制计算机时,常常在计算机的前面还要加上“数字”或“模拟”两个字。由模拟式飞行控制计算机构成的飞行控制系统称为模拟式飞行控制系统;由数字计算机和模拟计算机构成的飞行控制系统称为数模混合飞行控制系统,而数字计算机构成的飞行控制系统则称为数字飞行控制系统。由于数字计算机技术和全电传飞行控制系统的发

展,飞行控制计算机已经数字化。和模拟计算机相比,它不仅利于模块化、标准化,而且开发设备具有通用性,软件更改方便、灵活,特别是有利于状态逻辑和余度结构的设计和配置。自动飞行控制系统由于工作模态多,飞行控制计算机交联接口关系多,数字计算机的应用更普遍。当我们在讨论飞行控制计算机的设计要求时,主要的篇幅还是放在数字计算机部分,而模拟电子部分,尽管它很重要,但实际应用内容相对较少,且技术比较成熟,所以不作为重点讨论。飞行控制计算机的设计可参见本丛书的《飞行控制系统的分系统》分册。

2.3.3.1 数字飞行控制计算机的设计要求

数字计算机的设计要求应该包括硬件和软件两大部分的内容,本节主要是讨论硬件的设计要求,包括伺服电子回路的硬件设计内容。

1) 接口要求

飞行控制计算机在自动飞行控制系统中与角速率传感器、加速度计、迎角传感器、大气数据传感器、航向姿态参考系统、外部机载航空电子交联设备、伺服作动装置和电源系统以及座舱内的开关和灯控制都存在密切的接口控制关系。飞行控制计算机在与这些设备接口时,应满足如下要求:①与飞行控制计算机接口的任何一个设备或该设备的某种工作模式断开或故障时,不会引起飞行控制计算机的损伤。②飞行控制计算机的性能不会因相连的任何一个设备的性能降级而降级。③当与交流信号设备相连接的电缆参数十分重要时,该电缆的长度和类型必须认真设计并与系统协调。

(1) 模拟输入/输出信号接口。所有的模拟输入信号都要差动输入,并且包括有输入缓冲电路,例如低通滤波器以及电磁兼容(EMC)和雷电保护措施。输入阻抗应在 $10\text{k}\Omega$ 以上并尽可能选择高些。

输出信号经缓冲后的单端形式相对于公共模拟参考地输出。从飞行控制计算机输出的模拟信号当发生输出短路或开路,不应

该损伤相连的外部设备。

(2) 离散输入/输出信号接口。离散输入信号是单端输入,并包含有低通滤波器的缓冲电路。该滤波器能够抑制宽度小于 $300\mu\text{s}$ 超过输入门限的瞬态电压而不使输入电路改变状态。

离散输出信号也是单端输出,并且要考虑负载吸收的电流及要求的电压电平。在余度通道中,当有一个余度通道故障或该通道断电时,该通道的所有离散输出信号应该是处于故障安全状态,即全部是处于接地电平。

(3) 数字信号接口。飞行控制计算机的数字信号接口部分包括系统内和系统外两部分。所谓系统内是指在余度配置的飞行控制计算机中通道之间的数字信号发送。余度通道之间的数字信号是通过交叉通道数据链(CCDL—Cross Channel Data Link)进行收/发传送的。交叉通道数据链已有专门的接口电路(器件)。所谓系统外是指飞行控制计算机通过1553B总线或ARINC429(或629)总线与航空电子或其他系统通信。飞行控制计算机在设计时,应该满足这些通信的硬件要求。

2) 模块设计

模块设计是以功能模块为基础的硬件设计方法,即将实现某一功能所需硬件尽可能地安排在一个模块结构内。目前飞行控制计算机普遍使用内场可更换部件(SRU—Shop Replaceable Unit)作为插拔式模块,一种计算或控制功能尽可能设计在一个SRU内或者是相邻的SRU之间。一套数字飞行控制计算机通常包括如下的几种模块:

(1) 中央处理器(CPU)模块。中央处理器的选择一般要考虑系统要求的计算速度、程序使用的语言、存储器需要的容量以及总线和中断处理等内容。例如就当前的自动飞行控制系统来说,飞行控制计算机的中央处理器可选用工作频率为20MHz的80386微处理器加上具有浮点运算功能的80387协处理器;在使用C语言作为编程语言的情况下,存储器可选能提供512K字节的EPROM和512K字节的RAM以及8K字节的非易失存储器

(NVM);中断处理能力至少是8级中断;此外如果需要还要考虑直接存储器存取(DMA)的功能。注意,对于装机试飞产品至少要留有30%的存储器空间作为备用。

(2)输入/输出处理(IOP)模块。IOP模块的功能主要是控制与处理模拟信号的输入和输出(A/D和D/A)以及交叉通道数据的输入和输出(CCDL)。根据系统要求可选择合适的硬件来实现这些功能。

(3)离散输入/输出(DIO)模块。DIO模块的主要功能包括离散输入信号的接口和整形处理;离散输出信号的缓冲和回绕电路;某些硬件的故障逻辑和总线接口电路。离散信号通常包括两种离散量:一种是地/开型开关量离散信号,另一种是“0”/“1”型电平的离散量。接口电路的设计应该是保证不受干扰噪声的影响。

(4)模拟输入/输出(AIN)模块。AIN模块的主要功能是对交、直流传感器来的模拟信号进行处理。交流输入信号经差动输入接口电路和整形后,再经解调和滤波;直流输入信号也需要经缓冲和滤波。滤波器的频带宽度应满足系统要求。A/D转换器的字长一般取12位,其中一位为符号位,量化噪声要求小于量程的0.2%。由D/A转换器输出的模拟指令信号,它的转换字长至少是12位(含一位符号位),并且要经过一个后置滤波器以便消除量化噪声干扰信号。

(5)1553B多总线或ARINC429(或629)总线接口模块。为了同航空电子或其他系统进行数字通信,飞行控制计算机必须要有数字通信接口电路。目前常用的是1553B多总线接口和ARINC429(或629)总线接口电路,这些接口电路都有专门的硬件支持,可根据系统要求进行选择。

(6)伺服作动器装置驱动(SA)模块。飞行控制计算机的一个很重要的任务,就是要根据控制律的计算结果直接去驱动伺服作动装置或控制面动力装置。目前的伺服作动装置大都是电—液驱动系统,由SA模块将电压转换成电流去控制并驱动液压力

系统并将伺服系统构成闭环以保证其动特性。因此 SA 模块的设计是很重要的,它不仅包含有与伺服作动装置的接口而且还包括有某些检测和监控电路。

(7) 电源(PS)模块。电源模块是将飞机上提供的 28V 直流电压或 115V 的交流电压变换成飞行控制计算机所必须且专用的 5V 或 $\pm 15V$ 或其他专用电源。电源模块的设计除了必须保证满足功率和精度要求外,还必须要考虑效率、故障检测、过压保护和过流保证等特点。目前飞行控制计算机上使用的电源模块大都是开关电源,这类电源效率较高,因此相对体积小、重量轻。

3) 结构设计要求

结构设计是飞行控制计算机设计中的一个重要环节,但通常不被系统设计者所重视,简单地把结构设计理解为机箱或板件的尺寸和材料。事实上,目前设计和制造一台通用的数字计算机已经不是很困难的事,但是要设计和建造一台高性能的军用或民用飞行控制计算机却并非任何一个厂家都能容易办到的,其中一个重要的因素就是结构的设计和加固。飞行控制计算机的结构设计内容一般包括以下内容:

- (1) 材料的选择和处理。
- (2) 零部件的选用和质量控制。
- (3) 电磁兼容的考虑。
- (4) 接地和屏蔽设计。
- (5) 模块和母板的设计。
- (6) 利于装、拆的维修性设计。
- (7) 生存性设计包括在结构上防止故障的连锁或蔓延。

4) 可靠性设计

可靠性设计的内容大致包括:

- (1) 元器件的选择和降额设计。
- (2) 简化设计和余度设计。
- (3) 容差设计,这一设计是模拟电路中很重要的一环。
- (4) 热设计和环境条件设计。

(5) 电磁兼容和雷电保护设计。

5) BIT 和维修性设计

随着飞行控制计算机的冗余技术和复杂性的增加, BIT 设计已成为重要的设计内容。就飞行控制系统来说, BIT 的内容包括飞行前的 BIT(PBIT)和飞行后的维修性 BIT(MBIT)。BIT 的设计包括硬件和软件两方面的内容, 它的原则是在尽可能使用现有软件的前提下, 硬件要提供必须支持和保证。因此在进行 SRU 级的模块设计时, 就要充分考虑 BIT 设计的一致性, BIT 设计是维修性设计的基础。飞行控制计算机的维修性设计, 通常分为三级, 即外场级、内场级和后方。维修性的设计要在充分考虑在 BIT 的基础上保证结构和工具的合理性。一般来说, 外场维修时间希望小于 0.8h 而最大的维修时间不要超过 1.6h ;内场(或称中间级)的维修时间平均应小于 3.5h ,最大也不要超过 7.0h。

在 BIT 的设计中还应该考虑到故障的隔离率。以 SRU 为基础的故障隔离率通常定义如下: ①80% 被检测出的故障应隔离到一个 SRU。②90% 被检测出的故障应隔离到不多于两个 SRU。③100% 被检测出的故障应隔离到不多于三个 SRU。

以上是数字飞行控制计算机设计要求的主要内容, 但并不是所有的内容。由于飞行控制计算机所使用的系统要求、环境和其他约束条件的不同, 在结构和配置上也不完全相同。但作为模块化和标准化的设计目标, 许多模块和结构仍有着一定的通用性。

2.3.3.2 模拟式飞行控制计算机的设计要求

1) 交流解调器电路

来自交流传感器的输入信号需要缓冲、解调和滤波, 交流解调器电路是模拟信号电路中通用的具有代表性的电路, 目前被广泛地用于模块电路中。

解调器电路通常有半波和全波解调以及相位敏感和无相移解调之分, 究竟选择哪一种解调器, 需要根据性能要求、复杂性和成本权衡结果决定。通常我们推荐选用利用开关特性构成全波解调加上二次有源滤波器的解调器电路, 这种电路结构相对比较简单,

性能稳定。当然也可以采购现成的货架产品,但要注意所选用产品的性能和可靠性。

2) 指令限幅器电路

指令限幅器是将电指令信号进行正负两个方面的最大限幅,包括纵向、横侧向和偏航指令。在当前的限幅电路中,通常选择限幅值最大为 $\pm 10\text{V}$ 的电平,限幅电路可用两个二极管构成也可用运算放大器加二极管组成。用二极管构成的限幅器结构简单,但需要比较精确的基准电压;由运算放大器加二极管组成的限幅器,电路稍微复杂些但利于调试和变化,它的基本电路可在许多资料中找到。

3) 积分器

积分器是实现积分控制律的主要电路,经常用于纵向回路的输出级。因为它能够线性地跟踪输入信号并具有保持功能,在系统中可以提高系统的无差度,因此能消除或减弱稳态误差,从而使系统的稳态性能得到提高。为了保证积分器的精度,必须要选择合适的电容和电阻精度。一般至少要选择容差为2%的电容和容差为0.1%的电阻,运算放大器应选择失调和漂移小的器件。

4) 比较器

比较器电路是用来判断输入信号电位的大小,而输出是相当于“0”或“1”的逻辑电平。当输入电平(模拟量)超过某一设定的电平时,线路的输出就改变了状态。它常用于状态监控和电平转换的电路中。用运算放大器构成的比较器电路方案较多,根据功能特点有零电平比较器、任意电平比较器、电位滞后比较器、窗口比较器和斜率比较器等电路,需要时读者可查阅有关资料。

5) 伺服电子模块

伺服电子模块是飞行控制计算机中的一个重要功能组件,它需要接收计算机来的指令信号,输出信号去直接驱动伺服作动装置。通常伺服电子模块包括前置信号放大和滤波、结构滤波、功率放大以及某些监控功能等电路。同时为了保证伺服系统的动态特性,必要时还要加入合适的校正网络。

6) 校正网络

为了保证控制系统的性能指标,往往需要在控制结构的基本部件中加入适当的校正网络或称校正元件,以便改善或补偿性能指标方面的某些缺陷。从校正方案上分,可归纳为串联校正和反馈校正两种。就电路设计来说,目前普遍使用由运算放大器构成的有源校正装置,如比例—积分校正、比例—微分校正和比例—积分—微分校正等。

(1) 比例—微分校正电路。比例—微分校正电路又称超前校正装置,因为它的输出信号相位比输入信号超前,低频段它的增益低,高频段增益高。校正后的系统响应速度和相位储备都得到了提高。

(2) 比例—积分校正电路。比例—积分校正电路又称相位滞后校正装置,因为它的输出信号相位落后于输入信号,低频段它的增益高,高频段它的增益低。比例积分校正可提高系统的无差度,改善系统的稳态性能。

(3) 比例—积分—微分校正电路。比例—积分—微分校正电路又称滞后—超前校正装置。在低频段,相位上输出比输入滞后、增益高;在高频段,相位上输出比输入超前、增益也高。当未校正系统在动态和稳态性能方面都不能满足给定的性能指标时,需要采用滞后—超前校正来改善系统的动态和稳态性能。

7) 电源模块

飞行控制计算机中的电源模块,往往又称为二次电源。因为它是相对于由飞机供电系统提供给飞行控制计算机称为一次电源的主电源而言的。从接地的目的出发,有时要求主电源的“地”不能引入到飞行控制计算机的机箱(LRU)内,所以二次电源通常用变压器或其他电子部件同主电源隔离开来。二次电源需要提供飞行控制计算机所要求的直流和交流电压包括5V直流、 $\pm 15V$ 直流、1800Hz或2400Hz和400Hz的交流电压等。电源模块的设计通常受到体积重量和功耗的约束,使得电源模块需要精心设计和制造。目前比较普遍的方案是DC/DC变换的开关电源,它的特点

是效率比较高。在电源的设计中还必须要考虑输出短路(过流)保护和输出过压保护。由于篇幅关系关于这方面的电路不作详细介绍,读者可在相关资料和文献中找到。

2.3.4 伺服作动系统的设计要求

伺服作动系统是自动飞行控制系统的执行机构,它接受飞行控制系统的控制指令,驱动飞机舵面偏转,进而完成对飞机的飞行姿态和轨迹的控制。伺服作动系统按大的类型可分为电动伺服作动系统和电液伺服作动系统两大类。

伺服作动系统在设计时首先要按给定的条件,如机上液压系统参数、安装方式和空间来考虑结构方案,而功能、性能方面则应按自动飞行控制系统的要求考虑。以下简单介绍其主要技术特性。

2.3.4.1 物理特性

1) 重量

在满足性能要求的前提下,重量尽可能地小,应符合主机提出的重量要求。

2) 结构尺寸

伺服作动器的结构尺寸要符合飞机给定的空间尺寸,即要考虑到总的技术性能要求又要顾及安装空间的限制。

3) 安装

伺服作动器的安装要适合机上的要求。

上述物理特性对伺服作动器设计是一个限定条件,性能要求和结构尺寸在设计上有时与给定条件发生矛盾时需反复协调解决。

2.3.4.2 性能特性

对性能特性要有一个详细的规范以使伺服作动系统满足系统要求。与此有关的通用专业技术规范有:

HB 5802-94《航空液压通用规范》

ARP1281A ACTUATORS: AIRCRAFT FLIGHT CONTROLS,

POWER OPERATED HYDRAULIC GENERAL SPECIFICATION FOR

下列特性对液压或电动伺服作动系统都是适用的。

1) 频率响应

频率响应通常是在总输入幅值 5% ~ 10% 的输入信号下来测试的,当改变测试输入频率直到输出幅值衰减 3db 时,此时的频率定义为伺服作动系统的频宽。对于快速响应系统,这项指标很重要。但也不是频带越宽越好,一般设计要求系统的频宽为飞机频带的 3 倍 ~ 5 倍左右。

2) 瞬态响应

瞬态响应是指系统输出对所加的阶跃输入的时间响应,它的响应时间、超调量及剩余振荡次数与频率响应相关。这项指标要根据机型的实际要求而定。

3) 线性度

线性度是输出与输入关系曲线对直线的偏差。其指标要求通常在 10% 左右,具体情况应视详细规范中的要求来定。

4) 额定速度

额定速度指在额定状态下额定输入指令时的输出速度,在设计上这项指标要结合系统频宽和可能产生功率反传(对于分离舵机)来综合考虑,同时要有一个最大速度也称饱和速度的限制。

5) 分辨率

分辨率也称阈值,指从零位到引起可测输出变化的最小输入指令值。通常分辨率要求为输入幅值的 1% 左右,具体情况由详细规范来规定。

6) 滞环

滞环通常是以最大输入指令的 10% 作为其输入时,同一输出量的输出特性上升和下降沿所对应的输入信号差值,相对额定输入值的百分比来定义的。其指标按详细规范来确定,一般要求为 3% 左右。

7) 零位漂移

零位漂移指在温度、压力、加速度等变化的条件下零位产生的变化量,而在环境条件恢复到正常状态时零位能够恢复到原状态。零位漂移通常限制在 5% 左右,具体情况应按详细规范确定。

8) 最大输出力

最大输出力指在额定工作状态下作动器输出的最大作用力。最大作用力在设计上一定要满足飞机要求以便具有足够的驱动舵面的作用力,但也不可超过限制的公差范围,以避免造成损坏。

9) 行程

行程指作动器在正反两个方向运动的位移量的总和。额定的行程是用以正常控制飞行而必须达到的指标。最大行程是对控制权限的一种限制,是不可逾越的指标。这个指标由详细规范确定。

10) 刚度

刚度包括静、动态刚度。动态刚度又称为阻抗特性,是输出端所受到外载荷与作动器的外力作用下产生的位移之比。动态刚度太差则极易引发舵面的颤振,设计中刚度方面的考虑不容忽视。

上述的性能特性对于直接驱动的直线运动电动舵机也具有指导意义。而对于旋转运动舵机除上述共性的问题外,转速上的要求及传动力矩的要求也是设计中必须考虑的问题。

液压舵机的漏损特性也是其中的重要指标,受机上泵源的限制,希望舵机漏损流量要小,其值视飞机而定,在具体的详细规范中要给出这个指标要求。外部漏损通常只允许表面湿润不得产生滴下,对双液压系统的互漏也有严格的要求。

2.3.4.3 环境条件下的性能要求

不同的机型有各自的环境条件要求。在各种环境条件考验下允许性能上与常规条件产生偏差。在详细规范中给出变化的范围,在设计、加工、调试中应考虑产品能适应下列环境条件变化的要求,使性能变化在给定的范围内。

环境温度对歼击机通常为 $-60 \sim +135$ (电动舵机通常为 ± 60)。油压温度通常为 $-60 \sim +135$ 。高度根据飞机使

用升限而定,对于歼击机通常在 20km 以上。

其他环境温度都有相应的要求,如:温度冲击、机械冲击、振动、加速度、电磁干扰、压力脉冲等。

2.3.4.4 寿命与可靠性指标

寿命与可靠性在详细规范中都应有要求,在产品的设计过程中应考虑这方面的技术要求。

总之,对于伺服作动系统设计来说前述的要求是主要的技术要求,根据具体机型还有不同的特殊要求,这些都是在设计中应加以考虑的。有关伺服作动系统的详细要求参见本丛书的《飞行控制系统的分系统》分册。

2.3.5 传感器的选择与安装要求

传感器是自动飞行控制系统三大组成部分之一,有时也称为传感器分系统。所以在研制自动飞行控制系统时,选择或研制传感器是必不可少的。

自动飞行控制系统使用的传感器按被测物理量分类,有以下几种:测量飞机角速率的角速率传感器;测量飞机角位移的航向姿态系统、迎角传感器、侧滑角传感器、舵面位置传感器;测量飞机线加速度的加速度计;测量驾驶员操纵驾驶杆和脚蹬的操纵力或位移的驾驶员指令传感器;测量并计算飞机有关大气参量的大气数据系统;测量飞机高度、速度的静、动压传感器(高度、速度传感器)等。

不同的自动飞行控制系统将依据各不同机种、不同的控制律要求,选择或研制不同种类的传感器。本节将对上述主要的传感器从系统使用要求分别进行基本的介绍(详细的工作原理介绍见本丛书的《飞行控制系统的分系统》分册)。

2.3.5.1 角速率传感器

角速率传感器感受的角速率信号是自动飞行控制系统最重要也是最基本的反馈信号,是增稳和自动驾驶仪系统不可缺少的组成部件。

选择角速率传感器的基本方法首先是根据被测角速率的测量范围,其次是根据自动飞行控制系统性能要求选择角速率传感器的精度、输出特性,还要考虑角速率传感器的动态指标及自监控功能。一般角速率传感器的测量范围要大于被测角速率的范围,以大于10%~30%为宜。角速率传感器的精度选择,体现在角速率传感器的灵敏度。一般自动飞行控制系统因功能各异,其角速率传感器的灵敏限也不一样,但多在测量范围的万分之0.5~10之内;对于一般的自动驾驶仪可选万分之5~10;对于有控制增稳功能的自动飞行控制系统可选万分之1~5;对于数字式电传飞行控制系统则选万分之0.5~1。角速率传感器的输出特性主要是选择输出电压的大小及交流还是直流输出。对于数字式自动飞行控制系统,输出电压的大小应在10V以下,最好是直流信号。如果是交流输出,则飞行控制计算机的模拟输入将增加解调线路。动态指标主要选择无阻尼自然频率和阻尼系数,角速率传感器的无阻尼自然频率选20Hz~40Hz左右为宜。阻尼系数则选 0.8 ± 0.2 ,而在高低温(+70 和 -55)状态,特别是低温状态可适当放宽。角速率传感器的自监控功能随自动飞行控制系统的不同而不同。一般的自动驾驶仪则只要求传感器具有地面自试验的功能,完成飞行前机内自检测(PBIT—Preflight Built in Test)。对于多余度的飞行控制系统,则不仅要求角速率传感器具有地面自试验功能,而且还要求具有在线的空中自检测功能。

角速率传感器一般被安装在飞机或飞行器纵向对称平面内、重心附近。安装位置确定后,安装极性是十分重要的问题。一般的角速率陀螺壳体表面均标有陀螺敏感轴方向:直线箭头方向(敏感轴方向)或圆弧箭头方向(被敏感的角速率旋转正方向)。不管是何种标志方式,安装极性均按右手定则:右手拇指指向敏感轴方向,而其他四指指向敏感的角速率旋转正方向。

2.3.5.2 航向姿态系统

航向姿态系统(简称航姿系统)是以全姿态组合陀螺为核心,

由感应式磁航向传感器、磁航向修正计算器、综合放大器、控制盒、继电器盒、综合航向引导指示器等主要部件组成。

航姿系统(或惯性参考系统)是所有具有自动驾驶仪功能的自动飞行控制系统必不可少的配套交链子系统。根据飞机及其自动飞行控制系统的特点,一般从以下几个方面选择航姿系统:首先是精度和协调速度;其次是电源及高空性能。

航姿系统的输出精度一般选择如下数值,航向:不低于 $\pm 1^\circ$;倾斜:不低于 ± 0.75 ;俯仰:不低于 $\pm 0.5^\circ$ 。

航姿系统协调速度选择如下值,航向:磁修正时不小于 $8^\circ/s$;倾斜:不小于 $300^\circ/s$;俯仰:不小于 $80^\circ/s$;无线电台:不小于 $40^\circ/s$ (变压器式)。

航姿系统的供电选择应以机上已有电源为准则。例如,选直流28V;单相交流:115V400Hz;三相交流:36V400Hz。

航姿系统的高空性要求须根据飞机的升限,但多数航姿系统的高空性可达25000m,满足几乎所有飞机的高空性要求,所以不存在选择的问题。

航姿系统中并非每个组成部件都有安装位置要求,但是有些部件却要按严格的规定去安装。以下对几个有特殊安装要求的部件加以说明。

(1)全姿态组合陀螺。要求安装在飞机的重心附近;固定组合陀螺的地方要坚实,振动尽可能最小,振动的频率要避开10Hz~20Hz;飞机架平时,陀螺的安装面应是水平的(使倾斜、俯仰同步器达电气零位);陀螺壳体上的“飞行方向”箭头指向机头;航向安装精度要求通常为:安装后陀螺底座上两刻线的连线应平行于飞机纵轴,其不平行度不大于 $\pm 15'$ 。

(2)感应式磁航向传感器。应安装在受铁磁物质造成的地磁场畸变最小且固定的地方;应安装在人工能方便地调整罗差修正器的地方;安装用的紧固件均用非磁性材料制造;在飞机架水平后,传感器的安装面应是水平面;安装方向应该按传感器的使用说明(壳体上的箭头指向机头)。

2.3.5.3 迎角传感器

迎角传感器敏感飞机或飞行器的迎角。迎角传感器一般由敏感器(探头或风标)、机械转动机构、感应传感器(电位器或同步器)、加热器等部分组成。

迎角传感器的主要功用是:在自动飞行控制系统的控制中利用迎角反馈信号起迎角/过载安全限制的作用;提供飞机放宽纵向静安定性所不可缺少的静安定性补偿。在横航向控制中,迎角信号作为交链信号能提高大迎角时的偏航增稳性能;或在大迎角飞行时为了保证机体强度限制横航向运动。

迎角传感器按其敏感方式可分为探头式和风标式两类,风标式还可分为单风标和双风标两种;按信号转换方式分类又可分为电位器式和同步器式两类。这些不同形式的迎角传感器如何选配?主要是根据飞机、飞行器及其自动飞行控制系统的种类和迎角传感器在其中的用途来确定。对于仅用作失速警告的迎角传感器,一般采用风标电位器式;也有一些飞行器,例如火箭常常选用探头电位器式的迎角传感器;对于用作主反馈信号的迎角传感器一般采用探头同步器式;对于多余度电传飞行控制系统则往往选择探头同步器式迎角传感器,而且可以是这样选配:一个迎角传感器只有一个敏感探头,而有2个~4个传感器,构成机械无余度(单件)而电气为2个~4个余度的迎角传感器。

迎角传感器的指标要求主要考虑测量范围、灵敏度和带宽。测量范围根据飞机或飞行器可能达到的最大迎角范围来确定。一般迎角传感器的测量范围大于被测量最大迎角的10%~20%。应该指出,测量范围的选择是基于迎角传感器所测得的迎角是飞机或飞行器的真迎角。如果迎角传感器测得的迎角不是真迎角,而是局部迎角,那么,测量范围的选择就有一个修正系数的问题。真迎角、局部迎角和修正系数之间的关系如下:

$$\alpha_{\text{局}} = \alpha_0 + K\alpha_{\text{真}}$$

式中 $\alpha_{\text{局}}$ 为局部迎角; $\alpha_{\text{真}}$ 为真实迎角; α_0 为迎角传感器的安装位置误差; K 为安装位置修正系数。

这时,迎角传感器的测量范围应该按局部迎角考虑,即所选择的迎角传感器的测量范围应大于被测最大局部迎角的 10% ~ 20%。

灵敏限一般根据迎角传感器在飞机、飞行器或自动飞行控制系统中的用途确定,用于失速警告的迎角传感器灵敏度一般取 $0.3^\circ \pm 0.1^\circ$;用于主控反馈信号的迎角传感器灵敏度一般取 $\leq 0.1^\circ$ 。

迎角传感器的带宽一般选 4Hz ~ 10Hz 即可。对于多余度飞行控制系统,还应选择其电气输出具有在线的自监控功能。

由于迎角传感器外形差别较大,安装位置不尽相同,所以安装要求也就不一样。总的来说,双风标式迎角传感器一般装在飞机的机头空速管上,而单风标和探头式迎角传感器一般装在飞机或飞行器机身上。装在机头空速管上的迎角传感器要求距机头 1.5m 以上才能测得飞机的真迎角。因为距机头 1.5m 以上的气流是平稳气流,没有因飞机机身造成的紊流,所以测得的迎角为真迎角。而装在机身上的迎角传感器则要求安装在飞机或飞行器前机身最大横截面的水平基准线上。因为在这个位置气流比较平稳,因机身造成的紊流也小,测得的局部迎角比较稳定,安装位置修正系数 K 变化范围小,有利于把局部迎角换算为真迎角,使得进入自动飞行控制系统控制律的真迎角误差小。

不管把迎角传感器装于何位置,一般要求气动零位安装误差 $\leq \pm 0.1^\circ$ 。

有时为消除侧滑角的影响,往往在飞机或飞行器前机身最大横截面的水平基准线左右两侧各装一台(或两台)迎角传感器,特别是对多余度电传飞行控制系统,这样配置有利于余度管理。

由于机身内部的构造等原因,安装在机身上的迎角传感器往往不能安装在前机身最大横截面的水平基准线上,而可能安装在飞机座舱前左右两侧,甚至安装在机身腹部。这样,迎角传感器感受的局部迎角信号将会很复杂,要通过机载计算机对敏感的局部迎角信号进行解算才能得到真迎角,通常把这样的迎角传感器称

之为计算机式迎角传感器。

须指出,迎角传感器在飞机或飞行器上安装位置的确定往往需要用飞机或飞行器模型在风洞试验室进行吹风试验。

2.3.5.4 侧滑角传感器

侧滑角传感器的组成和风标式迎角传感器几乎完全一样,是由敏感风标、机械转动机构、感应传感器(电位器)、加热器等部分组成,只是安装的敏感轴线与迎角传感器的敏感轴线垂直而已。它的主要功用是测得侧滑角信号用于自动飞行控制系统横航向的控制中,起横航向增稳功能,同时,还起协调转弯的作用。

选择侧滑角传感器时主要考虑三个指标:一是测量范围,二是灵敏度,三是固有频率。测量范围可选 $\pm 5^\circ$ 左右(歼击机)、 $\pm 3^\circ$ (大型运输机和轰炸机)。灵敏度一般选 $0.1^\circ \sim 0.4^\circ$ 。固有频率可选 $\geq 20\text{Hz}$ 。

一般的侧滑角传感器都是安装在飞机机头空速管上,但也有个别侧滑角传感器安装在机身下。安装在飞机机头空速管上的侧滑角传感器测得的侧滑角是真侧滑角,而安装在机身下的侧滑角传感器测得的侧滑角是局部测滑角,存在着修正的问题。不管装在哪个位置,都要求侧滑角传感器的敏感轴线与迎角传感器的敏感轴线相垂直。有时,制造厂家在设计生产侧滑角传感器时,就已经把侧滑角传感器和迎角传感器统盘考虑,相互垂直地组装在一起,称之为迎角侧滑角传感器。

2.3.5.5 加速度传感器

加速度传感器用于测量飞机或飞行器的线加速度。它是由弹性元件(或挠性杆)、力矩器组件、自检测线路、感应传感器组件及闭环反馈放大线路组成。加速度传感器可以是三轴安装的,但是对于飞机来说主要常用的是法向和侧向两个轴。

加速度传感器测得的线加速度信号的主要功用是:法向加速度反馈信号可使飞机或飞行器获得良好的纵向操纵与稳定品质,改善飞机纵向的操纵性与稳定性。侧向加速度反馈信号增强飞机或飞行器的航向静稳定性,可使横侧滚摆比达到满意值。

选择的主要技术指标是：测量范围、灵敏度、自然频率和自监控功能。测量范围的选择依据是飞机或飞行器在整个飞行包线内所能达到的最大线加速度，法向加速度一般在 $-3g \sim +10g$ 范围内，侧向加速度一般在 $\pm 5g$ 范围内。

灵敏度的选择根据自动飞行控制系统控制律的要求。对于一般的飞行控制系统可选灵敏度小于 $1 \times 10^{-2}g$ 即可；对于数字式电传飞行控制系统则可选灵敏度小于 $1 \times 10^{-3}g$ ，不必选灵敏度过高的加速度传感器。

自然频率的选择是依据飞机或飞行器的自然频率，同时还要满足自动飞行控制系统的性能要求。希望飞行控制系统中部件的自然频率一般是飞机自然频率的 10 倍左右。一般来说，自动飞行控制系统中的敏感部件的自然频率既不能过高，也不宜过低。过高则容易感受不该感受的高频信号，过低则会产生反应慢，跟不上系统运行的现象。

自监控功能的选择是根据自动飞行控制系统的控制功能确定的。对于有控制增稳功能和自动驾驶仪功能的多余度飞行控制系统则可只要求具有地面自试验功能，用于飞行前自检测（PBIT）。但对于有主动控制技术功能的电传飞行控制系统则不仅要求具有地面的试验功能，而且还要求具有在线的空中自检测功能。

加速度传感器的安装主要注意两点：一是安装位置，一般要求安装在飞机或飞行器重心附近，如重心处没有合适的安装位置而不得不安装在重心之外的地方时，那么离重心的距离需视自动飞行控制系统控制规律仿真结果的要求而定；二是极性，要使加速度传感器上的加速度敏感箭头与飞机或飞行器的测量轴的轴线相平行。

还要特别注意的是加速度传感器在飞机或飞行器上的安装状态确定后，应明确加速度传感器在该安装状态下有无 $1g$ 的输出，如有，则应通过加速度传感器本身内部的线路或由飞行控制计算机给与补偿。

2.3.5.6 驾驶员指令传感器

驾驶员指令传感器包括纵、横向杆力(位移)指令传感器和脚蹬力(位移)指令传感器。

驾驶员指令传感器敏感驾驶员的操纵杆力(位移)和脚蹬力(位移)。其功能是实现自动飞行控制系统的控制增稳功能,改善操纵性能、提高机动操纵的品质。

对于要求具有纵、横向控制增稳功能的自动飞行控制系统,则可选择纵、横向杆力(位移)指令传感器,而对于要求具有三轴控制增稳功能的自动飞行控制系统,则不仅选择纵、横向杆力(位移)指令传感器,还要选择脚蹬力(位移)指令传感器。对于多余度飞行控制系统,指令传感器还要有相应的余度,以便与系统配套。

选择的主要技术指标:型式、测量范围、灵敏度、自监控功能等。型式的选择主要根据飞机操纵系统的设置情况。对于飞机有中央驾驶杆的情况,可选纵横向杆力指令传感器,而且是组合式的,如选纵横向杆位移指令传感器则可选择分立的纵向杆位移指令传感器和横向杆位移指令传感器,航向则既可选脚蹬力指令传感器,亦可选脚位移指令传感器。对于飞机没有中央驾驶杆的情况,可选内含纵横向杆力指令传感器的侧杆控制器。

测量范围的选择主要依飞机的机型及驾驶员的操纵力及操纵位移的大小而定,同时,还要考虑自动飞行控制系统的控制权限。一般纵向杆力:歼击机 $\pm 100\text{N} \sim \pm 300\text{N}$,大型飞机 $\pm 200\text{N} \sim \pm 400\text{N}$;横向杆力:歼击机 $\pm 50\text{N} \sim \pm 100\text{N}$,大型飞机 $\pm 80\text{N} \sim \pm 200\text{N}$;脚蹬力:歼击机 $\pm 400\text{N}$ 左右,大型飞机 $\pm 500\text{N}$ 左右。杆位移的测量范围视驾驶杆的位移量和脚蹬的位移量以及驾驶杆、脚蹬到安装指令传感器的位置处操纵的位移量而定。

灵敏度的选择 纵横向杆力的灵敏度 $< \pm 1\text{N}$ 、脚蹬力的灵敏度一般为 $< \pm 3\text{N}$;纵横向杆位移的灵敏度为 $\leq 0.1\text{mm}$,脚蹬位移的灵敏度为 $\leq 0.2\text{mm}$ 。

对于多余度数字或模拟式飞行控制系统,要求驾驶员指令传

传感器具有自监控功能。对于杆力指令传感器可选择具有地面自试验(零位检查或加力矩器定值检查)能力,在线的空中自检测(应变桥及值域检测);对于杆位移指令传感器除选择地面自试验外,有时也要选择在线的空中自检测。

2.3.5.7 大气数据计算机

大气数据计算机为机载航空电子设备,对于自动飞行控制系统,主要是根据系统的使用要求确定与大气数据计算机交联关系要求,对于多余度飞行控制系统往往要求采用双重的大气数据系统,包括大气数据计算机和备份大气数据传感器。

对大气数据计算机的主要技术指标要求是:高度范围、空速、Ma 数(或动压 q_c)等。高度范围按飞机可能到达的高度确定,精度:在 10km 一般不大于 $\pm 40\text{m}$;空速也是根据飞机可能达到的空速,精度 $\pm 4\text{km/h}$;Ma 数也是根据飞机可能达到的速度而定。由于自动飞行控制系统中往往要求随 Ma 数(或 q_c)调节参数,所以,对 Ma 数要提出精度要求,一般要求精度为 ± 0.01 。对大气数据计算机要求测量范围值一般高于飞机设计最大值的 10% 左右。例如,某飞机的升限为 22.5km,对大气数据计算机的要求值就为 25km。

2.3.5.8 高度速度传感器

高度速度传感器实际上就是静压、动压传感器。高度对应静压、速度对应动压。静动压传感器是由全压输入管嘴管道、静压输入管嘴管道、单晶硅桥路(或薄壁振动筒)、恒流电源、输出放大器等部分组成。

静动压传感器的功用是:用静动压传感器输出的静压 P_s 和动压 q_c 对自动飞行控制系统的有关参数进行连续调节,使飞机在整个飞行包线内达到规范要求的满意的飞行品质。

对于只需要静压和动压进行调节参数的自动飞行控制系统,可不必选大气数据计算机,而选静动压传感器。静动压传感器分两类:一类是单晶硅式,另一类是振动筒式。如果由于机上安装位置的限制,要求体积小或要求组成多余度组件,而且要求输出模拟

信号,建议选单晶硅式,如果环境温度变化大,又想追求高精度、高稳定度,而且要求数字信号,则建议选振动筒式。

选择的主要技术指标:静压传感器主要选高度范围,动压传感器主要选表速范围。静压的高度范围可按比飞机设计升限高10%考虑,动压的表速范围可按比飞机设计表速大10%考虑。两者不存在根据自动飞行控制系统的要求选择精度的问题,一般选总精度为0.2%~1.0%范围内。

由于气压管道在机头附近,为了测量的准确,所以,一般将静动压传感器安装在机头附近或前设备舱,而且希望连接传感器的管路越短越好。

2.3.6 软件设计

2.3.6.1 软件设计的依据性文件

(1) GJB 437-88《军用软件开发规范》。该规范为开发军用软件规定了统一的、最低的要求。只有严格遵守该规范,才能保证所开发的软件具有高度的可靠性、可维护性和可移植性;

(2) GJB 438-88《军用软件文档编制规范》。软件设计者在开发工作的每一个阶段都必须编制一定的文档,作为软件开发的重要文字依据,这些文档连同计算机程序和数据一起,构成计算机软件。这是保证软件开发成功、节约软件开发投资、便于软件运行和维护的重要措施。

该规范为军用软件的文档编制与修订提供指导,它给出了13种文档的内容提纲和编写要求:可行性研究报告、项目开发计划、软件需求说明、数据要求说明、概要设计说明、详细设计说明、数据库设计说明、用户手册、操作手册、程序维护手册、测试计划、测试分析报告、安装实施过程。

(3) GJB 439-88《军用软件质量保证规范》。该规范规定软件承办单制定并实现软件质量保证计划,以确保承办方按照任务合同的要求而开发软件和提供软件;

(4) GJB 1091-91《军用软件需求分析》。该标准为军用软件

需求分析规定了统一的、最基本的要求,规定了软件需求分析阶段的工作内容、方法、结果和评审。软件需求分析的结果是软件设计、实现、测试验收和维护的依据;

(5) GJB 1267-91《军用软件维护》。该标准为军用软件的维护规定了统一的、最基本的要求。它规定了软件维护的内容、类型、维护过程和维护管理。

(6) 企业标准和专用规范。

(7) 其他文件。

DOD-STD-2167《国防系统软件开发》(适用于军用航空电子系统软件)

RTCT DO-178《机载系统和设备合格审定软件要求》(美国航空无线电技术委员会的文件,适用于民用航空电子系统软件)

2.3.6.2 软件设计与编程

软件依据其危害程度分为三级:一级软件是关键软件,二级软件是重要软件,三级软件是一般软件。如果由软件模块来完成的功能危害度等级随任务阶段而变化时,则模块必须按其最高一级的功能危害度等级进行开发和确认。一般说来,自动飞行控制系统软件属于一级软件。

高质量的软件必须对其开发过程进行高度结构化并加以控制才能获得。软件的开发过程包括详尽的分析、文档编制以及测试等工作。

按照 GJB 437-88 标准进行软件设计需求分析,包括:系统设计要求、系统性能要求、设备要求、接口设计要求、操作使用要求、系统设计标准、系统备份和维护要求。依据软件任务书,与总体、控制律、计算机硬件等各有关部门进行技术协调,确定软件开发、测试平台以及有关的开发工具软件和地面支持软件。

软件主管设计人员负责软件总体设计和需求分析,规定数据结构、存储分配、程序及子程序、功能模块划分及其接口约定、全局变量约定,承担引导程序、总调度程序及控制模态调度等关键程序的设计和测试,编写《软件开发计划》和《软件质量保证计划》等文

档。

软件设计人员按照个人所承担的程序、模块设计任务,依据“软件设计需求书”,进行分析、查找和收集资料,编写“软件需求分析说明”,由系统主管工程师及有关人员负责审查。为了保证各程序、模块的正确性以及控制结构、数据结构和算法的合理性,必须进行软件需求评审,并做好评审记录。软件设计人员依据经交办单位同意的软件需求说明进行软件设计,按照软件级别需求,编写相应的文档,如:《软件概要设计说明》、《软件详细设计说明》、《数据库设计说明》、《用户手册》、《操作手册》等;并采用经过批准而选定的语言编写程序,进行编码工作,生成的源程序包含带有注释、从而描述模块功能和程序流程的计算机程序源语句,包含程序部件号、程序名称、发布日期或版本号等标识。

2.3.6.3 软件的验证和确认

软件的验证和确认是最终形成“软件产品”的重要环节,它贯彻于软件开发的全过程。

软件需求评审和软件设计(含概要设计和详细设计)评审是软件验证工作中重要的一部分,评审通过后,进入软件功能评审(即软件测试)阶段。软件测试人员按照任务书及软件需求去检查校对程序,编写《测试计划》,为整个测试阶段的管理工作和技术工作提供指南,确定测试的内容和范围,为评价系统提供依据,帮助用户安排测试活动,说明对设备器材和机构人员的需求。然后,按照《测试计划》进行正式测试,对综合后的模块进行软、硬件的综合测试(应强调把软件合并到目标机硬件中,并在该环境中验证其性能)。对测试结果进行功能、物理和综合审查,做好测试记录,所有测试的结果必须编入文档(即《测试分析报告》),所有的偏差都必须给以纠正。完成测试之后,编写《测试分析报告》,把通过测试得到的结果写成文档,为纠正软件缺陷提供依据,使用户对系统运行建立信心。

需要说明的是,按照美国国防部 DOD-STD-2167《防务系统软件开发》的规定,软件设计人员不能参加或进行正式的软件测试,

可以进行非正式的测试,如:预先检查各个子程序或模块是否有唯一的命名、是否有一个单独的入口和单独的出口,然后对它们进行单独的、非正式的测试。

软件综合测试通过后,进入软件物理审查和综合审查阶段,由质量主管工程师负责,对程序、数据、文档进行审查,检查结果记入软件质量控制专题记录。

软件人员在软件维护阶段应当做好软件版本标识及入、出库记录、登记工作,严格执行软件更改控制程序;编写《软件开发总结》,将各个阶段产生的文档签署完整,配合档案部门完成存档工作。

软件开发和验证过程如图 2-6 所示。

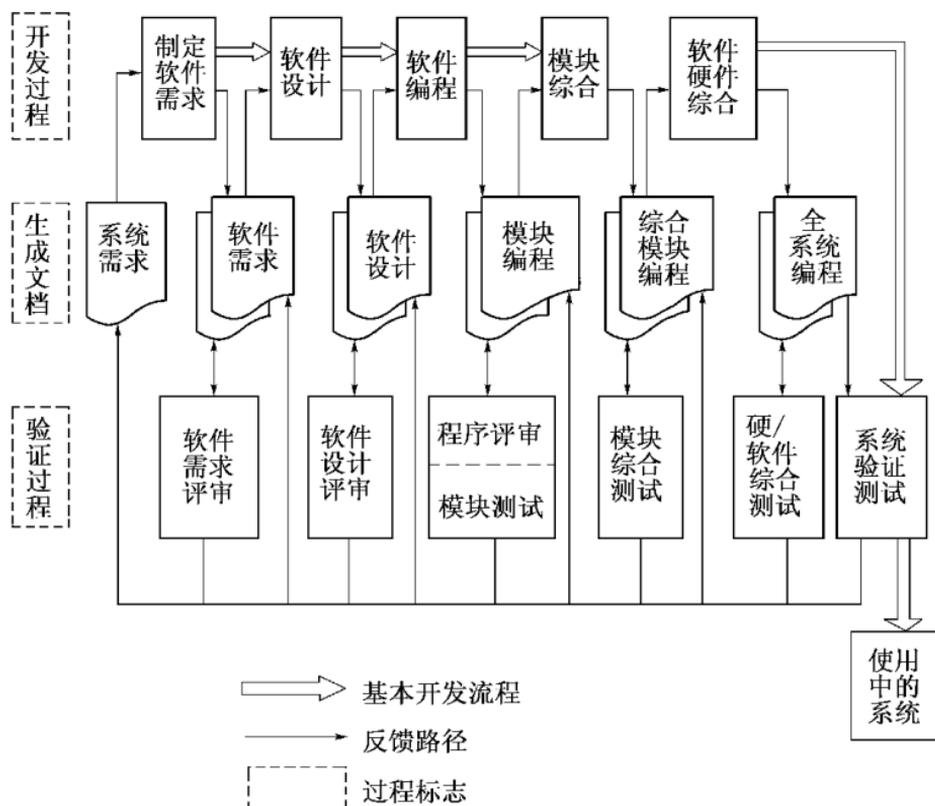


图 2-6 软件开发和验证过程

第 3 章 自动驾驶仪的控制律设计

自动驾驶仪的基本控制回路是由姿态反馈和由角速度反馈构成的俯仰回路、横滚回路和偏航回路。它是利用一套自动装置代替驾驶员来操纵飞机角运动、重心运动,以保持飞机按预定的姿态或轨迹飞行的自动控制系统,是自动飞行控制系统的核心基础,它作为飞行控制系统的一个基本组成部分,与控制增稳系统或航迹控制系统相结合,组成了现今较为普遍应用的自动飞行控制系统。

本章主要介绍自动驾驶仪基本回路控制律设计的一般要求、设计工具、设计方法和设计手段,给出了设计实例,并对几个需要注意的问题加以说明。

3.1 设计综述

3.1.1 仿真设备

随着计算机的飞速发展,以及各种应用软件工具的不断更新,控制律设计仿真的手段也不断更新,控制律设计效率大大提高。目前,控制律设计普遍采用数字计算机进行仿真。

数字仿真设备通常为 PC 机或超级小型机以及工作站,PC 机通常要求为 PC486 以上,内存 16MB,硬盘可根据任务规模取舍。如果需要实时仿真可用实时仿真机如 AD-100,或带有实时调度软件的 PC 机来进行。

3.1.2 控制律仿真软件

目前控制律仿真软件主要有 MATLAB-Simulink、MATRIXx 以

及其他自行开发的控制律专用软件,专用软件通常是用 FORTRAN、VB、VC、C++ 等语言编制的用户自己开发的软件。

1) MATLAB 仿真软件

美国 Mathwork 公司于 1967 年推出了 MATLAB 软件包,并不断进行更新和扩充。1993 年推出的 MATLAB 4.0(带有 Simulink1.2)使得该软件风行美国,流传世界。该软件运行于 Windows 环境下,是一种功能强、效率高、便于进行科学和工程计算的交互式软件包,由于 MATLAB 编程运算与人进行科学计算的思路一致,所以不像学习其他高级语言(如 Fortran、C 等)那样难于掌握,实践证明,只需几十分钟的时间就可以学会 MATLAB 的基础知识,在短短几个小时的使用中就能初步掌握它。特别是其中的控制系统工具箱中包含有许多控制系统分析的现成函数,使自动控制的专业人员可以很快掌握它,从而进行高效率 and 富有创造性的计算与分析,而不是把大量时间花在编程序上。

例 1 某数字电传控制系统起飞着陆控制律简要结构图如图 3-1 所示。用 MATLAB-Simulink 工具很容易将控制律图构造出来,将飞机气动数据及控制律有关参数给出后即可进行仿真。飞机纵向三自由度状态方程如下:

$$\dot{X} = AX + BU, Y = CX + DU \quad (3-1)$$

式中 $X = [v \ \alpha \ \omega_z \ \vartheta]^T$; $Y = [v \ \alpha \ \omega_z \ n_y \ \vartheta]^T$; $U = [\delta_z]^T$;

v 为真空速 α 为迎角 ω_z 为俯仰角速率 ϑ 为俯仰角 n_y 为法向过载 δ_z 为升降舵偏角。

其起飞着陆状态的飞机 A、B、C、D 阵如下:

$$A = \begin{bmatrix} 0.00000 & 0.00000 & 0.00000 & 0.00000 \\ 0.00000 & -0.56590 & 1.00000 & 0.00000 \\ 0.00000 & -1.79179 & -0.99810 & 0.00000 \\ 0.00000 & 0.00000 & 1.00000 & 0.00000 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0.00000 \\ -0.14325 \\ -4.13206 \\ 0.00000 \end{bmatrix};$$

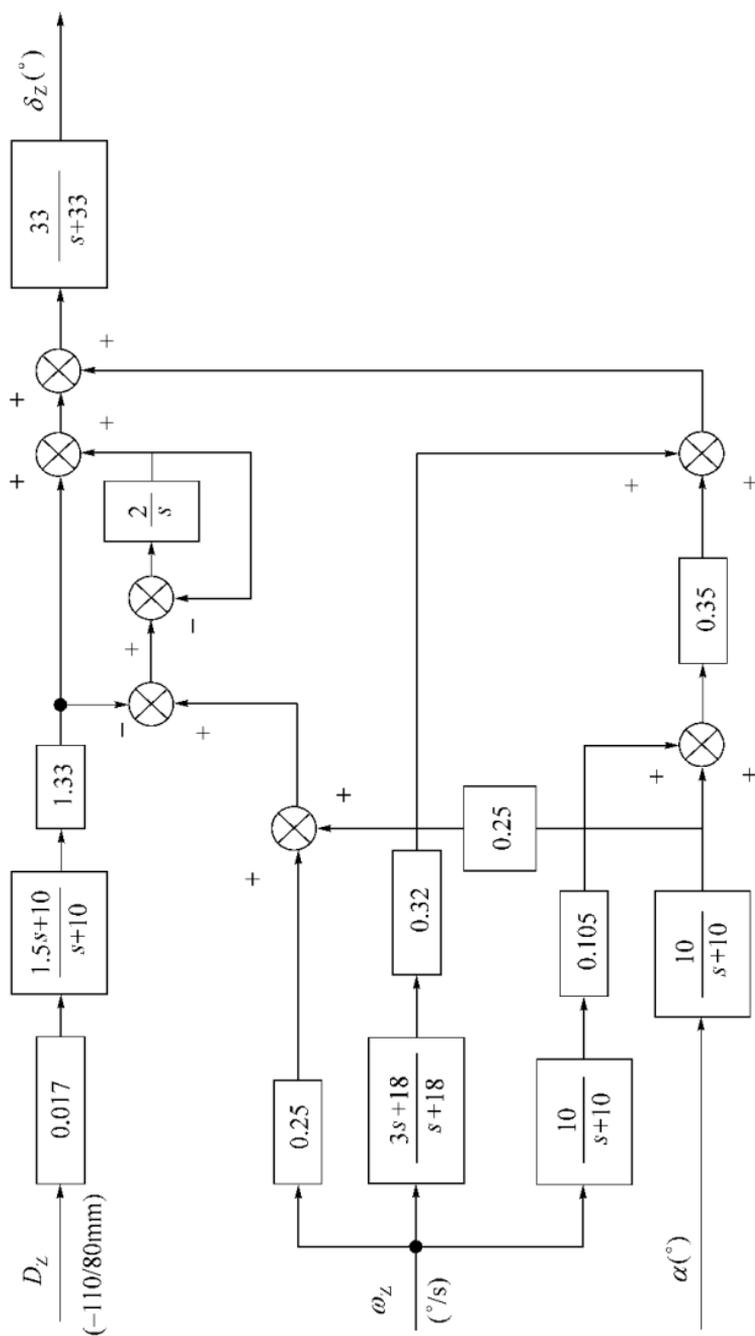


图 3-1 某数字电传纵向起飞/着陆控制律仿真框图

D_z —纵向驾驶杆位移； s —拉普拉斯算子。

$$C = \begin{bmatrix} 0.01750 & 0.00000 & 0.00000 & 0.00000 \\ 0.00000 & 1.00000 & 0.00000 & 0.00000 \\ 0.00000 & 0.00000 & 1.00000 & 0.00000 \\ 0.02049 & 5.03390 & -0.55959 & 0.00000 \\ 0.00000 & 0.00000 & 0.00000 & 1.00000 \\ 0.00000 & -1.00000 & 0.00000 & 1.00000 \end{bmatrix}; D = \begin{bmatrix} 0.00000 \\ 0.00000 \\ 0.00000 \\ -0.84160 \\ 0.00000 \\ 0.00000 \end{bmatrix}^{\circ}$$

在 MATLAB-Simulink 下拉菜单“ Simulation ”下选“ START ”即可得系统时域响应曲线 ,如图 3-2 所示。

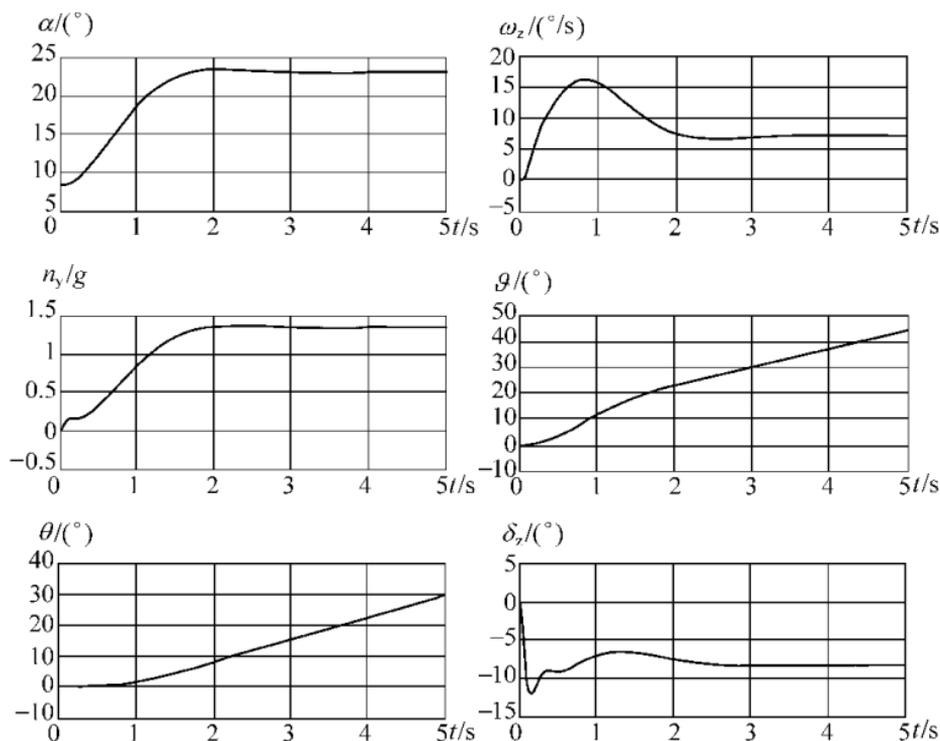


图 3-2 纵向阶跃响应曲线

如果要进行控制律的其他功能特性分析 ,设图 3-1 的名称为 EX2. m ,则通过下面的一条语句 ,就立即可以得到全系统闭环矩阵 AC ,BC ,CC ,DC :

$$[AC ,BC ,CC ,DC] = \text{Linmod}('EX2. m');$$

只需一条语句 $\text{eig}(AC)$,就可获得系统的特征值、阻尼、频率 ;类似地 ,用下面的一些语句就可以画出系统的伯德图、奈奎斯特

图、尼可尔斯图。

伯德图 : Bode[AC ,BC ,CC ,DC ,IU] ;

奈奎斯特图 : Nyquist[AC ,BC ,CC ,DC ,IU] ;

尼可尔斯图 : Nichols[AC ,BC ,CC ,DC ,IU] ;

另外还可以求闭环系统的奇异值并画曲线 :

svt = sigma(AC ,BC ,CC ,DC ,IU) ;

svt1 = 20 × log10(svt)。

由上可见 MATLAB 的确是控制律设计与分析的高效软件工具 ,上述从时域到频域的各种分析如果用其他语言如 Fortran、C 语言编写 ,则至少需要几百条语句。

另外在 MATLAB-Simulink 工具箱(toolbox)中还有用于控制系统分析的各种库 ,如 μ 分析(mutools)、最优控制(optimum)、人工神经网络(nnet)、模糊控制理论(fuzzy)、鲁棒控制库(Robust)、定量反馈理论(QFT)等。1996 年推出的 MATLAB5.0 中 ,其库函数更加丰富 ,控制理论的最新研究成果大都编入了库中 ,为控制律设计提供了多种有效的设计方法 ,1998 年推出的 MATLAB5. x 又增加了自动 C 代码、Ada 代码生成及文本自动生成。另外 ,用户还可以根据自己的需要方便地建立和扩充新的库函数 ,以扩充它的功能 ,MATLAB 还可以方便地调用 Fortran、C 语言编写的程序。2001 年又推出了 MATLAB6.0 ,功能更强大。

2) MATRIXx 软件

MATRIXx 软件由美国 ISI (Integrated Systems Inc)公司推出 ,该语言的基础部分与 MATLAB 语言相同 ,因为该公司与 MATLAB 语言的开发商在早期同为一个公司 ,后来 ISI 公司在 MATLAB 语言的基础上推出了面向工程的 MATRIX 语言 ,而 MATLAB 语言相对偏重于理论计算。

MATRIXx 仿真环境可使控制律设计更加规范化、图形化和可视化 ,并可以进行实时的在线或离线飞行控制系统仿真。由于具有功能强大的交互式界面 ,使得控制系统的设计更直观 ,选择参数与优化更方便。MATRIXx 产品家族包括系统建模(SystemBuild)、数学分析及库函数(Xmath)、自动代码生成(Auto Code)、自动文档生

成(Documentit)、实时仿真(Real Sim Series)等功能模块。

System Build 模块可以使控制律设计工程人员方便地用鼠标建立控制律方块图,自动代码生成 Auto Code 能够将调试好的控制律框图自动生成 C 语言代码或 Ada 语言代码,同时用 Documentit 模块将控制律结构图变成相应的文档,将形成的 C 代码(或 Ada 代码)下载到 Realsim 模块下进行实时仿真,实时仿真硬件环境为 AC-100 或 AC-1000 多处理机。

用 MATRIXx 工具设计控制系统的瀑布式过程如图 3-3 所示。它的思想是建一点,测试一点,即从开始分析设计就是一个完整的设计、编码、综合与调试共同进行的过程。这样就避免了过去的工程师们在某一时间段完成一部分设计步骤,直到工程末尾发现有重大缺点,再返回设计就太晚了,从而延误时间。其建一点、测一点的思想如图 3-4 所示。

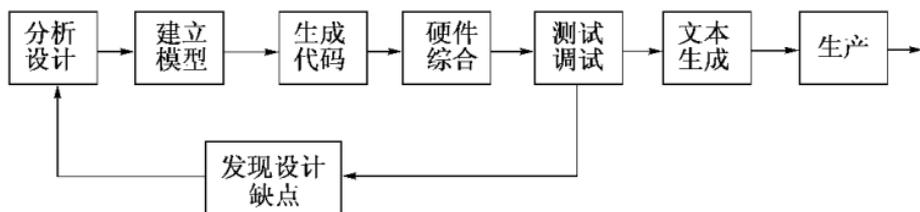


图 3-3 MATRIXx 瀑布式设计过程

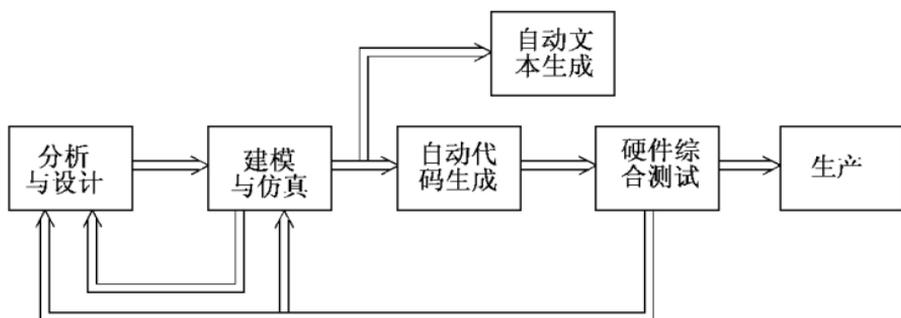


图 3-4 MATRIXx 可视化、交互式建一点、测一点过程

3) 其他软件

为了进行控制律设计还需要其他一些专用软件工具,如飞行品质分析软件包,现在国内已具有 Windows 环境下的固定翼飞机

飞行品质分析软件包和旋翼飞机飞行品质分析软件包,将国内外现有的常用飞行品质规范(MIL-F-8785C、ADS-33-C、GJB185-86、GJB2191-94)综合到该软件包的品质等级图形库中,设计者可以很方便地进行控制律设计优化。另外还需要有模块化实时六自由度仿真软件包,以及必要的绘图软件,其中VB、VC、3DMAX语言在编制良好的控制律仿真用人机界面上发挥了很好的作用。Fortran语言编制的专用软件包也有一定程度的应用,但由于其界面编制不方便,应用得越来越少。

3.1.3 自动驾驶仪系统结构分析

自动驾驶仪是以飞机及其增稳系统为内回路,所组成的回路主要是控制和稳定飞机的姿态。由于该回路包含了飞机,而飞机的动态特性又随着飞行条件(如高度、速度等)而变化。所以,为了保证在各种飞行状态下都具有较好的性能,有时其控制律参数设置成可以随飞行条件变化的调参增益。

飞机包含了运动学环节(表征飞机空间位置集合关系的环节),如果用敏感元件测量飞机的重心位置并进行控制,就组成了制导回路。这个回路的主要功能是控制飞机飞行轨迹,如高度的稳定与控制,进而可以构成自动着陆系统、地形跟随系统等,此时的姿态角控制回路就成了重心控制回路的内回路。

这样,一个完整的自动驾驶仪系统的整体组成就是如图3-5所示的一个嵌套式结构。

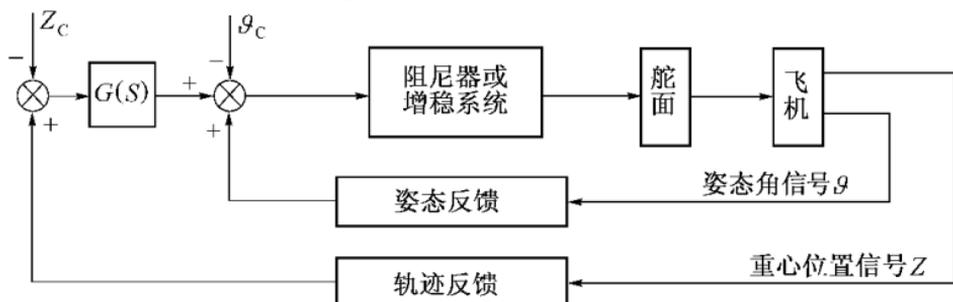


图 3-5 自动驾驶仪系统结构图

Z_c —重心位置指令信号； ϑ_c —姿态角指令信号。

3.1.3.1 自动驾驶仪模态

通常,飞机的自动驾驶仪有俯仰、航向和横滚三个控制通道(有的系统只有俯仰和横滚控制通道),每个通道由一个控制面控制,但在横向和航向之间常常有交联信号,设计自动驾驶仪时就要考虑到各通道的独立性和关联性。控制增稳系统的设计一般都是按照纵向和横侧向分开进行的。因此,在此基础上设计自动驾驶仪时也要相应地分开进行,分别设计纵向自动驾驶仪和横侧向自动驾驶仪。

纵向自动驾驶仪可以稳定与控制飞机的俯仰角、高度、速度等,横侧向自动驾驶仪可以稳定与控制飞机的航向角、倾斜角、偏航距离等。控制飞机的这些不同变量,就对应了驾驶仪不同的功能模态。根据所控制的状态量,可以完成姿态(俯仰角和滚转角)保持、航向保持、自动改平、低高度拉起和高度保持等功能。

3.1.3.2 自动驾驶仪的性能指标和要求

在设计自动驾驶仪的时候,应当根据设计需求和 GJB185-86、GJB2191-94 等飞行品质规范确定自动驾驶仪应具有的性能指标。自动驾驶仪的主要性能指标和要求包括:①姿态和航向保持精度范围和瞬态响应;②自动改平和低高度拉起时改平拉起速度、迎角、过载限制;③高度保持精度;④空速和 Ma 数保持精度;⑤自动驾驶仪的稳定性要求;⑥自动驾驶仪的剩余振荡要求;⑦自动驾驶仪的使用范围。

3.2 纵向自动驾驶仪模态控制律设计

3.2.1 纵向自动驾驶仪的内回路

当飞机装备有纵向增稳/控制增稳系统时,带有纵向增稳系统的飞机就成了纵向自动驾驶仪的内回路。

纵向增稳/控制增稳系统使飞机的纵向稳定性、操纵性和机动性得到了有效的改善。增稳系统使系统的闭环极点与原飞机的开

环极点有明显的差异,是纵向姿态控制和轨迹控制系统自动驾驶仪的一个良好内回路,使自动驾驶仪具有良好的稳定性、响应特性和控制精度。

当纵向控制系统带有前向积分器时,自动驾驶仪就具有了均衡式自动驾驶仪的特点,这样的驾驶仪既具有比例式自动驾驶仪的快速响应特性,又具有积分式自动驾驶仪可以消除俯仰角静态误差的特点,能够消除常值力矩干扰下的静态误差,提高纵向自动驾驶仪的稳定精度。如果能得到俯仰速率等效系统的零极点位置,就可以方便地选取俯仰姿态保持和高度保持回路结构和参数。

3.2.2 纵向自动驾驶仪的设计方法

带有增稳系统的飞机是纵向自动驾驶仪的控制对象,但是这种被控对象是复杂的高阶系统,直接使用他们会使自动驾驶仪的设计比较繁琐,而利用等效系统方法得到的低阶等效模型在一定频率范围内能够完全逼近原高阶系统。因此,可以使用简单的低阶等效模型作为纵向自动驾驶仪的控制对象,进行自动驾驶仪的初步设计,然后再以实际控制系统作为纵向自动驾驶仪的内回路进行仿真、计算和参数调节工作。

线性时不变系统的性能取决于系统闭环传递函数的零极点在 s 平面上的分布。在自动驾驶仪控制律的设计中,利用反馈和校正技术,合理地设置零极点偶,可以降低闭环系统阶次,实现希望的响应特性。

在自动驾驶仪控制律初步设计阶段,首先可以暂不考虑伺服回路、传感器、等效时延等非线性因素对闭环系统的影响,利用零极点偶配置设计方法确定系统的结构和参数,得到理想的、满足要求的动态响应特性和频率响应特性;其次,再考虑系统的非线性因素,对参数进行调整,使得系统的时域响应与频域响应达到技术指标的要求。这种设计方法简单易行,是工程实际中比较容易操作的设计方法。

3.2.3 俯仰姿态保持/控制模态控制律设计

通常只在飞机水平飞行状态和短时间内下滑、爬升状态下使用此模态。控制变量是俯仰姿态角 ϑ ($\vartheta = \theta + \alpha$)，传感器是姿态参考陀螺。因为迎角 α 随着飞行状态变化而改变，所以这种模态下控制器并不保持俯仰航迹角 θ 为常值。如果增加推力，飞机将爬升；并且随着燃油的消耗，重量将随之减轻，也会使飞机逐渐爬升；同样地，由于空气密度随高度增高而降低，爬升的飞机将趋于改平。由于这些特性，俯仰姿态保持本身并不十分重要，但它是自动驾驶仪其他模态的内回路，如高度保持模态、自动着陆等。

图 3-6 给出了俯仰姿态保持模态的简单原理方框图。图中俯仰速率限幅实际上限制了过载，通常还应加入升降舵指令限幅，如果需要，应加入俯仰结构陷波器；对俯仰速率反馈可以加入洗出（高通）滤波器；在俯仰角指令入口处，要加俯仰角限幅，如果引入俯仰角加速度，可以提高系统的稳定性。

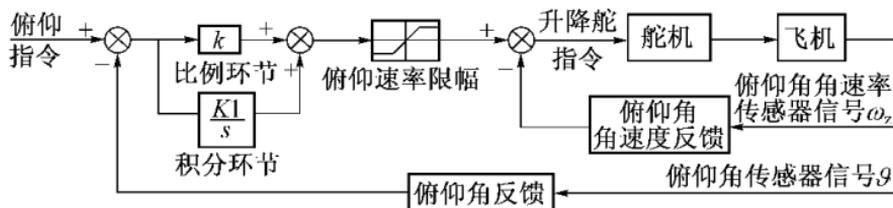


图 3-6 简单的俯仰姿态保持原理方框图

对于如上的原理框图，如果假设舵机为惯性环节 $10/(s+10)$ ，俯仰速率限制为无穷大，就可以得到一个简单的俯仰姿态保持的控制律框图，如图 3-7 所示。

在图 3-7 中，动态补偿器 $G_c(s)$ 可以使系统稳态误差较小而动态响应较好；内回路速率反馈可以提高设计自由度及改善短周期阻尼。设计时，可以用飞机的短周期近似代替飞机动态环节，通过对俯仰速率的积分得到俯仰角信号。因为俯仰姿态是飞机长周期模态中的信号，俯仰姿态到舵面的反馈会同时改变长周期和短周期模态。在下面的例子中可以看到，这两种模态都包含在时间响

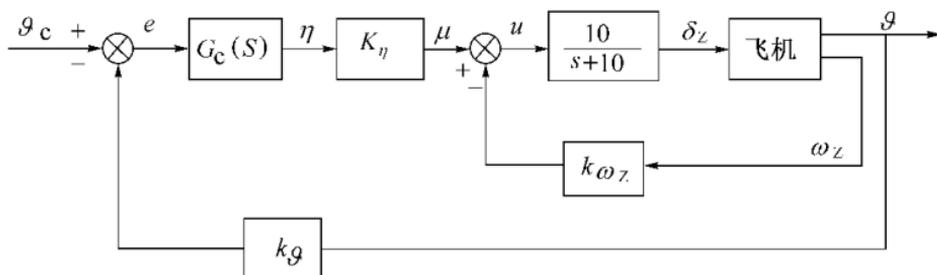


图 3-7 俯仰姿态保持模态控制律方框图

应中,也都对动态补偿器的设计产生了影响。

下面的两个例子^[3]分别是有/没有动态补偿器时的俯仰姿态保持模态控制律,它是以后更复杂的自动驾驶仪模态的基础。

例 2 简单的俯仰姿态保持自动驾驶仪

本例说明了无动态补偿器 $G_c(s)$ 时,通过调整图 3-7 中的增益 k_η 、 k_{ω_z} 系统可以获得的性能。某运输机在水平飞行的巡航条件下,初始高度 h 为 7625m,真空速 v 为 152.5m/s,飞机参数为

$$A = \begin{bmatrix} -8.2354 \times 10^{-3} & 18.9380 & -32.17 & 0.000000 & 5.9022 \times 10^{-5} \\ -2.5617 \times 10^{-4} & -0.5676 & 0.0000 & 1.000000 & 2.2633 \times 10^{-6} \\ 0.00000000 & 0.000000 & 0.0000 & 1.000000 & 0.00000000 \\ 1.3114 \times 10^{-5} & -1.4847 & 0.0000 & -0.47599 & -1.4947 \times 10^{-7} \\ 0.00000000 & 500.000 & 500.000 & 0.000000 & 0.00000000 \end{bmatrix}$$

$$B^T = [0 \quad 0 \quad 0 \quad -0.0019781 \quad 0] \text{ (单输入 } \delta_z \text{)};$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57.296 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -57.296 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

假设舵机模型为 $10/(s+10)$ 将其转换成状态空间形式,则得到

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ 10 \end{bmatrix} u \\ y &= \begin{bmatrix} \vartheta \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57.296 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -57.296 & 0 & 0 \end{bmatrix} x \\ x^T &= [v \quad \alpha \quad \vartheta \quad \omega_z \quad h \quad \delta_z] \end{aligned}$$

$$u = -Ky = -[k_\theta \quad k_{\omega_z}]y$$

令 $k_\eta = -K_y$ 则 δ_z 到 ϑ 的传递函数为

$$\frac{\vartheta}{\delta_z} = \frac{-1.133(s+0.5567)(s+0.01897)(s+1.666 \times 10^{-4})}{(s+0.5234 \pm j1.217)(s \pm 0.002471 \pm j0.08988)(s \pm 1.892 \times 10^{-4})} \quad (3-2)$$

由上式可见,所有模态都是稳定的,但复数模态欠阻尼($\xi_{sp} = 0.395$ 、 $\xi_p = 0.027$)。高度极点(小根)几乎要与零点对消了,但省略高度状态又会使长周期参数产生显著误差。从上面的传递函数可以看到系统是 0 型系统。

图 3-8 是 $k_y = -4.0$ (每度俯仰角的舵面偏度)时的根轨迹图。除了短周期极点外的所有零极点都在实轴,当改变 k_{ω_z} 时,短周期极点的阻尼经过了最大值。增大 k_y 时,根轨迹的上分支向上方移动,减小了可以达到的最大阻尼。

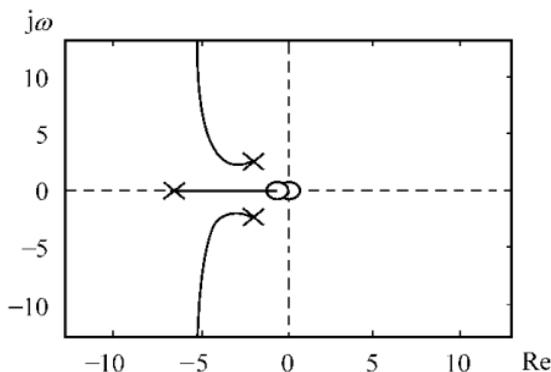


图 3-8 姿态保持模态的根轨迹图

在图 3-8 中,最大短周期阻尼是足够的,选择俯仰速率反馈增益 $k_{\omega_z} = -2.5$,对应的阻尼比和频率分别为 $\xi = 0.64$ 、 $\omega_n = 3.2$ 。由 $k_\eta = -k_y = 4.0$ 以及 $k_{\omega_z} = -2.5$,得到闭环传递函数为

$$\frac{\vartheta}{\vartheta_c} = \frac{45.33(s+0.5567)(s+0.01897)(s+1.666 \times 10^{-4})}{(s+1.999 \pm j2.389)(s+6.646)(s+0.3815)(s+0.02522)(s+1.718 \times 10^{-4})} \quad (3-3)$$

高度极点几乎被零点对消,但其对消并不精确,它们在其阶跃响应中还可以明显看到。其阶跃响应如图 3-9 所示,表现出具有明显的稳态误差。

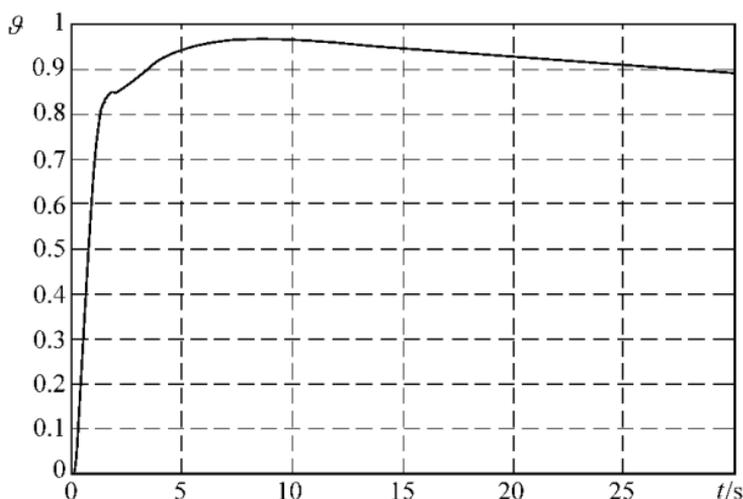


图 3-9 俯仰姿态保持模式阶跃响应曲线(俯仰角经过归一化处理)

这种设计的缺陷在于为了减小稳态误差,需要增大 k_{η} ,同时还必须选用较大的 k_{ω_z} 来获得适当的短周期阻尼,这些都可能产生速率传感器的噪声或结构模态反馈问题。在下面的例子中,使用 PI 补偿器以消除稳态误差,使用相位超前补偿器以提高系统动态响应。

例 3 有动态补偿器的俯仰姿态保持模式

某运输机处于起落架放下、襟翼放下的配平状态,飞行条件为 $h = 15.25\text{m}$, $v = 76.25\text{m/s}$,飞机重心位置 $x_{cg} = 0.25c$ (c 为平均气动力弦长) $\theta = -2.5^\circ$,飞机参数为

$$A = \begin{bmatrix} v & \alpha & \vartheta & \omega_z \\ -3.8916 \times 10^{-2} & 18.9920 & -32.139 & 0.00000 \\ -1.0285 \times 10^{-3} & -0.64537 & 5.62290 \times 10^{-3} & 1.00000 \\ 0.00000 & 0.00000 & 0.00000 & 1.00000 \\ 8.08470 \times 10^{-5} & -0.77287 & -8.0979 \times 10^{-4} & -0.52900 \end{bmatrix}$$

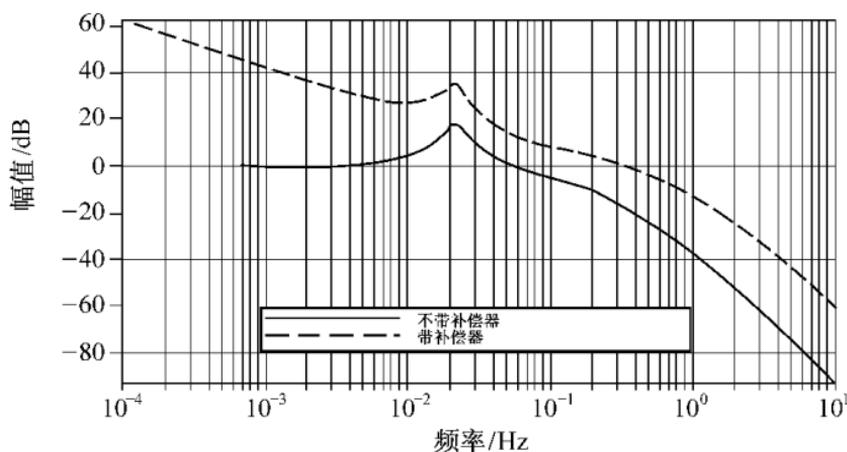
$$B^T = [0 \quad 0 \quad 0 \quad -0.010992] \delta_z$$

既然高度状态在设计中是可忽视的,为了简化,就省略了高度状态。这里仍然使用在例2中所用的舵机模型。

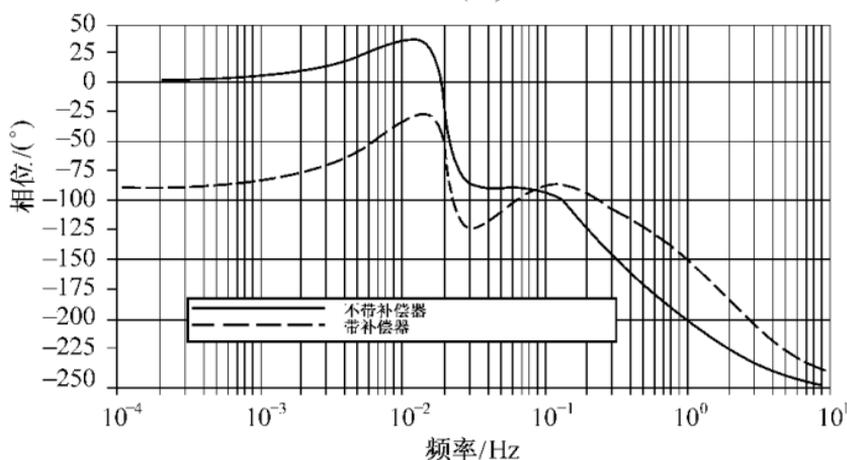
选取俯仰速率反馈增益 $k_{\omega_z} = -1$,使得短周期阻尼比为 $\zeta_{sp} = 0.74$,这个 k_{ω_z} 的值与例2中的相比要实际得多,而且对应着好的短周期阻尼比。舵面输入 μ 对俯仰姿态的传递函数为

$$\frac{\vartheta}{\mu} = \frac{-6.298(s+0.6112)(s+0.07305)}{(s+0.9442 \pm j0.8674)(s+0.01836 \pm j0.1328)(s+9.288)} \quad (3.4)$$

图3-10是它的频率响应。



(a)



(b)

图3-10 俯仰姿态保持模态频域响应曲线

(a) 幅频特性;(b) 相频特性。

可以选择PI补偿器来修正频率响应,并对高频增加一点滞

后。PI 补偿器的零点应当接近于 $s = -0.1$ ($\omega_c = 0.1 \text{ rad/s}$)。如果零点向右移动,响应将减慢;如果向左移动,长周期阻尼将由于额外的相位滞后而减小。

选择零点/极点比值为 0.1 的补偿器以得到对俯仰姿态的精确控制。当调整补偿器得到最佳的幅值裕度和相位裕度时,回路的增益大大提高。设计的补偿器为:

$$G_c(s) = 40 \left(\frac{s+0.1}{s} \right) \left(\frac{s+1.4}{s+14} \right) \quad (3-5)$$

得到的相位裕度为 66.8° (0.34 Hz)、幅值裕度为 21 dB (1.76 Hz)。带有补偿器的外回路系统的相位和幅值曲线见图 3-10。

在该自动驾驶仪中,长周期和短周期模态相互作用比较强烈,仅用单独的频域设计不足以获得好的时间响应特性。欲获得超调较小的时间响应,则要求闭环极点阻尼良好 ($\xi = 0.8$),另外,慢变极点中的小留数要求补偿器的增益相当大,并且 PI 零点的选择要使闭环极点充分接近这些零点。

取 $k = [k_{\omega_z} \quad k_\eta] = [-1 \quad 40]$,得出闭环的俯仰姿态角传递函数如下:

$$\frac{\vartheta}{\vartheta_c} = \frac{251.9(s+0.6112)(s+0.07305)(s+1.40)(s+0.10)}{(s+2.121 \pm j1.762)(s+0.2717 \pm j0.1516)(s+4.170)(s+16.19)} \quad (3-6)$$

式(3-6)中短周期模态频率增加了(与式(3-3)相比),长周期模态频率也增加且阻尼变大。其阶跃响应如图 3-11 所示;其中慢变极点虽然比较明显,但其误差在终值的 4% 范围内,最终可由误差积分器去掉稳态误差。与前面的设计不同,这种设计仅需要适度的俯仰速率反馈。

例 4 下面以某飞机为例分析姿态保持模态的零极点配置设计方法与其性能。纵向控制增稳系统分为法向过载指令系统和俯仰速率指令系统。对法向过载指令来说,俯仰速率对输入的传递

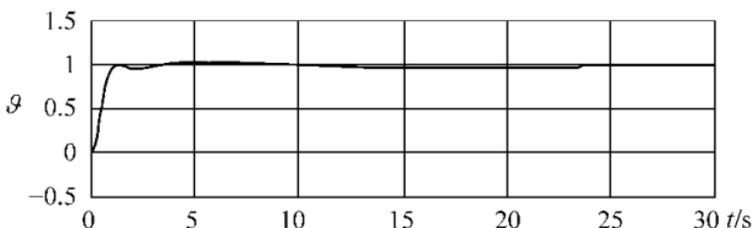


图 3-11 俯仰姿态保持模态阶跃响应曲线

函数为

$$\frac{\omega_z(s)}{n_{yc}} = \frac{-M_z^{\sigma}(s + Y^{\alpha})k_n}{s^2 + 2\xi'_n \omega'_n s + \omega'^2_n} e^{-\tau_{\omega_z} s} \quad (3-7)$$

式中, Y^{α} 为升力导数; τ_{ω_z} 为等效时延; k_n 为法向过载反馈增益; $\omega'^2_n \approx M_z^{\delta} \cdot k_n \frac{v \cdot Y^{\alpha}}{57.3g}$; M_z^{δ} 为升降舵对俯仰力矩的导数; ξ'_n 、 ω'_n 为短周期等效阻尼和频率(飞机加控制增稳系统)。

在设计自动驾驶仪时,飞机动力学模型可以用它的短周期模态近似,这样就可以将这个简单的低阶等效飞机(含控制增稳系统)作为纵向自动驾驶仪的内回路,取其简化形式进行设计: $\Omega(s) = \frac{-M_z^{\delta}(s + Y^{\alpha})k_n}{s^2 + 2\xi'_n \omega'_n s + \omega'^2_n}$ 。 ω_z 通过一个积分器以便从俯仰速率获得俯

仰姿态信号,内回路的速率反应用于提供附加的设计自由度并可以提高短周期阻尼比。对于现代高性能的飞机来说,在某些高高度、大 Ma 数的飞行状态,由于飞机的升力系数 Y^{α} 减小,使得俯仰姿态保持闭环回路出现了一个较小的模态,从而使系统的响应过程时间增长、俯仰姿态稳态误差增大。为了消除它对系统闭环特性的影响、增加姿态保持模态的纵向阻尼,在设计时引入了超前环节 $\frac{T_{\omega} s + k_1}{s + k_1}$ 。这样,就得到如图 3-12 所示的俯仰姿态保持和控制回路结构。

由此得到回路 1 的传递函数:

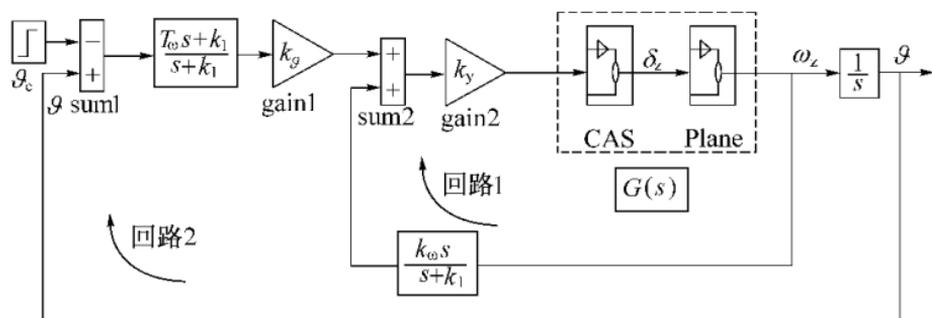


图 3-12 某飞机俯仰姿态保持和控制回路闭环结构图

$$G_1(s) = \frac{-M_z^{\delta} (s + Y^{\alpha}) (s + k_1) k_n k_y}{(s^2 + 2\xi'_n \omega'_n s + \omega'_n{}^2) (s + k_1) + M_z^{\delta} (s + Y^{\alpha}) s k_{\omega} k_n k_y} \quad (3-8)$$

对于这一控制回路,飞机的等效阻尼已经足够大,但是通过引入带高通补偿器的俯仰速率反馈信号 ω_z ,并合理配置其中的各个系数时,就可以使回路1分解为两个实极点。

图中 $G(s) = \frac{-M_z^{\delta} (s + Y^{\alpha}) k_n}{s^2 + 2\xi'_n \omega'_n s + \omega'_n{}^2}$ 为低阶等效飞机(含控制增稳系统 CAS)

(1) 令 $k_1 = Y^{\alpha}$,则可以对消一对零极点,使回路1传递函数 $G_1(s)$ 成为如下形式

$$G_1(s) = \frac{-M_z^{\delta} (s + Y^{\alpha}) k_n k_y}{(s^2 + 2\xi'_n \omega'_n s + \omega'_n{}^2) + M_z^{\delta} k_n k_{\omega} k_y s}$$

(2) 因 $\omega'_n{}^2 \approx M_z^{\delta} \cdot k_n \cdot \frac{V \cdot Y^{\alpha}}{57.3g}$, 令 $k_y = \frac{V \cdot k_1}{57.3g} = \frac{V \cdot Y^{\alpha}}{57.3g}$ 时,有 $M_z^{\delta} \cdot k_n \cdot k_y \approx \omega'_n{}^2$, 则

$$G_1(s) = \frac{-(s + Y^{\alpha}) \omega'_n{}^2}{(s^2 + (2\xi'_n \omega'_n + k_{\omega} \omega'_n{}^2) s + \omega'_n{}^2)}$$

(3) 令 $k_{\omega} = \frac{1}{2\xi'_n \omega'_n}$, 则可以使回路1分解为两个实极点,使其传递函数成为下列形式

$$G_1(s) = \frac{-\omega_n'^2(s + Y^\alpha)}{(s + 2\xi_n'\omega_n' \chi s + \omega_n'/2\xi_n')} \quad (3-9)$$

对于回路2 指令信号 ϑ_c 和反馈信号 ϑ 共同经过超前一滞后环节 $\frac{T_\omega s + k_1}{s + k_1}$, 使俯仰姿态保持和控制回路(即回路2)的传递函数为

$$G_2(s) = \frac{\vartheta}{\vartheta_c}(s) = \frac{\omega_n'^2 \cdot k_\vartheta \cdot (T_\omega s + k_1)}{s^3 + 2\xi_n'\omega_n's^2 + \omega_n'(k_\omega s + 1)s + \omega_n'^2 \cdot k_\vartheta \cdot (T_\omega s + k_1)} = \frac{\omega_n'^2 \cdot k_\vartheta \cdot T_\omega \left(s + \frac{k_1}{T_\omega}\right)}{s^2(s + 2\xi_n'\omega_n') + \omega_n'^2 k_\omega \left(s + \frac{1}{k_\omega}\right)s + \omega_n'^2 \cdot k_\vartheta \cdot T_\omega \left(s + \frac{k_1}{T_\omega}\right)} \quad (3-10)$$

当合理地选取参数 T_ω 、 k_ω 和 k_ϑ 时, 就可以将回路2 由三阶系统简化为二阶系统, 即

(1) 由 $k_\omega = \frac{1}{2\xi_n'\omega_n'}$, 再令 $\frac{k_1}{T_\omega} = 2\xi_n'\omega_n'$, 即 $T_\omega = \frac{k_1}{2\xi_n'\omega_n'}$, 则可以对消一对零极点, 从而得到 $G_2(s)$ 的传递函数形式为

$$G_2(s) = \frac{k_\vartheta \cdot k_1 \frac{\omega_n'}{2\xi_n'}}{s^2 + \frac{\omega_n'}{2\xi_n'}s + k_\vartheta \cdot k_1 \cdot \frac{\omega_n'}{2\xi_n'}}$$

(2) 令 $2\xi_\vartheta\omega_\vartheta = \frac{\omega_n'}{2\xi_n'}$, 则 $\omega_\vartheta = \frac{\omega_n'}{4\xi_n'\xi_\vartheta}$

(3) 令 $\omega_\vartheta^2 = k_\vartheta \cdot k_1 \cdot \frac{\omega_n'}{2\xi_n'}$, 则 $k_\vartheta \cdot k_1 \frac{\omega_n'}{2\xi_n'} = \frac{\omega_n'^2}{16\xi_n'^2\xi_\vartheta^2}$, 可以得到

$$k_\vartheta = \frac{\omega_n'}{8\xi_n' \cdot \xi_\vartheta^2 \cdot k_1}$$

如果设定 $\xi_\vartheta \approx 0.707$, 则 $k_\vartheta = \frac{\omega_n'}{4\xi_n' \cdot k_1}$, 则得到回路2 的传递函数为典型的二阶环节

$$\frac{\vartheta}{\vartheta_c}(s) = \frac{\omega_{\vartheta}^2}{s^2 + 2\xi_{\vartheta}\omega_{\vartheta}s + \omega_{\vartheta}^2} \quad (3-11)$$

式中 $\xi_{\vartheta} \approx 0.707$; $\omega_{\vartheta} = \frac{\omega'_n}{4\xi'_n\xi_{\vartheta}}$ 。可以看到,按上述结构方案获得的

俯仰姿态保持回路,其主导模态为二阶特性,其固有频率为飞机等效纵向短周期等效频率的一半,对消的零、极点都是负的实数零、极点。如果对于飞机的每种飞行状态,都对应有其相应的参数,并且其参数可以随按高度、Ma 数或动、静压插值,使得每一个飞行状态这一模态所对应的传递函数都为一个典型的二阶环节,就可以使飞机在可飞的高度、速度范围内的响应都基本相同。

如以所设计的某飞机纵向自动驾驶仪俯仰姿态保持/控制模态为例,对某飞行状态,根据上面的公式推导得到其控制参数为: $k_{\omega} = 0.0022$ 、 $T_{\omega} = 0.04327$ 、 $k_1 = 2.3110$ 、 $k_{\vartheta} = 1.15$ 。

利用 MATLAB 和 Simulink 软件包,计算得到此模态的阶跃

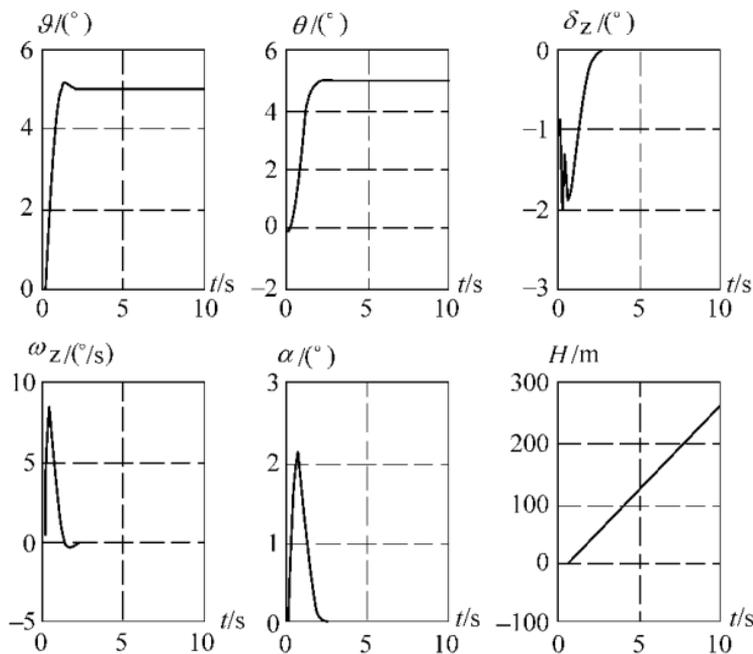


图 3-13 俯仰姿态保持/控制回路阶跃响应特性

ϑ —俯仰角; θ —俯仰航迹角; H —高度; α —迎角; ω_z —俯仰角速率; δ_z —平尾偏度。

响应曲线如图 3-13。

其中：

时域响应(阶跃输入 $\vartheta_c = 5^\circ$ 。)过程时间为 1.0583s、对应于 ϑ 的超调量为 4.6%。

频域响应 幅值裕度为 15.51dB、相位裕度为 70.18°。

对于该飞机,如果使系统控制参数随飞行状态变化,则在各种飞行状态下,得到的响应都可以基本一致,并且其频域幅值裕度和相位裕度都能够满足要求。

3.2.4 俯仰自动改平与低高度拉起模态控制律设计

俯仰自动改平与低高度拉起模态由俯仰航迹角稳定和控制回路实现。当飞机处于俯仰航迹角大于一定门限值的爬升或俯冲状态时,俯仰航迹角稳定回路试图将飞机拉向平飞,直到当航迹角小于某一特定值时,自动驾驶仪进入高度保持模态,所以俯仰航迹角稳定回路又是高度保持回路的内回路。当飞机离地高度低于某一预定高度或其他情况下需要自动拉起时,俯仰航迹角控制回路将按预定航迹角使飞机拉起,直至飞机脱离危险高度。

根据俯仰航迹角的定义：

$$\theta = \vartheta - \alpha$$

迎角与俯仰速率的近似关系

$$\alpha = \frac{1}{s + Y^\alpha} \omega_z$$

由前面所述可以得到俯仰航迹角与俯仰角的近似关系为

$$\theta = \frac{Y^\alpha}{s + Y^\alpha} \vartheta$$

以图 3-12 为基础得到俯仰自动改平与低高度拉起模态控制律原理结构图如图 3-14 所示。

将参数 k_1 、 k_ω 、 T_ω 、 k_y 和 k_ϑ 的值选择为与俯仰姿态保持回路的相同,则

(1) 对自动改平模态,俯仰航迹角对初始俯仰航迹角的传递

函数为

$$\frac{\theta}{\theta_0}(s) = \frac{\vartheta}{\vartheta_c}(s) \cdot \frac{Y^\alpha}{s + Y^\alpha} = \frac{-\omega_\theta^2}{s^2 + 2\xi_\theta\omega_\theta s + \omega_\theta^2} \cdot \frac{Y^\alpha}{s + Y^\alpha} = \frac{-\omega_\theta^2}{s^2 + 2\xi_\theta\omega_\theta s + \omega_\theta^2} \cdot \frac{k_1}{s + k_1} \quad (3-12)$$

式中 ξ_θ 和 ω_θ^2 分别与俯仰姿态保持模态的 ξ_θ 和 ω_θ^2 相同。

对于俯仰航迹角自动改平模态,要求改平速率和法向过载不能太大,特别是不能有较大的负过载,而上面的俯仰航迹角对给定俯仰航迹角的传递函数所表示的三阶系统很容易满足这种要求。

(2) 对于低高度拉起模态,其俯仰航迹角对控制量的传递函数与自动改平模态的传递函数相同。考虑到低高度拉起模态要求拉起过程响应快且高度掉落小,对在前面所得到的航迹角控制传递函数,加入一个滤波器。这样,当 T 很小时,系统响应速度增快,并可以近似为一个二阶系统,其响应过程与俯仰角控制时的俯仰角响应相同,系统就能够满足要求。

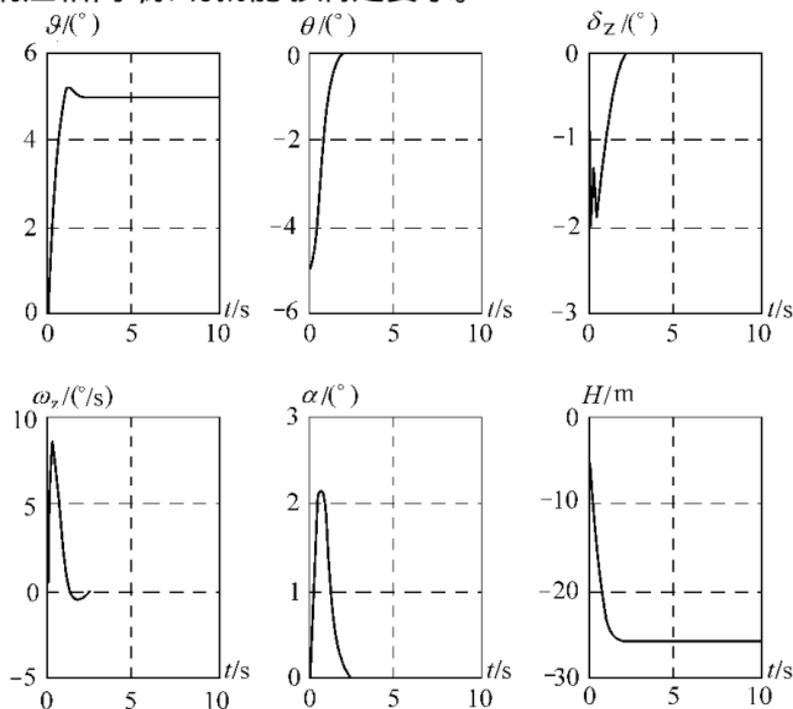


图 3-16 俯仰航迹角自动改平回路阶跃响应特性

由此,在低高度拉起模态,俯仰航迹角对控制量的传递函数为

$$\frac{\theta}{\theta_c}(s) = \frac{\omega_\theta^2}{s^2 + 2\xi_\theta\omega_\theta s + \omega_\theta^2} \cdot \frac{1}{Ts + 1} \quad (3-13)$$

图 3-15 为由此得到的一个实际系统的控制律方框图。

图 3-16 所示为俯仰航迹角自动改平回路阶跃响应曲线示例,过程时间为 1.643s,超调量 0.00%,初值干扰 $\theta_0 = 5^\circ$ 。

图 3-17 所示为其低高度拉起回路阶跃响应特性的一个典型例子,过程时间为 0.908s,超调量 4.60%,阶跃输入 $\theta_c = 5^\circ$ 。

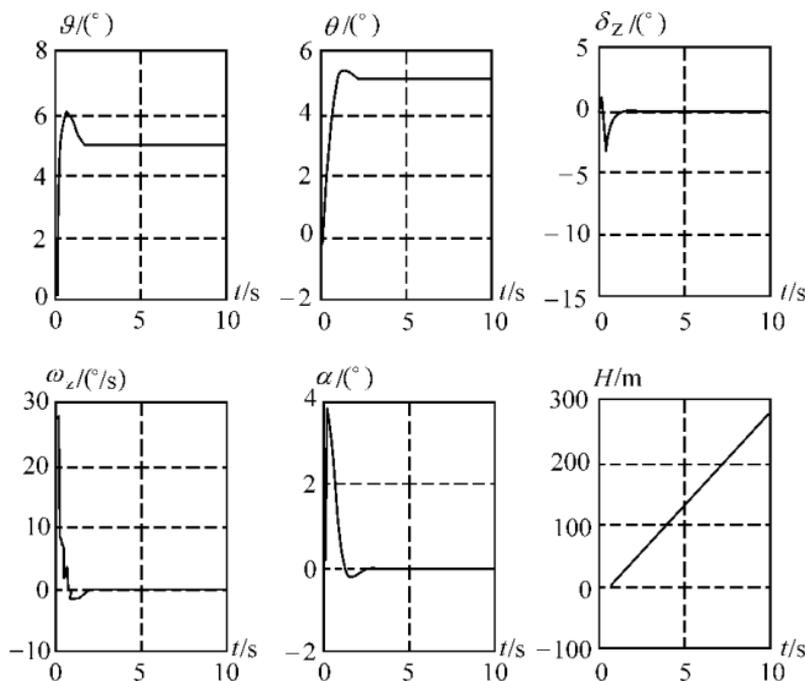


图 3-17 低高度拉起回路阶跃响应特性

3.2.5 高度保持/控制模态的控制律设计

高度控制属于飞机的重心控制,在飞机的编队飞行、执行轰炸任务、远距离巡航及进场着陆时的初始阶段等都需要保持高度的稳定。

飞机的高度保持与控制不能由俯仰角的稳定与控制来完成，因为角稳定系统在垂直风气流干扰下会产生高度漂移，所以高度保持系统需要有高度差传感器，如气压高度表、无线电高度表和大气数据传感器等，由高度偏差信号控制飞机的姿态，改变飞机的航迹倾斜角，使飞机回到预定高度。

简单的高度保持/控制回路结构如图 3-18 所示。其内回路为俯仰姿态角控制系统，高度保持/控制模态在此基础上进行设计，并且通常不改变已经设计好的姿态角控制系统。在单独对飞机的姿态角进行保持/控制时，只需要将高度差测量装置断开，使飞行状态的转换非常方便。

实际系统中，通常还需要加入俯仰角指令限幅器和正矢 $(1 - \cos\gamma)$ 补偿器；垂直速度计算通常含有一个补偿滤波器；俯仰角信号使得系统的稳态保持为零误差，并且相当于为控制器提供了“积分效应”。

在测量高度差信息时，高度传感器存在着大气干扰或地形干扰。这些干扰对伺服回路的工作状态和乘坐品质有恶劣的影响。因此在高度回路中需要设置高度滤波器。由于陆地地形和海面地形的差异，高度传感器所适用的滤波器也各不相同，分为无线电高度滤波器和海浪滤波器两种。这里以无线电高度 (H_R) 滤波为例来介绍高度保持/控制模态的设计方法。

我们仍以图 3-15 所示的俯仰姿态控制系统为内回路构造高度保持/控制回路。为了抑制高频干扰，可以在高度微分回路中设置一个时间常数为 T_1 的低通滤波器；在高度回路中设置时间常数为 T_2 和 T_3 的两个低通滤波器。但这种滤波器对高度保持回路的动态特性将有很大影响，这就需要引入某些无干扰的微分信号或超前的附加信号来补偿这种滤波器延迟。为补偿这些低通滤波器的滞后影响，在高度及其微分回路中引入 ω_z 信号。飞行高度与俯仰航迹角之间又满足关系式 $H = \frac{V}{57.3} \sin\theta \approx \frac{V}{57.3} \theta$ ，由此得到系统结构如图 3-19 所示。

$$\text{图 3-19 中 } G_c(s) = \frac{(k_{\omega_1} s + 1) \left(\frac{1}{k_1} s + 1 \right)}{(T_2 s + 1) (T_3 s + 1)}$$

为了建立高度保持控制结构图,除飞机本身动力学特性外,还应建立飞行姿态与高度之间的运动学关系。由于高度增量与俯仰速率的近似关系为

$$\Delta H = \frac{1}{s} H = \frac{v \cdot \theta}{57.3 s} = \frac{v \cdot Y^\alpha}{57.3 s^2 (s + Y^\alpha)} \omega_z = \frac{v \cdot k_1}{57.3 s^2 (s + k_1)} \omega_z$$

则

$$H_R = \left(\frac{k_1 \cdot k_{\omega_2}}{s + k_1} + \frac{k_1 \cdot k_{\omega_3}}{s + k_1} \cdot \frac{1}{T_1 s + 1} \right) \omega_z + \left(\frac{k_H s}{T_1 s + 1} + 1 \right) \cdot \Delta H =$$

$$\left(\frac{57.3 \cdot k_{\omega_2} s^2}{v} + \frac{57.3 k_{\omega_3} s^2}{v} + (T_1 + k_H) s + 1 \right) \cdot \Delta H$$

当令 $k_{\omega_2} = \frac{\sqrt{T_2 T_3}}{57.3} k_H = T_2 + T_3$, $k_{\omega_3} = \frac{v}{57.3} k_H T_1$ 时,就会得到:

$$H_R = (T_2 s + 1) (T_3 s + 1) \Delta H$$

从而完全抵消了滞后—超前环节 $G_c(s)$ 的极点,也就补偿了此环节的滞后影响。这样一来,高度保持回路可化简为如图 3-20 所示。

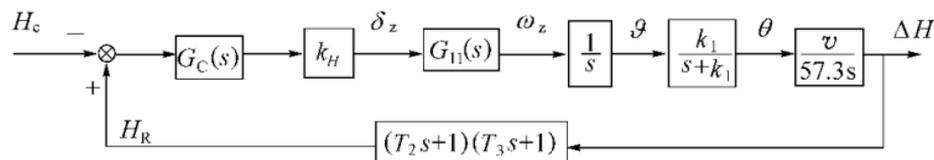


图 3-20 高度稳定/控制回路简化方块图

$$\text{图 3-20 中 } G_{11}(s) = \frac{-\omega_\theta^2 s}{s^2 + 2\xi_\theta \omega_\theta s + \omega_\theta^2 (k_{\omega_1} s + 1)}$$

适当地选择参数 k_{ω_1} 和 k_H ,可使高度保持回路中出现四对相互抵消的零极点偶,这将有效地简化高度保持回路的开闭环传递函数,增加系统稳定性并改善闭环响应特性。合理地给定 T_1 、 T_2

和 T_3 的值,可有效地抑制高度传感器和升降速度环节造成的噪声干扰。通常 T_2 应大于 k_{ω_1} , T_3 应大于 $\frac{1}{k_1}$, T_1 应大于 T_2 或 T_3 的值。由于开环系统中零极点偶的对消,使得闭环系统中不存在参数 T_1 、 T_2 和 T_3 ,因此,对于仅有保持功能而无控制功能($H_c = 0$)的高度保持回路来说,这些时间常数的大小不仅不影响系统的稳定性,而且不影响外力或力矩干扰时的响应特性。

为了便于分析和获得与实际相近的高度保持/控制回路的响应特性,可以人为地引入高度控制信号 H_c ,并给定 T_2 、 T_3 为很小的值,便可得到高度增量对高度控制的近似传递函数为

$$\frac{\Delta H}{H_c} \left(s \right) = \frac{(k_{\omega_1} s + 1) \cdot v \cdot k_H \cdot \omega_\theta^2 / 57.3}{s^2 (s + 2\xi_\theta \omega_\theta) + \omega_\theta^2 \cdot s \cdot (k_{\omega_1} s + 1) + (k_{\omega_1} s + 1) \cdot v \cdot k_H \cdot \omega_\theta^2 / 57.3} \quad (3-14)$$

当参数 k_{ω_1} 和 k_H 选为如下值时,就可以将系统简化为二阶系统,即

(1) 令 $k_{\omega_1} = \frac{1}{2\xi_\theta \omega_\theta}$, 则可以对消一对零极点,从而得到系统的传递函数形式为

$$\frac{\Delta H}{H_c} (s) = \frac{k_{\omega_1} \cdot v \cdot k_H \cdot \omega_\theta^2 / 57.3}{s^2 + \omega_\theta^2 k_{\omega_1} s + k_{\omega_1} \cdot v \cdot k_H \cdot \omega_\theta^2 / 57.3}$$

$$(2) \text{ 令 } 2\xi_H \omega_H = k_{\omega_1} \cdot \omega_\theta^2 = \frac{\omega_\theta}{2\xi_\theta} \text{ 则 } \omega_H = \frac{\omega_\theta}{4\xi_\theta \xi_H};$$

$$\text{再令 } \omega_H^2 = \frac{v}{57.3} k_H \cdot k_{\omega_1} \cdot \omega_\theta^2 \text{ 则 } k_H \cdot \frac{v}{57.32\xi_\theta} = \frac{\omega_n^2}{16\xi_\theta \xi_H^2}$$

$$\text{可以得到 } k_H = \frac{57.3 \cdot \omega_\theta^2}{8\xi_\theta \xi_H^2 \cdot v}$$

则高度回路的传递函数可简化成为典型的二阶环节

$$\frac{\Delta H}{H_c}(s) = \frac{\omega_H^2}{s^2 + 2\xi_H\omega_H s + \omega_H^2} \quad (3-15)$$

式中可取 $\xi_H \approx 0.707$ $\omega_H = \frac{\omega_\theta}{4\xi_\theta\xi_H} \approx 0.5\omega_\theta$ 。

如上所述,高度保持回路也可近似为二阶系统,其固有频率为飞机纵向俯仰速率 ω_z 等效短周期频率的四分之一。其阶跃响应特性的一个典型例子如图 3-21 所示,其中,阶跃输入 $H_c = 30\text{m}$,响应的过程时间 1.91s ,超调量 3.94% 。

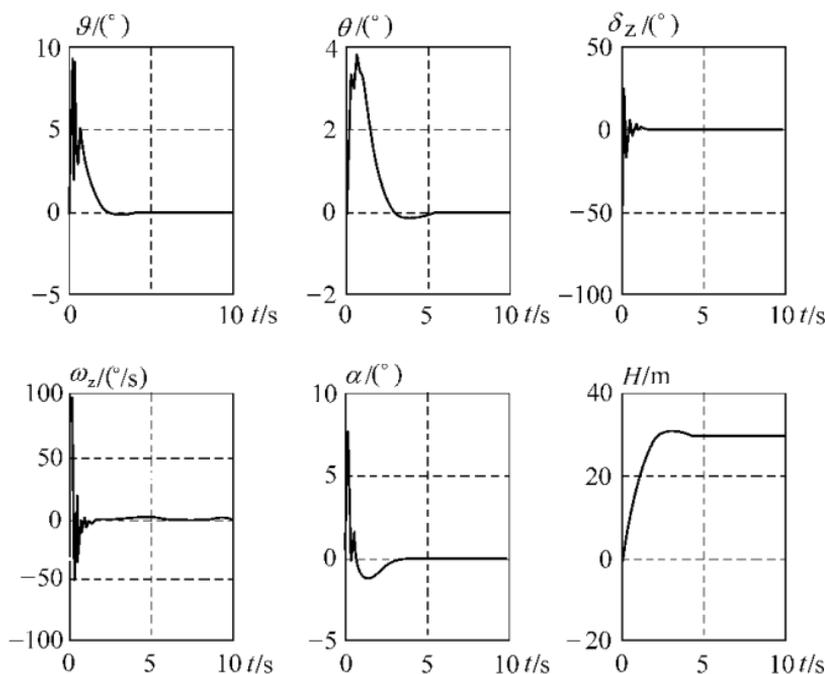


图 3-21 高度保持回路阶跃响应特性

图 3-22 是高度保持模式的另一个例子。图中 G_c 为补偿器, G_F 是气压高度表测量值的有效滞后。为了简化,将例 3 中的姿态保持回路作为高度保持模式的内回路。首要的设计目标是达到较高的闭环增益,以抵抗低频的高度扰动和小的的高度误差。要求高度响应速度适当以使乘坐比较舒适。

高度是一个状态变量,对例 2 中的 C 阵加入适当的行,就可以得到俯仰姿态保持指令对高度的传递函数。高度反馈对长周期

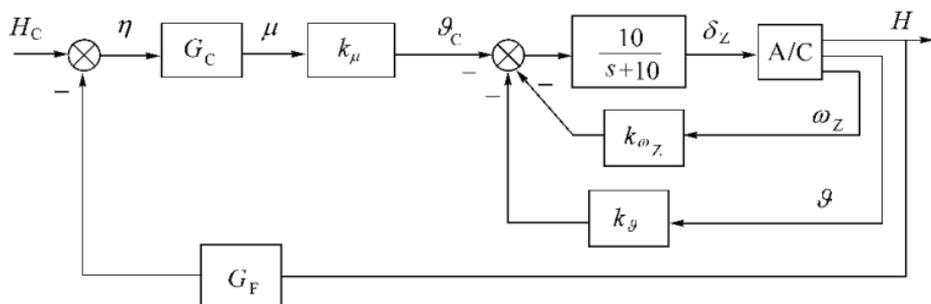


图 3-22 高度保持模态控制律方框图

极点有很大影响,对短周期极点的影响相对较弱。所以,要将短周期模态的阻尼设置得接近于最终要求的值。那么,根据例 3 的经验,将俯仰速率和俯仰姿态反馈的闭环增益分别取为 $k_{\theta} = -3.0$, $k_{\omega_z} = -2.5$ 。得到高度传递函数为

$$\frac{H}{\theta_c} = \frac{-56.14(s+0.002264)}{(s+2.261 \pm j1.936)(s+6.17)(s+0.3333)(s+0.0275)(s+1.731E-4)} \quad (3-16)$$

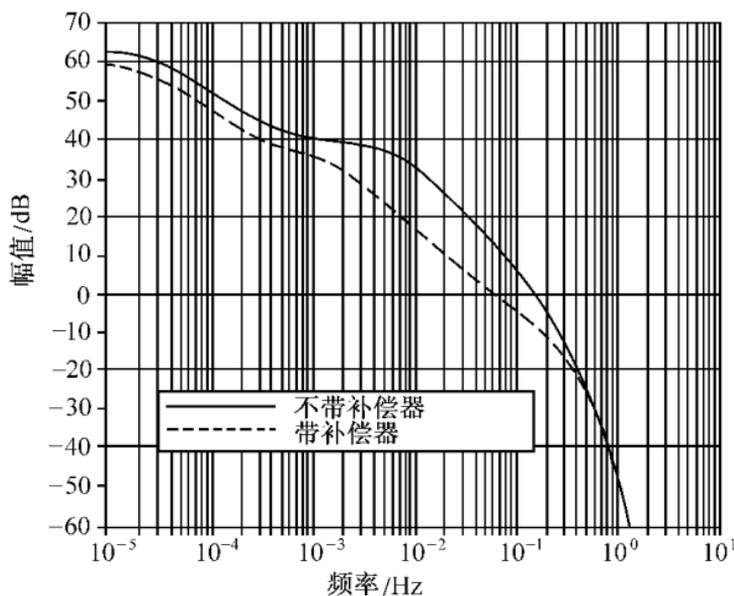
其短周期模态阻尼比为 0.76。

在高度回路中加入一个简单的相位超前补偿器 $G_c(s) = \frac{s+0.3}{s+2.4}$, 其幅值裕度和相位裕度分别为 13dB 和 70° , 这个补偿器的引入降低了系统的稳定裕度, 式(3-16)幅值裕度为 63.3dB, 在加入补偿器以后, 它的幅值裕度降低了 18dB, 使系统的幅值裕度降为 45.3dB, 使稳态误差增为 1/184, 这样的系统性能不够理想。可以加入一个滞后补偿器来改善系统性能, 也可以用一个 PI 补偿器, 将补偿器的零点设得离原点很近, 使高度回路成为 I 型系统。但简单的滞后补偿器要比 PI 补偿器容易而且可靠。

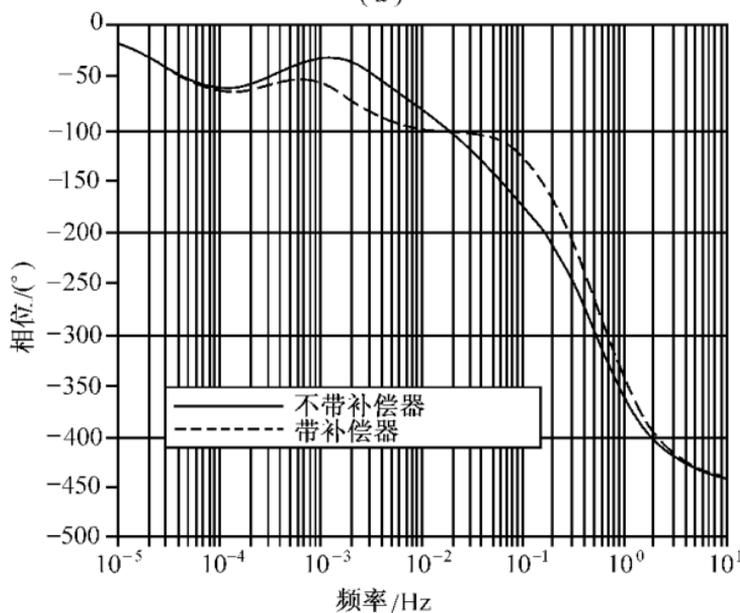
基于实际的考虑, 滞后补偿器的最大时间常数应不大于 100 (极点 $s = -0.01$)。如果选择补偿器的零点能增加系统的幅值裕度, 则闭环传递函数的慢变极点 ($s = -0.0275$, $s = -0.01$) 就不会与零点对消。如果补偿器的零点接近于 $z = -0.05$, 慢变极点对

系统闭环时间响应的影响就很小,并且有较小的相位滞后。所以,将补偿器的零点设为 $z = -0.05$,其形式取为

$$G_c(s) = \frac{s + z_1}{s + p_1} \times \frac{s + z_2}{s + p_2} k \quad (z_1 = 0.05 \quad p_1 = 0.01 \quad p_2 > z_2)$$



(a)



(b)

图 3-23 高度保持模式的频域响应曲线

其中 k 就是图 3-22 中的 k_μ , 将极点/零点比选为 8。图 3-23 就是它的频域响应图, 从幅值响应曲线可以看到补偿器使曲线光滑了, 从相位响应曲线可以看到补偿器只在需要的频率段增加了相位超前。

根据例 3 得到系统的状态方程为

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= \begin{bmatrix} A & B & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ 10 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} h_c \\
 y &= \begin{bmatrix} \vartheta \\ \omega_z \\ \mu \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57.29578 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57.29578 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & v & \xi \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} h_c
 \end{aligned} \quad (3-17)$$

$$v = (z_1 z_2 - p_1 p_2) \xi = (z_1 + z_2 - p_1 - p_2)$$

式中 $x^T = [v \quad \alpha \quad \vartheta \quad \omega_z \quad h \quad \delta_z \quad x_7 \quad x_8]$, x_7, x_8 为引入的中间变量

$$u = -Ky = -[k_\vartheta \quad k_{\omega_z} \quad k_\mu]y$$

当选择 $K = [-3 \quad -2.5 \quad 1]$ 时, 得到高度传递函数为

$$\begin{aligned}
 \frac{H}{H_c} &= \frac{-56.14(s+0.002264)(s+0.3)(s+0.05)}{(s+2.75 \pm j2.03)(s+0.673 \pm j0.604)(s+6.29)(s+0.267)(s+0.053)(s+0.00224)} \\
 &\quad (3-18)
 \end{aligned}$$

与式(3-16)相比, 其快变极点没有明显的变化, 三个慢变极点被对消了, 而多出一对共轭极点。图 3-24 为其阶跃响应曲线, 可以看到慢变极点的影响很小, 并渐渐消失, 稳态误差可以忽略, 响应结果令人满意。

3.2.6 空速(Ma 数)的保持与控制

当飞机飞行在低动压时, 由于反映飞机机动性能的参数 Y^{α} 减

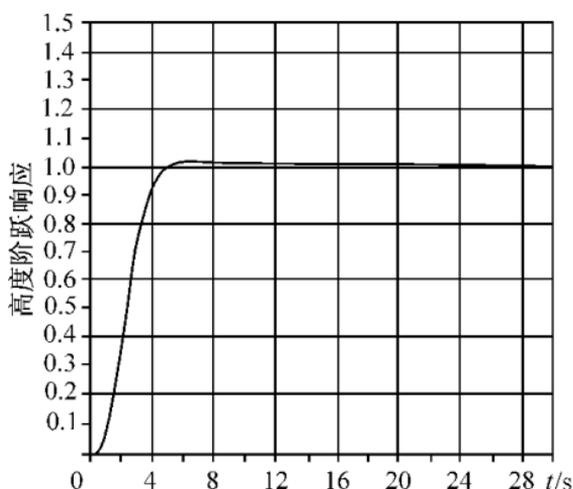


图 3-24 高度保持模式的阶跃响应曲线(响应经归一化处理)

小,增加了速度不稳定的可能性,利用速度控制系统就可以保证飞机在低动压状态平飞,仍具有速度稳定性。另一方面,飞机的航迹控制实际上是通过控制飞机角运动来实现的,但此时的前提是认为在控制飞机角运动时,飞行速度是不变的,当在低动压或长时间机动时,就不能保证这个前提,就需要速度控制系统。而且,利用速度控制可以使飞机在跨声速飞行时能保持速度稳定。于是,现代的飞行控制系统中又增加了空速或 Ma 数自动控制系统。

空速或 Ma 数自动控制系统的主要作用有两个:一是高动压下的 Ma 数保持,一是低动压下的空速保持。在跨声速飞行时,飞机的焦点随着 Ma 数的增大而后移,这样会导致速度不稳定,使飞机出现长周期运动单调发散,所以在飞机跨声速飞行时应采用 Ma 数自动配平(参见 5.3.3 节)或速度控制系统以稳定飞行速度;而在低动压下,为了控制飞行轨迹角沿着下滑波束中心线飞行,需要保持飞行速度,下面根据动压大小的不同来介绍空速或 Ma 数保持/控制模态的控制律设计。

1) 高动压下的 Ma 数保持/控制模态

Ma 数控制系统一般用于远距离巡航飞行或在一定高度上进行编队飞行的飞机上。其控制方法一般是通过控制升降舵,改变

俯仰角以达到对速度的控制。

图 3-25 为其控制律结构示意图。从此图可以看出,由升降舵控制的速度控制系统实际上是在已有的俯仰角控制系统为内回路的基础上,增加了飞行速度反馈外回路而构成的。

图 3-25 中,共有四路反馈信号。其中,俯仰速率反馈信号 $\dot{\vartheta}$ 使得俯仰阻尼器成为速度控制系统的内回路,阻尼信号 $(k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta})$ 能对飞机的短周期运动起良好的阻尼作用,但对长周期的影响并不明显;俯仰角 ϑ 反馈和 v 反馈有效地阻尼长周期运动,并使长周期运动模态成为非振荡运动,单纯地采用任何一种反馈都能够起到这种作用,但如果同时采用两路信号反馈,则其反馈参数就很容易选择,并且能够更好地满足系统动态特性和稳态精度的要求。

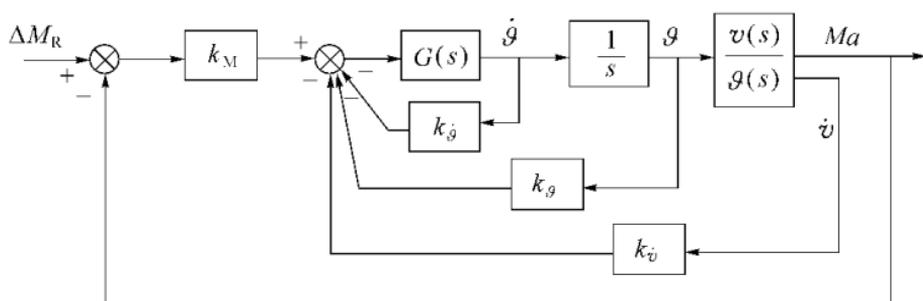


图 3-25 简单的 Ma 数控制系统结构

上面说的是 Ma 数控制系统,它实际上也是速度控制系统。对此,二者的工作原理是完全相同的,只要根据 Ma 数等于空速 v 与所在高度下的声速 a 之比(即 $Ma = v/a$)替换其中的控制量 Ma 、并将相关的系数做相应调整变化就行了。

2) 低动压下的空速保持/控制模态

低动压下空速保持/控制模态,用于保持飞机平飞速度或在进场时保持飞机的速度。

在飞机的飞行过程中,如果飞机的速度增大了 Δv ,为了保持飞机的飞行方向不变,就必须减小飞机的迎角,使升力增量为零,即飞机必须低头以产生负迎角增量,而这又会导致速度继续增大,从而出现速度的不稳定现象。因此,在低动压状态下平飞,必须对

速度进行控制才能够得到稳定的速度。

低动压下速度/保持控制模态主要是通过油门杆控制系统(或自动油门系统)实现的。控制油门的速度控制系统可以用于巡航飞行,但更多地是用于进场着陆时或爬升下滑段的空速保持与控制。

由于当利用俯仰角控制系统控制航迹角时,需要进行速度控制,而利用油门杆 $\Delta\delta_p$ 控制飞行速度时,为了使姿态保持不变,又需要俯仰角控制系统同时工作,以稳定俯仰角,所以自动油门系统总是与俯仰角控制系统一起工作的。

图3-26是控制油门杆的速度控制系统结构图(有关自动油门控制系统可以参见第5章)。在图中,如果不引入前向加速度信号,并去掉积分器,则系统在高增益时就不稳定了,而增益太低时,系统在扰动作用下的静差会增大。为了使系统具有良好的动态特性和稳态精度,可以引入空速的微分信号,用根轨迹方法选择适当零点进行补偿,则可以使系统增益提高,静差减小,但是它又会使一对振荡根的阻尼比降低,使油门杆抖动而降低动态性能,所以要引入适当的积分信号。

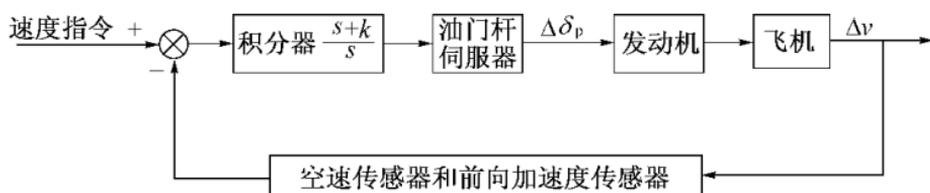


图 3-26 控制油门杆的速度控制系统结构图

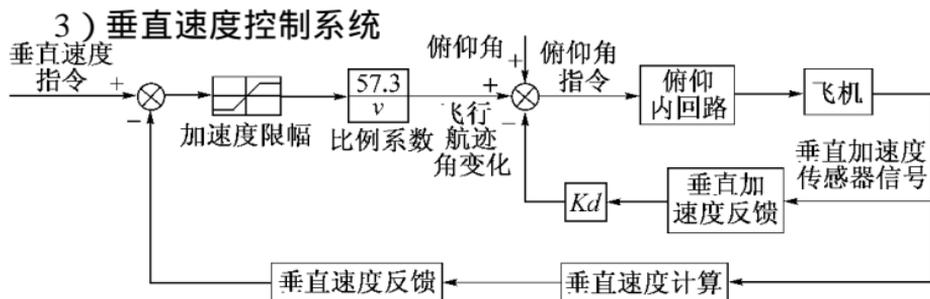


图 3-27 简单的垂直速度控制系统

垂直速度控制通常用于使飞机高度改变、控制时间有严格要求的飞行任务阶段,通常需要与油门控制协调。图 3-27 是一个简单的垂直速度保持/控制系统的例子。在此模态实际的工程设计中,通常还要在指令入口处进行垂直速度限幅,还应加入俯仰角指令限幅,对垂直加速度反馈可以加入洗出(高通)滤波器,垂直速度计算环节内通常包含有一个补偿滤波器,加入正矢(Versine)补偿器以提高系统的转弯性能。

3.2.7 高度滤波和海浪滤波器

1) 高度滤波

在高度保持/控制模态中,大气干扰和陆地地形干扰等将引起纵向控制通道的高频干扰,不过由于飞机的惯性而不会使飞机处于高频运动中,但会使高度传感器(包括大气数据计算机和无线电高度表)存在着大气干扰或地形干扰;垂直速度测量往往采用气压高度表或无线电高度表输出的微分信号,微分的结果使高度信号中的干扰分量大大增加。这些干扰对伺服回路的工作状态有恶劣的影响。为了抑制高度控制回路中的这种高频干扰,可设置时间常数为 $0.5\text{s} \sim 2.5\text{s}$ 的惯性环节或滞后—超前环节进行滤波,然而,这种滤波器对高度保持回路的动态特性(包括稳定性、响应特性)将有严重影响。为了保证高度保持回路稳定性并获得希望的响应特性,必须在滤波器上提供某些无干扰的微分或超前的附加信号来补偿这种滤波器的延迟。因此,在高度微分回路中,设置了时间常数为 T_1 的低通滤波器;在高度回路中设置时间常数为 T_1 和 T_2 的两个低通滤波器。为补偿这些低通滤波器的滞后影响,在高度及其微分回路中引入 ω_z 信号。图 3-19 就是一个设置有高度滤波器的高度控制系统的例子。

2) 海浪滤波

对于海面上飞行,在高度测量装置中混有海浪及自身噪声等随机干扰信号,需要采用最优估计技术进行滤波。目前一般有两种最优估计的方法:维纳滤波法和卡尔曼滤波法。由于维纳滤波对于线

性时不变系统和平稳过程等价于卡尔曼滤波,且比较容易实现。因此,通常选用维纳滤波的方法来设计海面上飞行时的滤波器。

维纳滤波的原理:

设待处理的信号为 $x(t) = s(t) + n(t)$, 其中 $s(t)$ 与 $n(t)$ 分别是有效信号和干扰信号,且 $\{s(t), n(t)\}$ 是相互独立的平稳随机过程,其自相关函数和功率谱密度分别为 $R_s(\tau), R_n(\tau), G_s(\omega), G_n(\omega)$ 。则有 $s(t)$ 的估计 $g(t)$ 和观测 $x(t)$ 的线性函数,即

$$g(t) = \int_{-\infty}^{\infty} h(\tau)x(t-\tau)d\tau \quad \tau \in (-\infty, \infty) \quad (3-19)$$

对于物理可实现系统,当 $t < 0$ 时 $h(t) = 0$, 则有

$$g(t) = \int_0^{\infty} h(\tau)x(t-\tau)d\tau$$

维纳滤波器就是设计一个物理可实现的滤波器 $h(t)$ 使得下面的误差最小:

$$e^2(t) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^T [s(t) - \int_0^{\infty} h(\tau)x(t-\tau)d\tau]^2 d\tau = \min \quad (3-20)$$

对上式求解可以得到

$$R_{sz}(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} h(u)R_z(\tau-u)du \quad \tau \geq 0$$

此即维纳—霍普夫(W-H)方程,而满足此W-H方程的 $h(t)$ 即为维纳滤波问题的最优滤波器。其中 $R_{sz}(\tau)$ 为信号 $s(t)$ 和测量值 $x(t)$ 之间的互相关函数, $R_z(\tau)$ 为自相关函数。直接求解此方程是非常困难的,当问题限于时不变系统、平稳随机过程时,按照伯德—香浓这种频率域求解W-H方程的方法可以使问题大大简化。

假设谱密度可以分解为

$$G_x(\omega) = \psi_1(j\omega) \times \psi_2(j\omega)$$

其中 $\psi_1(\omega) = \psi_2(\omega)$, $\psi_1(\omega)$ 在平面 ω 的下半面有解,且没有零极点, $\psi_2(\omega)$ 在平面 ω 的上半面有解,且没有零极点。则可以得到维纳滤波器的传递函数为

$$H(s) = \frac{1}{H_1(s)} [H_0(s) \times H_1(s)] \quad (3-21)$$

式中 $H_1(\varphi\omega) = \psi_1(\varphi\omega)$, $H_0(\omega) = G_S(\omega) / [G_S(\omega) + G_N(\omega)]$ 。

这样就得到了根据海浪滤波的高度滤波系统,其原理如图 3-28 所示。

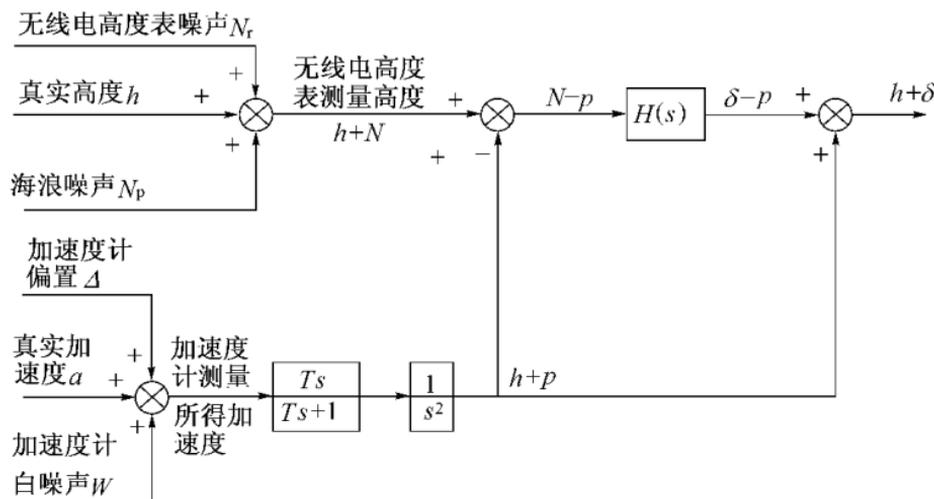


图 3-28 高度滤波系统结构原理图

图 3-28 中,高度信息由无线电高度表和垂直加速度计得到,而在无线电高度表测量的高度信息 H_w 中,除了实际的高度信息 h 外,还会有噪声 N ,它是由海浪噪声 N_p 和无线电高度表噪声 N_r 叠加而成的: $N = N_p + N_r$ 。即 $H_w = h + N$ 。

通过垂直加速度计输出计算提供的信号 H_a ,垂直加速度计除了敏感飞机偏离定高时随时间变化的加速度 a 外,还含加速度计偏置 Δ 及加速度计白噪声 W ,这些信号经过一个高通滤波器 $Ts / (Ts + 1)$,以抑制加速度计偏置 Δ ,再经过两次积分,从而得到含有随机误差 p 的高度信息,即 $H_a = h + p$,它与无线电高度表的测量信号 $H_w = h + N$ 比较综合后,输入到维纳滤波器 $H(s)$ 中,此时,将 p 看做是保留信号, N 为干扰滤除,从而得到 $(-p)$,将它与 $(h + p)$ 综合后,得到经滤波后的高度值 $(h + \delta)$ 。其中,误差量 δ 是由于滤波不彻底及计算误差而引起的。这就是海浪滤波的设计和工作原理。

要使海浪滤波器正确工作,必须确立噪声信号 N 和随机误差信号 p 的性质。通过建立惯性通道高度噪声 p 的功率谱密度函数、无线电高度测量通道的高度噪声 N 的功率谱密度函数来设计滤波器的传递函数。使滤波器能够滤掉海浪和无线电高度表的噪声信号,而对随机信号几乎没有抑制作用。

经海浪滤波后的高度信号就可以用于自动驾驶仪的高度保持/控制模态的设计了。

3.3 横侧向自动驾驶仪模态控制律设计

3.3.1 横侧向自动驾驶仪基本功能要求

不同飞机有不同的自动驾驶仪功能要求,但归纳起来横侧向自动驾驶仪的功能要求主要有:倾斜姿态自动跟踪与自动保持、倾斜姿态自动改平、航向保持、航向给定、与导航系统交联实现自动导航控制、与火控系统交联完成火控机动控制、领航员操纵转弯等功能。在进行自动驾驶仪控制律设计前,应当根据任务要求确定自动驾驶仪所需模态。

3.3.2 横侧向自动驾驶仪基本性能要求

对横侧向自动驾驶仪的基本性能要求,应根据军标及任务要求而具体确定,可参见第 3.1.3.2 节。一般应有时域要求和频域要求,此外还要包括:

(1) 对倾斜角控制范围、倾斜角精度、倾斜角速度、航向保持精度、侧滑角、改平速度、侧向加速度的要求与限制。在极限稳定倾斜角下,侧滑角偏离配平值的增量、侧向加速度限制。

极限稳定倾斜角下,侧滑角偏离配平值的增量应不大于 2° ,侧向加速度应不大于 $0.03g$ 。

(2) 倾斜姿态自动改平。能使飞机从任意允许的倾斜姿态改为平飞;改平过程中,对飞机滚转速率为 $30^\circ/s$ 的飞行状态,要求

飞机重心处机体轴侧向加速度应不大于 $\pm 0.1g$;飞机滚转速率为 $30^\circ/s \sim 90^\circ/s$ 的飞行状态 ,应不大于 $\pm 0.2g$;对飞机滚转速率超过 $90^\circ/s$ 的飞行状态 ,应不大于 $\pm 0.5g$ 。

3.3.3 横侧向自动驾驶仪的内回路

通常 ,横侧向自动驾驶仪的内回路是横侧向控制增稳系统或阻尼器系统 ,它可以有效地减小滚转时间常数和滚转螺旋耦合 (稳定荷兰滚模态 ,增加荷兰滚频率和阻尼 ,同时还可有效地降低副翼操纵时的滚转速率和侧滑反应中的荷兰滚分量 ,提高飞机对滚转速率指令的快速响应 ,减小滚转侧滑耦合 ,改善滚转操纵特性 ;在滚转操纵、协调转弯、小角度转弯中具有良好的自动协调功能 ;这些都有效地增加了自动驾驶仪的稳定性。

具有高阶动力特性的控制增稳飞机 ,滚转速率对滚转操纵的低阶等效传递函数可由式

$$\frac{\omega_x}{\omega_{xc}}(s) = \frac{k_{\omega_{xc}} M_x^{\delta_x} (s^2 + 2\xi_{\phi_e} \omega_{\phi_e} s + \omega_{\phi_e}^2) s}{(s^2 + 2\xi_{de} \omega_{de} s + \omega_{de}^2) (\chi s + 1/T_{ye}) (\chi s + 1/T_{se})} e^{-\tau_{\omega_x} s} \quad (3-22)$$

表示。式中 $M_x^{\delta_x}$ 为副翼对滚转力矩的导数。

由于偏航轴增稳系统的协调作用 ,使得 $\xi_{de} \approx \xi_{\phi_e}$, $\omega_{de} \approx \omega_{\phi_e}$;通常螺旋模态 T_{se} 又较滚转模态 T_{ye} 小得多 ,等效时间延迟又可忽略 ,因此在设计自动驾驶仪控制律时 ,其内回路采用如下式所示简化的一阶等效滚转模态形式。

$$Q(s) = \frac{\omega_x}{\omega_{xc}}(s) = \frac{k_{\omega_{xc}} b_{21}}{s + 1/T_{ye}} \quad (3-23)$$

其中

$$b_{21} = M_x^{\delta_x}$$

按式(3-23)对滚转模态进行分析和综合是合理的 ,它使得自动驾驶仪的设计和分析工作变得简洁方便、条理清楚。当然 ,在仿真、计算中 ,必须采用完整的横侧向运动方程 ,并应该使用原来的

横侧向控制增稳系统。由于大多数自动驾驶仪横侧向模态以副翼控制为主,方向通道起增稳和协调转弯作用,以下主要介绍副翼控制通道。

3.3.4 倾斜姿态保持/控制模态

倾斜姿态保持/控制模态实际上是对倾斜角进行稳定和控制的模态。当要求飞机作直线飞行时,要对倾斜角 γ 进行稳定,在外力干扰力矩的作用下,力图保持倾斜角 γ 为零。当需要改变飞机航向或进行盘旋时,需要借助于倾斜角控制系统,输入给定的控制信号 γ_c ,使飞机倾斜,由飞机倾斜后产生的侧力来改变航迹偏转角 ψ_s ,以达到改变飞机航向的目的。

图 3-29 所示为某飞机横侧向自动驾驶仪倾斜姿态保持/控制模态的控制律结构(副翼通道)。其外回路是倾斜角 γ 反馈回路,内回路是滚转速率 ω_x 反馈回路, $\alpha(s)$ 为控制增稳内回路。在倾斜姿态保持/控制回路中包含了比例加积分环节 $(s+k_0)/s$,使得此回路成为对常值干扰的无静差的均衡式自动驾驶仪。

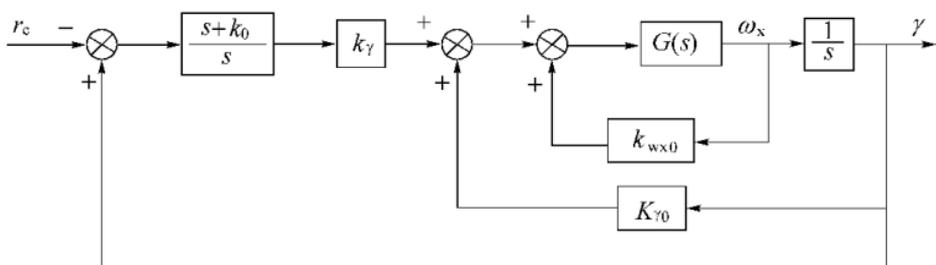


图 3-29 倾斜姿态保持/控制模态控制律结构图

图中 $\alpha(s)$ 见式(3-23)。

图 3-29 所示的倾斜姿态保持/控制模态控制律结构图的闭环传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\gamma_c} = \frac{-(s+k_0) \cdot k_\gamma \cdot k_{\omega_{xc}} \cdot b_{21}}{s^2 \left(s + \frac{1}{T_{\gamma c}} \right) - k_{\omega_{xc}} \cdot b_{21} \cdot k_{\omega_{x0}} s \left(s + \frac{k_{\gamma 0}}{k_{\omega_{x0}}} \right) - k_{\omega_{xc}} \cdot b_{21} \cdot k_\gamma (s+k_0)} \quad (3-24)$$

(1) 当选择 $k_0 = 1/T_{\gamma e}$ 、 $k_{\gamma 0} = k_0 \cdot k_{\omega x 0}$ 时, 就可以对消一对零极点, 得到

$$\frac{\gamma(s)}{\gamma_c} = \frac{-k_{\gamma} \cdot k_{\omega x c} \cdot b_{21}}{s^2 - k_{\omega x c} \cdot b_{21} \cdot k_{\omega x 0} s - k_{\omega x c} \cdot b_{21} \cdot k_{\gamma}}$$

(2) 令 $k_{\gamma} = -\omega_{\gamma}^2 / k_{\omega x c} \cdot b_{21}$ 、 $k_{\omega x 0} = 2 \cdot \xi_{\gamma} \cdot k_{\gamma} / \omega_{\gamma}$ 时, 其闭环传递函数就可以写为

$$G_{\gamma}(s) = \frac{\omega_{\gamma}^2}{s^2 + 2\xi_{\gamma}\omega_{\gamma}s + \omega_{\gamma}^2} \quad (3-25)$$

使得倾斜姿态保持/改平模态的闭环传递函数成为典型的二阶环节。参数 k_0 、 k_{γ} 影响系统的频率和阻尼, 随飞行状态而变, 应按高度 H 、 Ma 数二维插值获得。

由上面的分析可以看到: 在倾斜姿态保持/控制回路中, 比例加积分环节 $(s + k_0)/s$ 的作用是: 使分子零点与一极点对消, 使对消后的系统能构成二阶系统; 未包围 $(s + k_0)/s$ 环节的 ω_x 和 γ 反馈信号, 调节反馈增益, 就能够使倾斜姿态保持/改平回路成为典型的二阶环节; 而倾斜姿态保持/控制回路的固有频率 ω_{γ} 和阻尼比 ξ_{γ} , 还可以根据瞬态响应的要求给定。

根据倾斜姿态保持/控制回路的调节时间要求在 $2s \sim 4s$ 内, 可以对所有飞行状态给定 $\omega_{\gamma} = 1$ 、 $\xi_{\gamma} = 0.707$, 这将使所有飞行状态的瞬态响应相近。

以某飞机为例: 在某一飞行状态下, 其参数为 $T_{\gamma e} = 0.3280$ 、 $k_{\omega x c} \cdot b_{21} = -3.1766$, 根据前面得到的公式可以求得 $k_{\gamma} = 0.3148$ 、 $k_0 = 3.0488$ 、 $k_{\omega x 0} = 0.4451$ 、 $k_{\gamma 0} = 1.3571$ 。从而得到该模态的响应如下:

频域响应: 幅值裕度 25.7636dB; 相位裕度 65.7359。

时域响应: 过程时间 2.8132s; 超调量 3.3913%。

图 3-30 所示为倾斜姿态保持/控制模态的时域响应曲线。根据分析, 系统零点所对消的极点其实就是其控制增稳内回路等效滚转模态的极点, 它是一个稳定的极点, 因此零极点对消后的系统

仍然是一个稳定的典型的二阶系统,它的频域响应和时域响应都

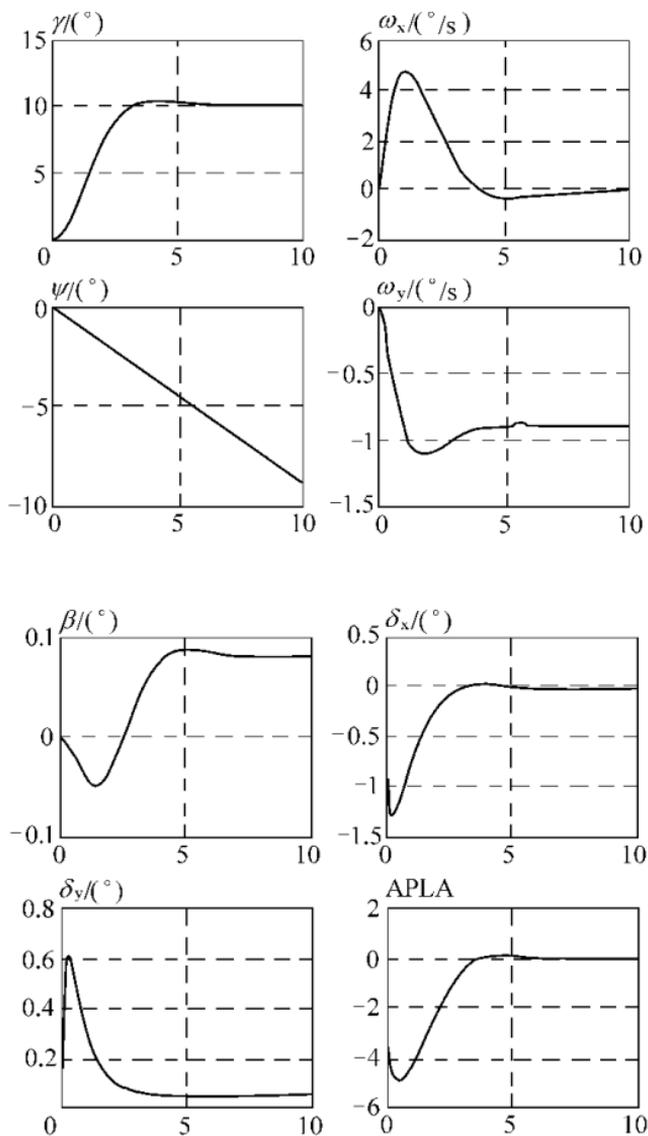


图 3-30 倾斜姿态保持/控制模式的时域响应曲线

γ —倾斜角; ω_x —滚转角速率; ψ —偏航角; ω_y —偏航角速率;

β —侧滑角; δ_x —副翼偏度; δ_y —方向舵偏度; APLA—驾驶仪输出。

能够满足有关飞行品质的要求。

3.3.5 倾斜姿态自动改平和航向保持/控制模态控制律设计

通常,几乎所有自动驾驶仪的航向保持/控制回路都是以倾斜姿态保持/控制回路为其内回路。因为飞机的倾斜角和航向角变化速率之间存在一定的关系,飞机航向的改变,主要是靠飞机进行倾斜来实现的。假设飞机进行协调转弯,那么力的平衡关系应当是:升力在垂直方向上的分量与重力平衡,水平方向上的分量与飞机转弯时的离心力平衡,这样才能使飞机以恒定的转弯角速度在水平面内作圆周运动。由此得到转弯角速率 ψ_s 与倾斜角的近似关系:

$$\psi_s = - \left(\alpha s + \frac{g}{v} \right) \gamma \approx - \left(a_{12} s + \frac{g}{v} \right) \gamma \quad (3-26)$$

因为要想使飞机的空速矢量在水平面内以 ψ_s 的角速度进行转弯,必须使飞机保持一定的倾斜角。在水平协调转弯时,航向角的变化速率 ψ 与转弯角速度 ψ_s 的值相等。因此 ψ 与 γ 也必须满足上述关系式,即

$$\psi = - \left(a_{12} s + \frac{g}{v} \right) \gamma$$

由此就可以构造出航向保持/控制模态的控制律框图。图 3-31 所示就是某飞机横侧向自动驾驶仪航向保持/控制模态控制律结构图(副翼通道),其外回路是航向角 ψ 反馈回路,内回路是倾斜角 γ 反馈回路, $G_1(s)$ 为倾斜姿态保持/控制回路如式(3-23)。在航向保持/控制回路中包含了环节 $\frac{T_\psi s + k_2}{s + k_2}$, 在后面的分析中可以看到它的作用。

图中回路 1 就是倾斜姿态自动改平功能控制律,它以倾斜姿态保持/控制模态为内回路,增加了滚转速率反馈。该功能是在驾驶员接通航向保持/控制模态的那一时刻,首先自动进行的将飞机

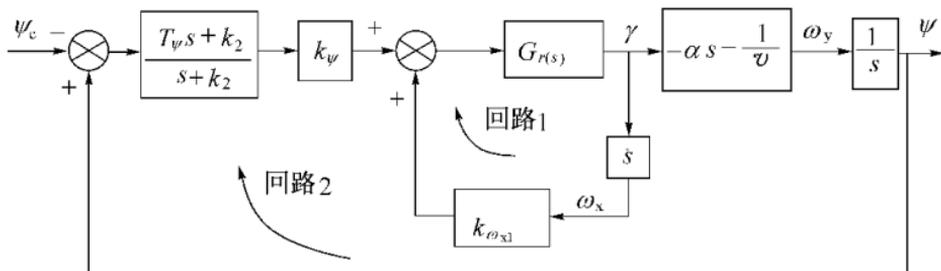


图 3-31 倾斜姿态自动改平和航向保持/控制模态控制律结构图
的倾斜角改平到小于某一允许值,以确保飞机的协调运动,再自动
进入航向保持/控制,并且按照飞机在这一时刻的航向之值对航向
进行稳定/控制。

航向保持/控制回路可以实现航向保持、航向给定功能。航向保持是将航向角保持在此功能真正接通的那一时刻的航向值 ψ_0 上,航向给定是驾驶员选定某一飞行航向 ψ_c ,利用此功能可以将飞机转到给定的航向并将飞机保持在该航向。此模态接通时,航向姿态系统的航向位置指示器向飞行控制计算机输出时航向与需要进行保持的航向(或给定的预选航向)之间的偏差信号 $\Delta\psi$,此信号通过在飞行控制计算机同时把航向偏差信号加到副翼和方向舵通道(有时只加到副翼通道),使飞机转弯,直到 $\Delta\psi$ 变为零,飞机转弯到给定的航向并稳定在新的航向上。

可以得到航向保持/控制回路的闭环传递函数为

$$\frac{\psi}{\psi_c}(s) = \frac{-(T_\psi s + k_2) \cdot \left(s + \frac{g}{va_{12}}\right) \cdot k_\psi \cdot a_{12} \cdot \omega_\gamma^2}{(s + k_2) [s^2(s + 2\xi_\gamma \omega_\gamma) + \omega_\gamma^2(k_{\omega_{xd}} s + 1)] - k_\psi a_{12} \omega_\gamma^2 (T_\psi s + k_2) \left(s + \frac{g}{va_{12}}\right)} \quad (3-27)$$

(1) 选择 $k_2 = \frac{g}{va_{12}}$, 得到

$$\frac{\psi}{\psi_c}(s) = \frac{-(T_\psi s + k_2) \cdot k_\psi \cdot a_{12} \cdot \omega_\gamma^2}{[s^2(s + 2\xi_\gamma \omega_\gamma) + \omega_\gamma^2(k_{\omega_{x1}} s + 1)] - k_\psi a_{12} \omega_\gamma^2 (T_\psi s + k_2)}$$

(2) 选择 $k_{\omega_{x1}} = \frac{1}{2\xi_\gamma \cdot \omega_\gamma}$ 、 $T_\psi = \frac{1}{2\xi_\gamma \cdot \omega_\gamma} k_2$, 可以使系统简化为二阶系统

$$\frac{\psi}{\psi_c}(s) = \frac{-k_\psi \cdot a_{12} \cdot \omega_\gamma^2}{s^2 + k_{\omega_{x1}} \omega_\gamma^2 s - k_\psi a_{12} \omega_\gamma^2}$$

(3) 由(2)及人为设定可以得到

$$2\xi_\psi \omega_\psi = k_{\omega_{x1}} \omega_\gamma^2 = \frac{\omega_\gamma}{2\xi_\gamma},$$

$$\omega_\psi^2 = -k_\psi a_{12} \omega_\gamma^2 = -\frac{\omega_\gamma}{2\xi_\gamma} \frac{g}{v} k_\psi$$

则 $k_\psi = -\frac{\omega_\gamma^2 v}{8\xi_\gamma \xi_\psi^2 g}$, 这样就可以将原系统闭环传递函数简化成为典型的二阶系统:

$$G_\psi(s) = \frac{\omega_\psi^2}{s^2 + 2\xi_\psi \omega_\psi s + \omega_\psi^2} \quad (3-28)$$

在航向保持/控制回路中引入了 ω_x 反馈信号, 使航向保持/控制回路不仅受到内回路的影响, 而且受可调参数 $k_{\omega_{x1}}$ 的影响, 与环节 $\frac{T_\psi s + k_2}{s + k_2}$ 一起使四阶系统可以比较方便地分解成一对共轭极点和与零点对消的两个实数极点, 使航向给定回路可以通过零极点对消而成为典型的二阶环节。图中环节 $\frac{T_\psi s + k_2}{s + k_2}$ 的作用在于: 对消

零点 $a_{12}s + \frac{g}{v}$; 为闭环系统增设一个可调节的零点 $T_\psi s + k_2$, 以抵消闭环系统的实极点, 使系统成为一个二阶系统。而此时系统对消的实极点为 $-2\xi_\gamma \omega_\gamma = -1.414$, 这样, 系统对消的零极点都是稳定的, 所以对消后的系统也是稳定的。

采用这种设计方法使得航向保持/控制回路的固有频率为 $\omega_\psi^2 = \frac{\omega_\gamma}{4\xi_\gamma\xi_\psi}$ 。当给定各模态阻尼比 $\xi_\gamma = \xi_\psi = 0.707$ 时,有 $\omega_\psi = \frac{\omega_\gamma}{2}$ 。其主导模态为二阶特性,其固有频率为倾斜稳定回路固有频率的一半。这将使所有状态的航向保持/控制模态的瞬态响应也都相近。

以某飞机为例,在某一飞行状态下,根据前面得到的公式可以求得其参数分别为 $k_2 = 0.7600$, $k_{\omega_{x1}} = 0.707$, $T_\psi = 0.5865$, $k_\psi = -4.6068$ 。从而得到该模态的响应曲线如图 3-32 所示。

计算中还可得到系统的响应如下:

频域响应:幅值裕度 29.5647dB; 相位裕度 71.5628。

时域响应:过程时间 5.4465s; 超调量 2.6582%。

零极点对消后的系统仍然是一个稳定的典型的二阶系统,它的频域响应和时域响应都能够满足有关飞行品质的要求。

3.4 导航模态控制律参数选择

有关自动导航系统控制律设计的具体内容请参见第 4 章,这里仅介绍横侧向导航控制系统的控制律参数设计方法。图 3-33 给出导航模态控制律结构图。

图 3-33 所示为导航模态控制律的一个例子。它包含了航向保持/控制回路 $G_\psi(s)$ (参见式(3-28))为其内回路。为了简化分析,假定空速 v 等于地速,飞机应飞航线为真北,并且偏流角为 0,图示的导航回路的闭环传递函数为

$$\frac{z}{z_c} = \frac{\frac{T_z s + 1}{T_i s + 1} \cdot \frac{k_z v \omega_\psi^2}{57.3}}{s^2(s + 2\xi_\psi \omega_\psi) + \omega_\psi^2(k_{\omega_{y1}} s + 1)s + \frac{k_z v \omega_\psi^2}{57.3} \cdot \frac{T_z s + 1}{T_i s + 1}} \quad (3-29)$$

(1) 当取 T_i 为一较小值时,如 $T_i = 0.03$ ($T_i s + 1 \approx 1$),则上式可简化为

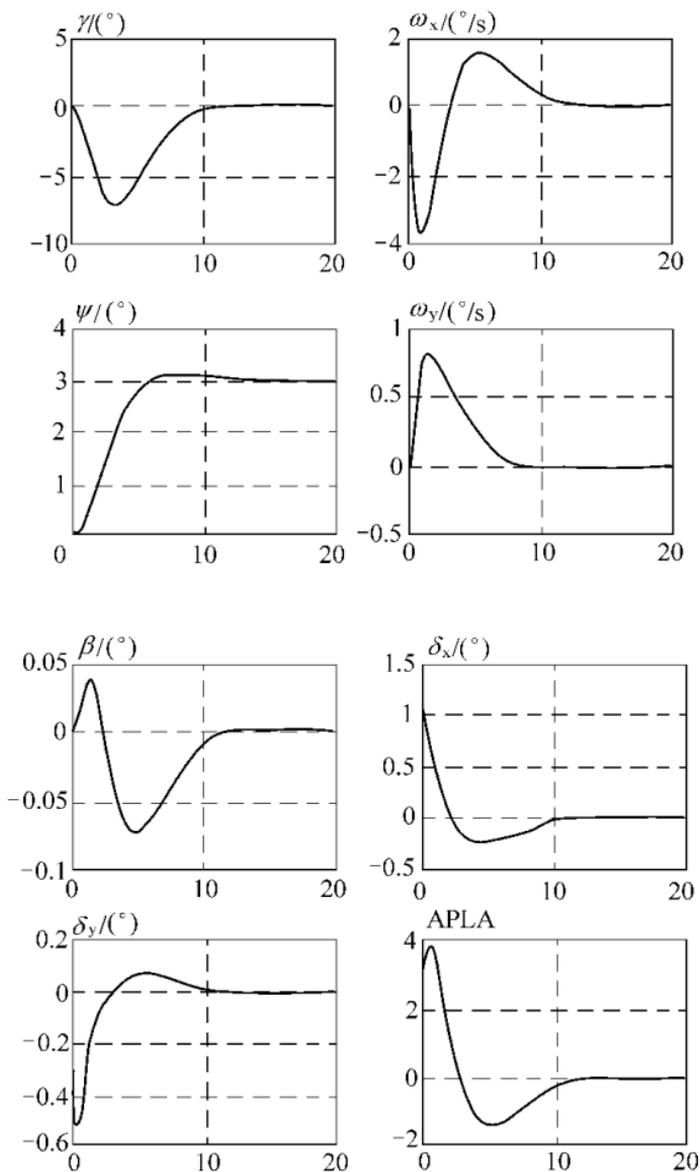


图 3-32 航向保持/控制模式的响应曲线

$$\frac{z}{z_c} = \frac{(T_z s + 1) \cdot \frac{k_z v \omega_\psi^2}{57.3}}{s^2(s + 2\xi_\psi \omega_\psi) + \omega_\psi^2(k_{\omega y1} s + 1)s + \frac{k_z v \omega_\psi^2}{57.3} \cdot (T_z s + 1)}$$

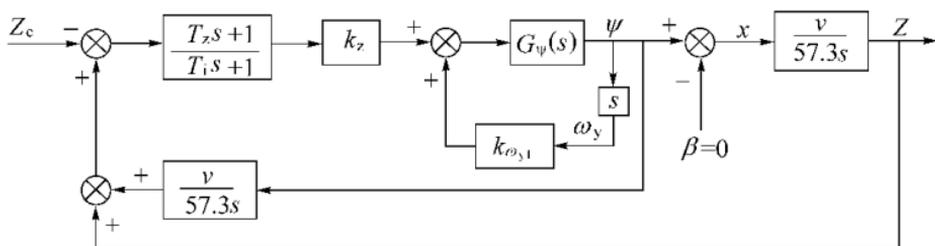


图 3-33 导航模态控制律结构图

χ —偏航航迹角; β —侧滑角; Z —偏航距离。

$$(2) \text{ 令 } T_z = \frac{1}{2\xi_\psi \cdot \omega_\psi} = \frac{2\xi_\gamma}{\omega_\gamma}, k_{\omega_{\psi 1}} = T_z,$$

则

$$\frac{Z}{Z_c} = \frac{T_z k_z v \omega_\psi^2}{s^2 + \omega_\psi^2 T_z s + \frac{T_z k_z v \omega_\psi^2}{57.3}}$$

$$(3) \text{ 令 } \omega_z^2 = \frac{1}{57.3} v k_z T_z \omega_\psi^2, 2\xi_z \omega_z = \omega_\psi^2 T_z,$$

则

$$\frac{Z}{Z_c} = \frac{\omega_z^2}{s^2 + 2\xi_z \omega_z s + \omega_z^2}$$

闭环传递函数被简化为：

$$G_\lambda(s) = \frac{\omega_z^2}{s^2 + 2\xi_z \omega_z s + \omega_z^2} \quad (3-30)$$

通过推导可以看到,在导航回路中 ω_ψ 反馈信号的作用与航向保持/控制回路中 ω_x 反馈信号作用相同, ψ 反馈信号与 Z 反馈信号共同作用,通过零极点配置及对消使四阶系统成为典型的二阶环节。零极点对消后的系统仍然是一个稳定的典型的二阶系统,它的频域响应和时域响应都能够满足有关飞行品质的要求。

根据上面得到的结果,可以令式中 $\xi_z = 0.707$ 、 $\omega_z = 0.5\omega_\psi = 0.25\omega_\gamma = 0.25$,这样,不仅导航回路成为了一个典型的二阶环节,其主导模态为二阶特性,而且它的固有频率是航向保持回路固有频率的一半。这将使所有状态的导航控制模态的瞬态响应也是相近的。

以某飞机为例 在某一飞行状态下 根据前面得到的公式可以求得其参数为 $k_z = 0.0409$ 、 $k_{\omega y1} = 1.414$ 、 $T_z = 1.414$ 。从而得到该模态的响应曲线如图 3-34 所示。

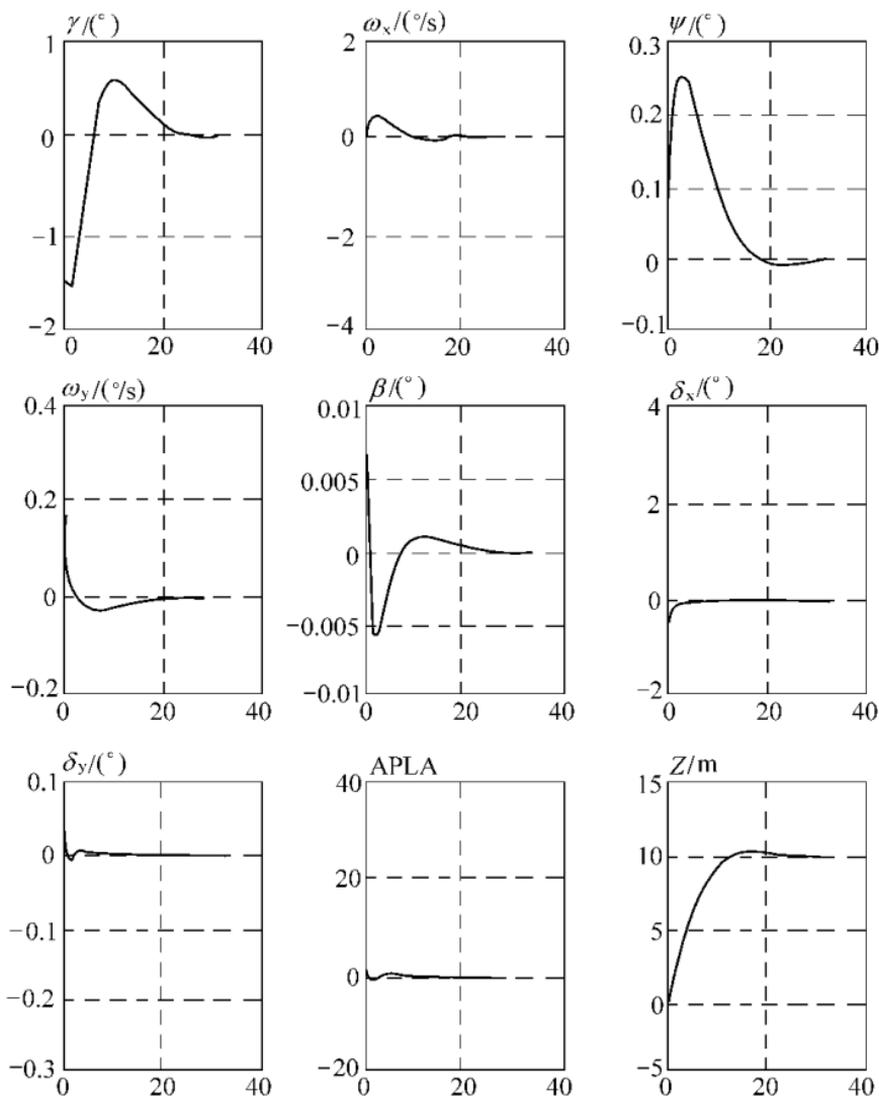


图 3-34 导航模态的响应曲线

根据分析,得到系统的响应如下:

频域响应 幅值裕度 39.1352dB; 相位裕度 70.2095。

时域响应 过程时间 11.8267s; 超调量 2.4420%。

3.5 协调转弯与高度补偿

协调转弯是指飞机在水平面内连续改变飞行方向,保证 $\beta = 0$,即滚转与偏航运动两者之间耦合最小,并能保证不掉高度的一种转弯。在实际飞行中,滚转运动与偏航运动并不独立,而是紧密联系、相互交叉耦合的,因此在转弯时,会产生比较大的侧滑角 β ,而 β 的存在会引起令人不适的侧向加速度。要消除转弯过程中的 β 角,需要实现自动协调转弯。

实现协调转弯有三种途径:一是利用侧滑角 β 反馈实现协调转弯;二是利用侧向加速度反馈实现协调转弯;三是利用偏航角速度计算值的反馈实现协调转弯。其中前两种途径的控制律结构如图 3-35 所示。

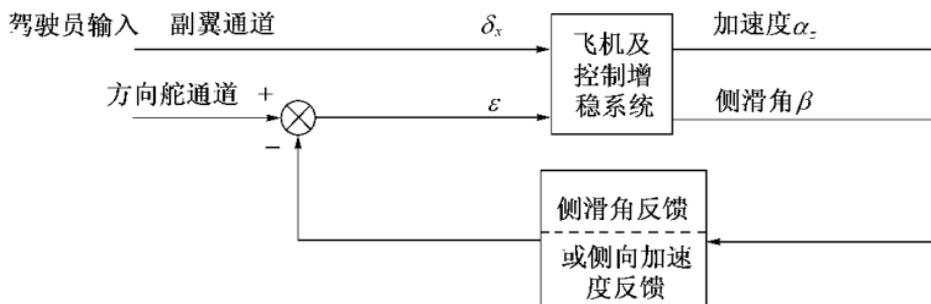


图 3-35 协调转弯的一般结构

现代飞机上在配备了控制增稳系统以后,较好地解决了协调转弯问题。但在实现协调转弯时,除了横侧向需要控制以外,还需要纵向控制的配合。这有两方面的原因:

(1) 为使飞机在转弯时不掉高度,要求升力的垂直分量与重力平衡。假设在转弯前升力重力是平衡的,那么在飞机滚转后,升力的方向也随滚转而变化,它在垂直方向上的分量就与重力不平衡,此时需要增大升力才能够继续保持平衡。因此,为了使飞机不掉高度,必须产生一个迎角增量。而迎角增量会引起一个纵向力矩,它需要由升降舵偏角产生的力矩来平衡。

(2) 根据飞机协调转弯的要求,要保持飞机绕铅垂轴盘旋,除了应控制 ω_y 以外,还需要使飞机有一个上仰角速度,而这个角速度引起的俯仰阻尼力矩同样要靠升降舵上偏来平衡。

因此,在协调转弯时,必须在纵向控制通道加一个控制信号,产生一个上偏的升降舵偏角,从而增大飞机升力以保持飞机不掉高度。图 3-36 就是某型飞机在协调转弯过程中的纵向控制。

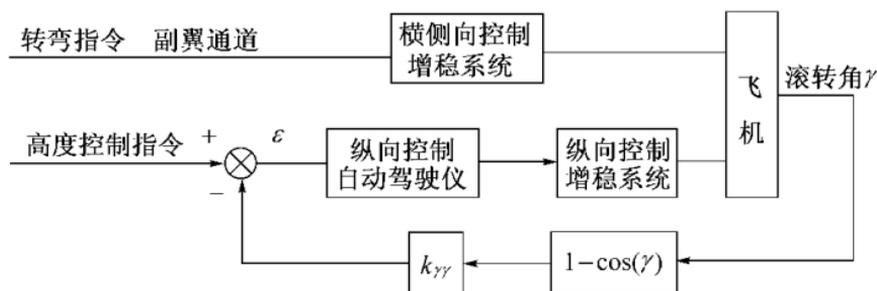


图 3-36 协调转弯中的纵向控制

3.6 自动驾驶仪的淡化处理

1) 模态转换时的淡化处理

在控制增稳系统与自动驾驶仪的转换过程中,必须进行信号淡化处理,用以减小控制增稳系统与自动驾驶仪转换过程中的瞬态响应。

图 3-37 所示为某飞机纵向控制增稳系统与自动驾驶仪转换/淡化逻辑图。受开关量 0、1 控制的开关 SW,用以切除(接通)纵向杆位移信号和接通(切除)自动驾驶仪信号,并接通(断开)自循环回路 1 和断开(接通)自循环回路 2。图中 Z^{-1} 表示延时一个采样周期。

利用随时间线性减小的增益 k ,使得当接通自动驾驶仪(即切除控制增稳系统)时,转换/淡化器输出信号 Y_A 对自动驾驶仪 AP 的传递系数 k_{ap} 随时间增加而增大到 1,对回路 1 保持的杆位移信号 Y_c 的传递系数 k_{yc0} 随时间的增加而衰减到 0,如图 3-37(b)所

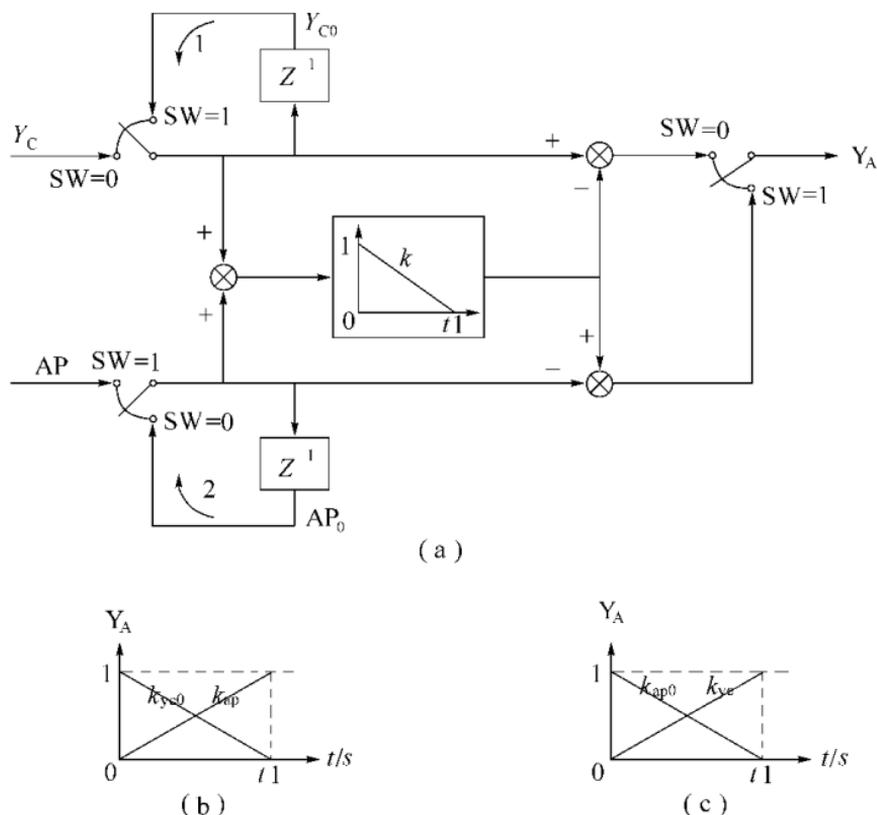


图 3-37 纵向控制增稳系统与自动驾驶仪模态转换/信号淡化逻辑

(a) 模态转换/信号淡化器逻辑框图 ; (b) $SW=1$ 时输出淡化过程 ;

(c) $SW=0$ 时输出淡化过程。

示 ;当断开自动驾驶仪(即接通控制增稳系统)时,转换/淡化器输出信号 Y_A 对杆位移信号 Y_c 的传递函数 k_{yc} 随时间的增加而增大到 1,对回路 2 保持的自动驾驶仪信号 A_{p0} 的传递系数 k_{ap0} 随时间的增加而衰减到 0,如图 3-37(c)所示。

横向控制增稳系统与自动驾驶仪转换和淡化逻辑其原理与纵向相同。

2) 数据传输时的淡化处理

数字式控制增稳系统的数据采样频率一般设为每隔 0.0125s 采样一次,即每秒计算 80 次;由于自动驾驶仪为长周期,为了节省计算时间,一般将其采样频率设为每隔 0.05s 采样一次,即每秒计

算 20 次。这样,当由控制增稳向自动驾驶仪及由自动驾驶仪向控制增稳系统传输数据的时候,就要进行采样频率的变换。

直接利用数字方法进行采样频率的变换,包括以整数因子 M 进行抽取的减低采样速率及以整数因子 L 按时间均匀插入的增高采样速率两种,如图 3-38 所示。



图 3-38 采样速率变换器

在数据由控制增稳向驾驶仪传输时,为了在减低采样速率时避免数字信号的混迭,可以采用递归型的低通滤波器,如 $\frac{30}{s+30}$ 。

在数据由驾驶仪向控制增稳传输时,为了在减低采样速率时消除不必要的频率镜像分量,必须将增高采样速率的信号通过一个数字式低通滤波器,该滤波器逼近下列理想特性:

$$H(e^{j\omega'}) = \begin{cases} L & |\omega'| \leq \frac{\pi}{L} \\ 0 & |\omega'| > \frac{\pi}{L} \end{cases} \quad (3-31)$$

式中 $\omega' = 2\pi f'$ 。这种滤波器称为 FIR 型滤波器,其一种简单的形式如图 3-39 所示。

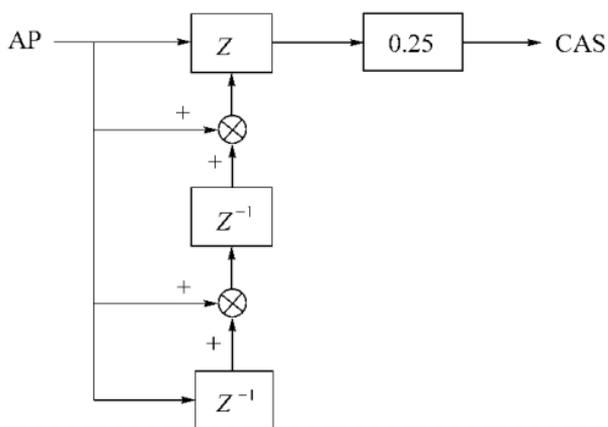


图 3-39 一种简单的 FIR 型低通滤波器

第 4 章 航迹控制系统

4.1 自动进场与自动着陆系统

4.1.1 发展概况

全天候着陆技术的发展已经经历了半个世纪的时间。由于客观气象条件的原因,这项技术首先在英国受到重视,20 世纪 50 年代以后美国、法国等国家也都积极开展了这方面的研究工作。

英伦三岛多雾的天气促使英国最先开始研究全天候自动着陆系统。在第二次世界大战后的第一个 10 年里(大致为 1946 年—1956 年),以英国皇家飞机公司的盲降试验机构(BLEU)为代表开始进行自动着陆基本原理方案的探讨,在不同类型的飞机进行了上万次的自动着陆试验,重点是改善自动驾驶仪与仪表着陆系统耦合器,无线电高度表及方位引导系统。

1957 年—1968 年这段时间是全天候着陆系统获得更大进展并开始付诸实际应用的时期。这一阶段的早期工作是集中于多重系统的研制,以解决系统的可靠性问题。因此,飞行控制系统的冗余技术首先是伴随自动着陆系统的研制发展起来的。随之,在民用飞机方面重点解决了如下几个方面的问题:

(1) 仪表着陆系统(ILS)作为进场导引系统的合理性及生命力。

(2) 低能见度环境下系统工作安全性要求的量化。

(3) 外界干扰(无线电干扰,各种风干扰)的限制。

(4) 使驾驶员和旅客接受自动着陆以及进行系统的性能考验,批准和颁发合格证程序。

在这段时间内,从20世纪50年代末到60年代初期,一些英美航空公司先后为他们的民航运输机研制全天候自动着陆系统。1963年国际航运协会鲁塞恩会议专题讨论了全天候着陆课题。1967年—1968年英美一些航空公司陆续获得在航线上使用Ⅱ级着陆系统的证书。

达到Ⅱ级性能的系统严格说是一种自动进场而不是自动着陆方式。达到Ⅲ级自动着陆不仅需要机载自动飞行控制系统具有相应的可靠性和控制精度,而且要求用于着陆控制的地面和机上导航设备达到相应的水平。随着数字控制和冗余技术的发展,满足Ⅲ级自动着陆要求对自动飞行控制系统早已不存在问题了。现代的大型民用客机已把具有Ⅲ_a级或Ⅲ_b级自动着陆能力作为依据航空公司的要求而配装的设备。而目前世界上能达到Ⅲ级着陆要求的国际机场跑道已多达一百多条。

全天候自动着陆技术的发展并没有终止,它伴随着导航设备的发展而向前发展,并且将随着以应用卫星技术为特征的通信、导航、监视和空中交通管理(CNS/ATM)全球新航行系统的实施而进入一个新的发展阶段。

仪表着陆系统在1949年第一次被国际民航组织(ICAO)采用,并作为标准的进场和着陆设备。从那以后系统有了很大的改进,事实上,今天的仪表着陆系统的引导质量、可靠性和完善性,都已达到了完全允许进行Ⅲ级自动着陆的水平。然而,一个仪表着陆系统对任何一类着陆所能提供的服务能力,在很大程度上取决于外部因素,如台站附近的建筑物、树木、起伏不平的地形以及低空飞行的飞机等干扰的影响,使其发射的波束产生强烈的噪声电平或波束弯曲。而且这种系统只能提供单一而又固定的进场航线,从根本上限制了诸如曲线进近,分段进近和大下滑角进近等多种灵活的进近方式的使用。

针对仪表着陆系统的不足,人们开始探寻新的进场着陆设备,1972年ICAO提出了关于新型非目视精密进场和着陆系统的技术要求。1978年,ICAO全天候运行专家小组决定采纳美国/澳大利

亚的时基扫描波束(TRSB)技术作为进场和着陆的新标准设备 ,这就是微波着陆系统(MLS)。与 ILS 相比 ,MLS 具有很多优越性 ,例如准确的进场和精密的着陆能力 ,分段和曲线进近能力 ,性能稳定 ,易于维护保养等。1979 年 ,ICAO 理事会批准把 MLS 作为国际标准的导航设备 ,并希望把 MLS 推广应用到更多的机场。

然而 ,因为世界上很多机场都安装了仪表着陆系统 ,而且使用这些机场的飞机也携带了能同这些设备兼容的昂贵的电子设备 ,所以微波着陆系统的应用必须有一个国际性的过渡计划。这个由 ICAO 附件 10 所表述的过渡计划要求在所有国际机场都必须在 1998 年 1 月 1 日前安装微波着陆系统 ,以便在 2000 年前取代仪表着陆系统。

但是 ,事情的发展并不像 ICAO 所计划的那样顺利。由于研制和推广 MLS 所造成的延误 ,以及实施过程中遇到的经济和财政方面的原因 ,加之新的替代技术的出现 ,使附件 10 表述的过渡计划有很多部分已无意义。因此 ,1995 年 ICAO 已取消了在所有国际机场都必须在 1998 年 1 月 1 日以前安装 MIL 来代替目前使用的 ILS 的要求。这一新的灵活的政策是认识到在 2000 年转向采用全球导航卫星系统(GNSS) ,如美国的卫星全球定位系统(GPS) ,俄罗斯的 Glonass 系统进行 I 级着陆而制定的。

基于 GPS 在导航领域里起着越来越重要的作用 ,它有利于将空中交通管理和通信、导航、监视系统综合起来 ,发展新型的先进飞行管理系统 ,充分利用卫星资源 ,建立空地数据链 ,依靠卫星导航实现区域导航和飞机进场着陆。为此 ICAO 已于 1992 年 10 月批准推行这种新航行系统(CNS/ATM)。

利用 GPS 实现飞机的进场着陆有以下优点 :

(1) 对地面场站无特殊要求 ,尤其对条件恶劣的野战机场 ,系统设备简单 ,有很大的经济效益。

(2) 它是一种由飞机导出数据的系统 ,主动进场着陆 ,其工作容限仅受着陆飞机最小间距的限制。

(3) 工作覆盖区大 ,能引导飞机沿曲线 ,分段和全方位进

场。

(4) 可提供多种下滑道,适合各种机型以不同的下滑角度着陆,并可同时引导多架飞机着陆。

(5) 它与仪表着陆系统和微波着陆系统兼容,互不干扰。

由于应用 GPS 于进场和着陆有很多优点和经济效益,国内外已对这项新技术开展广泛的研究。美国、俄罗斯、瑞典、英国、法国和德国等相继开展使用 GPS 进行进场着陆的飞行试验。美国 E-系统公司和联邦航空局(FAA)通过一系列的飞行试验证明,使用动态载波相位跟踪(KCPT)技术增强的 GPS 系统可以满足 III b 类自动着陆的要求。

据统计,1994 年底 ICAO 的机场特性数据库中有 1050 个机场的 1096 条跑道已装备 ILS,其中 75% 工作在 I 级,16% 提供 II 级着陆,9% 为 III 级。ICAO 计划预计“增强的 GNSS”能在 2005 年和 2010 年之间满足 I 级着陆标准,在 2015 年以前满足 II/III 级着陆标准,因此决定把 ILS 的使用至少延长到 2010 年,并建议在终止使用 ILS 以前,至少提前 5 年通知航空公司和机场的其他用户。

为了适应这种多模式着陆系统共存的局面,1994 年 1 月航空电子工程委员会(AEEC)在美国亚特兰大市召开了 ILS/MLS/GNSS 组合接收机调研会议,随后又决定成立一个多模式着陆系统(XLS)分委员会,着手制订用于多模式着陆系统接收机(MMR)的 ARINC-755 标准(用于数字接收机)。MMR 以 ILS 功能作为基本接收机功能,MLS 功能供选用,具有能接收外部 GNSS 接收机数据的接口,包括将 GNSS 的位置数据转换成与 ILS“看上去相似”的输出这一过程。

上述情况表明,使用 ILS 进行自动着陆的模式至少能延长到 2010 年—2015 年,而各种增强的 GNSS 自动着陆将是发展方向,MIL 自动着陆作为一种过渡模式。本章介绍的重点是 ILS 着陆模式,其次是 GNSS 着陆模式。

4.1.2 系统的主要技术要求

4.1.2.1 着陆等级的划分和精度要求

ICAO 将飞机进场着陆划分为三个等级(参见 ICAO 附件 10),其中对 III 级自动着陆又分为 a、b、c 三级。等级划分的依据是决断高度(DH),跑道能见度或跑道视距(RVR)。具体要求如表 4-1 所列。

表 4-1 进场着陆的等级要求

进场着陆级别	I	II	III a	III b	III c
决断高度(DH)/m	≥60	60~30	0	0	0
跑道能见度/m	800	400	210		
跑道视距(RVR)/m	760	730~370	≥210	≥50	6
备 注	接地实际区域和跑道中心线有灯光照明时,RVR 为 550m		跑道表面具有可见的外界基准标志	具有可见的外界基准作为滑行引导	

ICAO 规定的进场和着陆的精度是由水平和垂直误差极限来表示的,见表 4-2 所列。

表 4-2 精密进场/着陆的精度要求

着陆等级	参考点	离地高度/m	精 度	
			水平 2σ /m	垂直 2σ /m
I	I 级决断高度	60	17.1	4.1
II	II 级决断高度	30	5.1	1.7
III	跑道门槛	15	4.0	0.5

表 4-2 的要求是 ICAO 针对 ILS 地面标准设备制定的,假定下滑角等于 3° ,跑道门槛与航向信标天线之间的距离是 8000ft(约 2400m)。

MLS 的研制和设计规定只有一个 III 级标准的精度,类似 ILS

的Ⅲ级着陆要求。

表 4-2 所确定的精密进场和着陆的精度要求, 是对于进场路径上的特定点而言的, 因为 ILS 的精度是到发射天线距离的函数。而 GPS(或 GNSS) 的精度与进场路径上的位置无关, 但是, 研究利用 GPS 进行精密着陆的可行性时, 亦须满足表 4-2 所列各参考点的精度要求, 以便确定利用 GPS 进行精密进场着陆可达到的级别。

4. 1. 2. 2 自动进场与自动着陆系统的性能要求

能适应 ICAO 规定的Ⅱ级气象条件下工作的自动飞行控制系统称为自动进场系统。而自动着陆系统则应设计成能适应Ⅲ级气象条件下工作, Ⅲa 级系统要求完成自动拉平直至接地的自动控制, 但可以不具备自动滑跑的能力; Ⅲb 级系统则要求沿着跑道滑跑部分或全部地都依靠系统控制; 而Ⅲc 级则要求完全不依靠外部目视标志实现自动滑跑和滑行控制。

在国家军用标准 GJB-2191-94《有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范》3. 1. 2. 9 和 3. 1. 2. 10 中, 对于自动进场和自动着陆系统的性能要求有详细的规定。其主要要求是:

当初始切入角为 $45^\circ \sim 60^\circ$ 对航向信标进行截获时, 初始超调不应超过 50% ($75\mu\text{A}$), 系统阻尼比不小于 0. 1。在航向信标跟踪过程中, 系统的阻尼比不小于 0. 2。初始跟踪阶段(从远距信标到高出跑道 90m), 自动飞行控制系统应保持飞机的 2σ 位置在航向信标波束中心 $0. 47^\circ$ ($35\mu\text{A}$) 的范围内。末端跟踪阶段(高出跑道 90m 到 30m 决断高度), 自动飞行控制系统应保持飞机的 2σ 位置在 $0. 33^\circ$ ($25\mu\text{A}$) 的范围内。跟踪模态中不应存在持续的振荡。

自动飞行控制系统应能使飞机机动到截获下滑信标, 截获时第一次超调不应超过偏离下滑信号波束中心 $0. 16^\circ$ ($35\mu\text{A}$) 的误差, 此后系统的阻尼比应不小于 0. 2。当应用Ⅱ级 ILS 地面设施时, 在下滑发射台基准以上 210m ~ 30m 高度之间, 俯仰自动飞行控制应保持飞机下滑信标天线位置的 2σ 偏差在波束中心的 $0. 16^\circ$ ($35\mu\text{A}$) 范围内或波束中心的 3. 7m 范围以内, 取两者之中

的较大者。

对自动着陆系统则要求主起落架触地点的散布按 2σ 概率值计,纵向平均触地点在下滑波束与跑道交点以外不超过 460m,横向不应超过跑道中心线每一侧 8m。

上述控制偏差的要求应考虑到逆风 46km/h,顺风 18.5km/h,侧风 28km/h 的合理组合下也能满足要求。

4.1.2.3 系统的完好性与可靠性

进场和着陆是飞行的关键阶段。有关统计数据表明,进场着陆阶段的事故率在整个飞行总事故率中所占的比例为:在致命事故率总数中占 40% ~ 50%;在全部事故率总数中占 50% ~ 60%。

进场着陆阶段的致命事故率为 $(0.8 \sim 1.8) \times 10^{-6}/\text{h}$ 或 $(0.65 \sim 1.8) \times 10^{-6}/\text{一次着陆}$ 。

基于以上数据,美国航空注册局(ARB)提出,在使用自动着陆系统时,应使致命事故率缩减为上述数据的 1/4,在考虑一定的安全余度后,提出平均致命事故率不超过 $1 \times 10^{-7}/\text{一次着陆}$ 。这一标准在国际上已获得广泛的认同。

为了满足Ⅲ级气象条件下的自动着陆的可靠性要求,自动飞行控制系统应是一次故障—工作的余度等级配置。

为了满足进场着陆的可靠性要求,除了自动飞行控制系统之外,还必须考虑进场着陆所用的导引系统(或导航系统)的完好性、可用性(或可靠性)以及为满足进场着陆要求的精度而采取的各种措施。

系统的完好性是指系统所具备的一种检测能力,当系统不能使用时能及时向用户告警。如 ILS,MLS 要求在检出超差几秒钟发出报警;此时机上装有两部接收系统作为故障备份。使用 GNSS(GPS)时也必须解决系统完好性的问题。目前提出的对于 GPS 的完好性监测方法有两类:一类是外部法,它通过一个地面监测站网络进行测量,然后将完好性信息广播给指定区域内的用户;另一类是内部法,包括接收机自动监测技术和 GPS 与其他导航系统(如惯性导航系统)综合的技术。

可靠性则主要指系统完成预定进场着陆要求的可用程度。一个 ILS 失效只影响一个机场,飞机可在相邻的装有 ILS 的机场着陆。而对于 GPS 系统,一颗卫星的失效则可能会对地球的某一区域产生不良影响,特别是机场区域出现这一现象将直接影响飞机的进场着陆。有关研究表明,采用带伪卫星的差分 GPS 技术可以满足进场着陆的功能可靠性和精度要求。

4.1.3 自动进场与自动着陆系统设计

4.1.3.1 使用 ILS 自动进场着陆

1) 仪表着陆系统(ILS)

ILS 的地面设备由两部分组成:第一部分是航向信标(LOC)台,它安装在跑道终点以外的跑道中心延伸线上,距跑道终点约 500m ~ 1 000m;第二部分是下滑信标(GS)台,它安装在跑道入口处的侧面,距跑道入口大约 300m。除了 LOC 提供方位引导,GS 提供下滑线引导外,其运行方式基本是一样的,这两种设备分别向飞机着陆方向连续发两个频率分别为 90Hz 和 150Hz 的高频无线电调幅波(LOC 的载波频率范围一般为 108MHz ~ 112MHz,GS 的载波频率范围一般为 329.3MHz ~ 335MHz)。两个波瓣相交部分构成等强信号线,分别为航向波束中心线和下滑波束中心线。因此,可以利用 90Hz 和 150Hz 两个信号强度相等来确定飞机在方向和标高两个平面里的进场航线。如果信号强度不相等,则意味着飞机飞出了这个通道。其偏差信号显示在飞行指引仪表上或送给自动驾驶仪,由驾驶员目视指引仪表进行控制或由自动驾驶仪进行自动进场着陆控制。

除了 LOC 台和 GS 台外,为了指示飞机相对于跑道入口处的精确距离,在飞机进场的通道上,在地面还设置了远、中、近三个指点信标台,飞机飞越其上空时,由接收机给出灯光和音响信号,提醒飞行员校核飞机的高度和航向。

ILS 波束的几何图形如图 4-1 所示。与 GJB-2191-94 之 3.1.2.9 相对应。对波束中心的偏离信号用微安(μA)表示。在

$\pm 150\mu\text{A}$ 的扇形区内,偏差信号的变化与偏差角度成正比,不难推算,对应 $\pm 150\mu\text{A}$ 的航向波束宽度为 $\pm 2^\circ$;对应 $\pm 150\mu\text{A}$ 的下滑波束宽度约为 $\pm 0.69^\circ$ 。

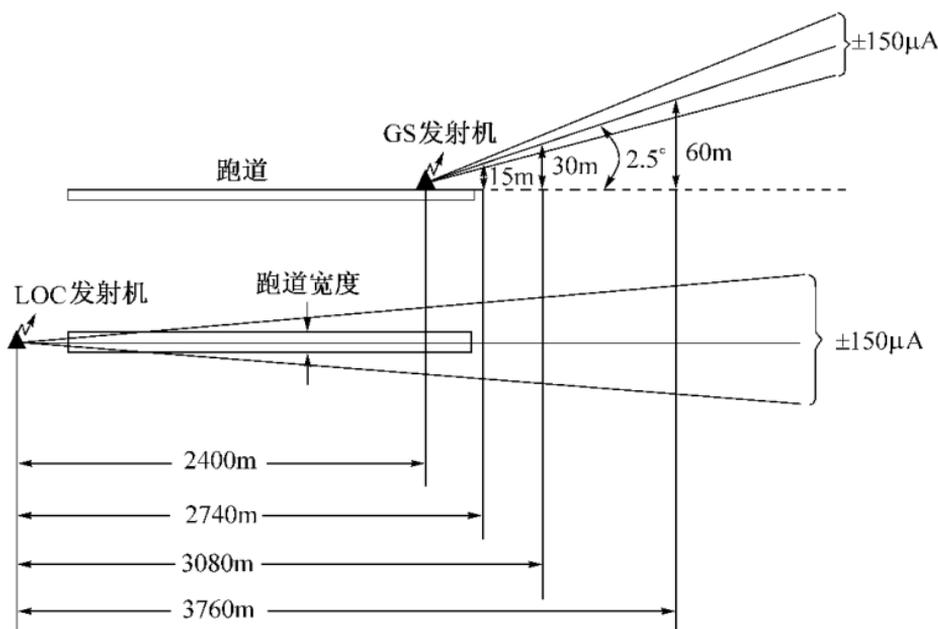


图 4-1 ILS 波束几何图形

应该指出 LOC 台与 GS 台的安装位置及其发射波束宽度允许一定的变化范围。

2) 使用 ILS 自动进场着陆的横侧向控制系统

使用 ILS 自动进场着陆的横侧向控制过程包括 LOC 波束的截获过程, LOC 波束跟踪过程和飞机落地时消除偏流的修正转弯过程(Decrab maneuver)。

(1) 航向信标(LOC)的截获过程

使用 ILS 自动进场时,首先要使飞机截获 ILS 的航向信标台发射的波束信号,并按着 LOC 信号提供的飞机对跑道中心的偏离,自动引导飞机进入跑道中心线。这一控制过程称为 LOC 波束截获过程。图 4-2 给出了进行 LOC 截获控制的几何图形。

通常利用预选航向把飞机航向控制到相对于跑道航向的某一

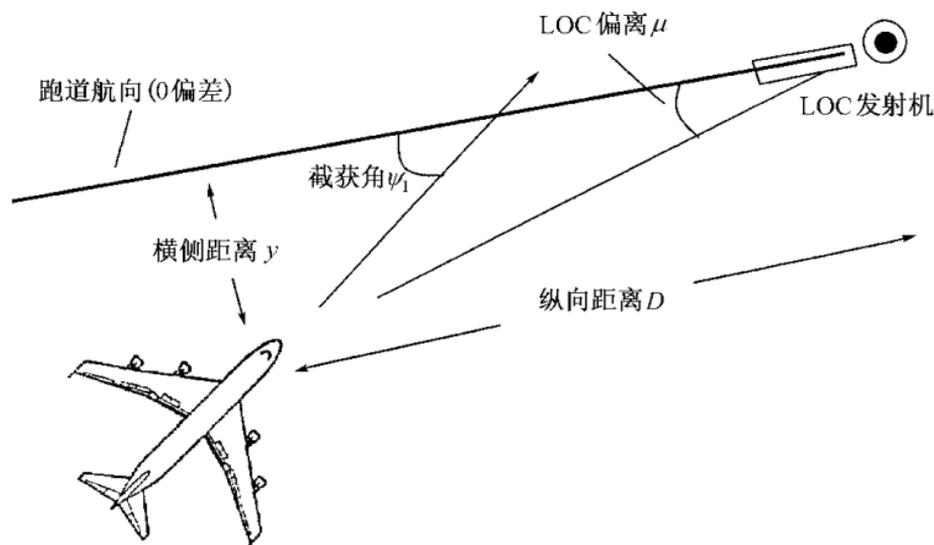


图 4-2 LOC 截获控制几何图形

角度上(称为截获角),飞机即以这一截获角飞向跑道中心线。当 LOC 接收机给出的波束偏差信号小于给定值时,产生 LOC 的截获。这时,相对于跑道的航向偏差信号和反映对跑道中心线偏离的波束偏差信号加入滚转通道,同时断开预选航向信号,在跑道航向偏差和波束偏差信号的控制下,飞机将进入并稳定在跑道中心线和跑道航向上。当有侧风时,飞机将保留一定的航向偏差,以便使飞机的航迹稳定在跑道中心线上。

图 4-3 给出 LOC 控制回路的两种结构图。它是针对 Y-10 飞机设计的两种控制方案。

图 4-3 中,倾斜内回路是由倾斜角和倾斜角速率反馈构成的倾斜角控制与稳定回路,是自动驾驶仪的基本回路。

作为 LOC 波束截获与跟踪控制器的航向波束耦合器,其输出信号通过指令模型和倾斜角限制器形成倾斜控制指令加入到倾斜内回路。指令模型和倾斜角限制器的设计将在 LOC 波束的跟踪过程中予以介绍,下面按不同控制阶段对系统的结构设计予以说明。

LOC 截获的逻辑可能是极其复杂的。由于 LOC 波束信号灵敏度随着接近 LOC 发射台而逐渐增强,因此,截获过程的动态过

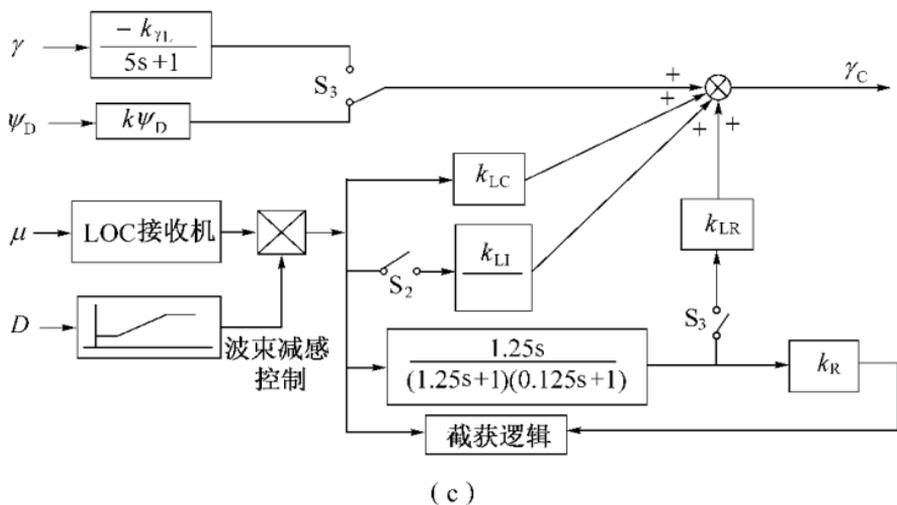
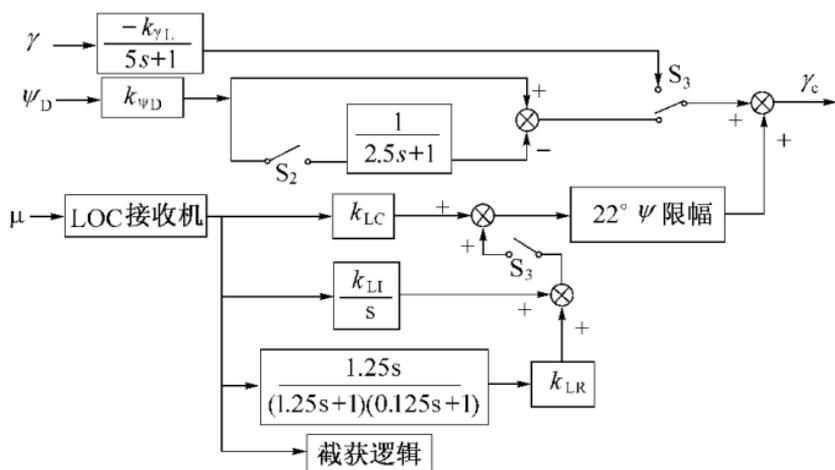
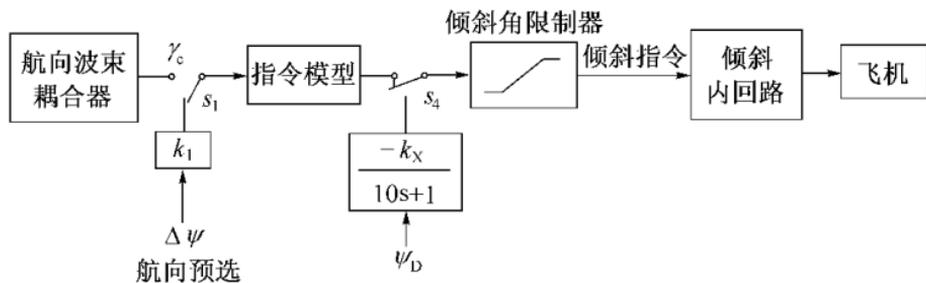


图 4-3 LOC 波束自动控制系统结构图

(a)系统基本结构;(b)耦合器方案之一;(c)耦合器方案之二。

程将与截获点距 LOC 发射台的距离和截获角以及风向风速有关。图 4-3 中给出两种不同的截获逻辑。

方案一截获的条件是当飞机进入波束信号的非饱和区($\mu \leq 150\mu\text{A}$)时,就产生航向信标截获过程的切换。C-141 飞机和波音 707 飞机的精密进场系统采用这种方案。这种方案由于截获切换发生得较早,对于大角度进入和顺风进入较为有利,主要是可减小截获过程的初始超调,但是对于截获角比较小的情况,由于截获过程发生得较早,波束偏差信号较强,飞机对跑道的航向偏差信号 ψ_D 较小,其综合控制结果可能是飞机以较大的坡度滚转,使 ψ_D 向增大的方向变化。这容易使驾驶员产生心理上的错觉,为此可采取两点措施:其一是对波束偏差控制信号的幅值加以限制,图 4-3(b)所示的方案中限制波束偏差信号的幅值不超过 22° 的航向偏差信号(C-141 和波音 707 采用这种方案),这就使得当截获角大于 22° 时,截获过程切换后,飞机先按跑道航向偏差 ψ_D 进行修正,当 $\psi_D < 22^\circ$ 后,波束偏差信号才在滚转通道起主导作用;第二项措施是在使用中对飞机进场的截获角加以限制,通常是采用 $45^\circ \sim 60^\circ$ 的截获角。

方案二采用波束偏差和波束速率的混合信号作为截获逻辑控制,当 $\mu + K_R\dot{\mu} \leq 10\mu\text{A}$ 时,产生截获切换(康维尔—880 飞机采用这种方案)。在截获条件下波束偏差信号 μ 是随着飞机接近跑道中心线而减小的,因此其速率 $\dot{\mu}$ 的极性与 μ 相反。截获角 ψ_1 大时 μ 强,截获切换发生得早;截获角小时 μ 相对较小,截获切换发生得相对晚一些。距离 LOC 发射台较近时,随着波束偏差信号灵敏度的增强,其速率信号也增强。因此,这种方案可使飞机截获 LOC 波束的控制过程随截获角不同而不同,适用于不同的截获角。除此之外,在截获逻辑中还可以加进飞机距机场的距离和风速、风向等因素。

表 4-3 给出了不同截获距离 D (截获点到 LOC 发射台的距离),不同的截获角,顺交叉风情况,针对 Y-10 飞机的两种方案的仿真结果。

表 4-3 两种方案截获过程仿真结果对比

到 LOC 发射台的距离 D/km		24.3					18.3					14.8			
截获角 $\psi_1 / (^\circ)$		12	45	45	90	90	12	45	45	90	90	12	45	45	90
风速/(m/s)		0	0	15.4	0	15.4	0	0	15.4	0	15.4	0	0	15.4	0
初始超调 ^① / μA	方案一	26	26	53	61	135	21	13	53	128		16	0	75	202
	方案二	10	10	45	85	153	12	0	51	142		13	14	88	217
最大倾斜角/ $^\circ$	方案一	-9.4	24.2	28	31	31	-9.2 +7.8	27.7	30	31		-10.3 10	29.5	30.7	31
	方案二	5.7	29	29.5	30.5	30.5	5	29.5	30	30.6		4.3	30.5	31	31

①系统仿真未按 GJB2191-94 对初始超调的要求,而采用不大于 $150\mu\text{A}$ 的超调指标。

第一种方案在小截获角出现向增大 ψ_D 的负坡度。

(2) 航向信标(LOC)的跟踪过程

飞机在截获航向信标波束后,由波束偏差信号 μ 把飞机控制到并稳定在跑道中心线上,直至接地前进行抗偏流机动时为止,这一段的控制过程称为 LOC 波束跟踪过程。有关规范对跟踪过程的前期和末期提出了不同的控制精度要求,耦合器也应有所不同。为叙述方便,我们把跟踪过程划分为初始跟踪与末端跟踪。

GJB-2191-94 规范中规定,只要满足下列条件,就认为系统处于跟踪模态:航向信标波束误差不大于 1° ($75\mu\text{A}$),航向信标波束速率不大于 $0.025^\circ/\text{s}$ ($2\mu\text{A}/\text{s}$)。图 4-3 给出的系统中,采用如下初始跟踪模态和末端跟踪模态的转换方案:

方案一: $\psi_D \leq 17.5^\circ$, 且 $\mu \leq 60\mu\text{A}$, S_2 转换;下滑信标截获时, S_3 转换。

方案二: $\gamma \leq 3^\circ$, 且 $\mu \leq 70\mu\text{A}$ 时, S_2 转换;下滑信标截获时, S_3 转换。

其中方案一与 C-141 飞机采用的转换条件相同,方案二与康

维尔—880 采用的转换条件相同。

比较图 4-3 所示的两种耦合器结构方案可以看出,除了初始跟踪过程方案一采用航向清洗器,而方案二采用波束偏差积分信号,并且有波束减感控制外,其他控制结构基本相同。

波束偏差信号 μ 是航向信标跟踪控制的主信号。为了提供系统的阻尼,改善系统的稳定性,同时提高系统的跟踪控制精度,通常对波束偏差信号 μ 采用比例、积分和微分的 PID 控制。

引入波束偏差积分信号可以提高系统对波束的跟踪精度。当有常值侧风时,它将把由于风引起的误差减小到零。而当存在剪切风时,积分信号将使飞机稳定于一固定的侧向偏离,这个偏差将随积分信号的增益增大而减小。而积分信号增益的增大会引起截获和初始跟踪状态波束阶跃干扰过程过调的加大,因此积分增益的增大是有限的。由于末端跟踪的精度要求很高,通常都要加入积分信号。考虑到这一点,方案二在初始跟踪过程就采用积分信号,而省去了航向清洗器。除了增益限制外,积分器的投入时间应选择截获过程基本稳定之后,否则会使飞机在稳定到波束中心之前,由于积分器有一较大输出而使飞机产生一个长时间的慢过调。

引入波束偏差角速率信号对增加系统的阻尼,提高系统的稳定性是十分必要的,特别是在末端跟踪阶段,微分信号的引入是不可缺少的。为了减小无线电噪声电平对微分器输出的影响,通常采用如图 4-3 所示的低通微分网络。它在低频段近似为微分环节,而在高频段成为惯性环节,无微分作用。

LOC 接收机天线一般是安装在飞机垂尾上,如图 4-4 所示。当飞机对跑道航向的偏差角 ψ_D 不大时,LOC 接收机天线对跑道的侧向偏离速度可以表达为

$$Y_t = -\omega_y L + Y_{CG} \quad (4-1)$$

式中 Y_t 为 LOC 天线的侧向偏离速度, L 为 LOC 天线到飞机重心的距离; Y_{CG} 为飞机重心的侧向偏离速度。

由式(4-1)可见,偏航角速度 ω_y 是构成 LOC 天线侧向偏离速

度(即波束偏差速度)的一个组成部分。因此,引入经清洗器清洗的航道偏差信号 ψ_D 可对航迹起一种波束偏差的阻尼作用。另一方面,由于清洗器“洗除”了稳态的 ψ_D 信号,所以,当存在常值侧风时,就能使飞机在跟踪 LOC 波束中心时带有一定的偏航角飞行,以消除侧风的影响,使稳态波束偏差为零。耦合器方案一在初始跟踪阶段采用清洗的 ψ_D 信号,可以起到方案二加入波束偏差积分信号相同的效果。考虑到末端跟踪须加入波束偏差积分,方案二在初始跟踪就加入这一积分信号,而未采用航向清洗器。

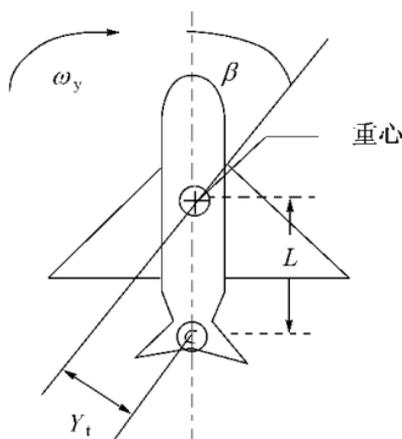


图 4-4 LOC 天线侧向偏离图

引入倾斜滞后的信号 $\frac{k_{\gamma L}}{5s+1}\gamma$ 代替航向信号作为波束偏离的阻尼信号的优点在于,当存在变化的侧向剪切风时,使飞机的风标运动较为有利。航向信号倾向于抵抗风标运动,而滞后的倾斜角则不会这样。无论是在常值风还是剪切风作用下,采用倾斜滞后信号均可使波束偏差角的静差为零,因此,在末端跟踪阶段引入了倾斜滞后信号取代 ψ_D 信号。

随着飞机接近跑道 LOC 波束信号逐渐收敛,波束偏差信号增强。为了适应这种变化需要进行波束增益减感控制,如图 4-3(c) 所示的方案二那样。进行波束减感控制需要知道飞机到 LOC 发射台的距离 D ,使用无线电高度表和下波束的几何图形(图 4-1)可以对 D 进行估算。与下滑信标台相比,由于 LOC 发射台安装在跑道终点之外,且波束相对较宽,其波束减感控制比下滑信号要容易些。

航向波束耦合器的输出先后通过指令模型和倾斜角限制器。指令模型的作用有二:①对由于系统模态转换(如截获模态的接

通,初始跟踪和末端跟踪的投入等)而引起的信号变化予以软化,尽量减小转换瞬态;(2)限制飞机的滚转角速度。依据飞机本身的性能决定其限幅值,并使之满足系统要求。通常限幅值随跟踪状态变化,末端跟踪状态不允许飞机有大的滚转机动,如 C-141 飞机在末端跟踪的滚转角速度限制为 $4^\circ/\text{s}$ 。

满足上述要求的指令模型可以由带速度限幅和反馈回路的积分器构成。

倾斜角限制器则依据不同的阶段对飞机的最大倾斜角进行限制。一般飞机进场着陆的最后阶段倾斜角的限制只有几度。

图 4-3 给出的系统结构,以 Y-10 飞机为对象进行的仿真结果表明,在距 LOC 发射台 24.3km ~ 10.8km 的初始跟踪过程,剪切风为 5kn/30m(每 30m 变化 2.56m/s),两种方案的跟踪偏差均不超过 $35\mu\text{A}$,在距 LOC 发射台 10.8km ~ 2.78km 的范围内对末端跟踪模态进行仿真,在常值风为 46km/h 或剪切风为 28km/h/30m 时,其跟踪偏差不大于 $20\mu\text{A}$ 。

(3) 消除偏流修正转弯机动 (Decrab maneuver)

如前所述,飞机在进场下滑过程中,由于侧风的影响,飞机将带有一定的偏流角飞行,即飞机的机头方向不是对准跑道方向的(不考虑侧滑的影响)。如果飞机以这种方式落地,因为机头方向与地速方向不一致,且机身長,机轮窄,飞机落地时将会产生一个使机头方向摆正的自动恢复力矩。在侧风小,因而偏流角也比较小时,这是允许的。但是,以大的偏流角接地会使机轮轴上产生的侧向力超过可接受的范围,因而导致危险事故的发生。所以,通常驾驶员在人工操纵飞机落地之前的瞬间,都要根据偏流角(或航道偏差角)的大小蹬舵以使机头摆正,同时反向压驾驶杆/盘(与协调转弯动作方向相反),以便抵消蹬舵转弯时侧滑角在两侧机翼上产生的不对称升力,避免单轮接地造成的危险动作。这种机动简称抗偏流机动。

图 4.5 给出了蹬舵转弯时引起的滚转力矩示意图。由图可见,左蹬舵时产生左滚转力矩,抵消这一力矩需要向右压驾驶杆/盘。

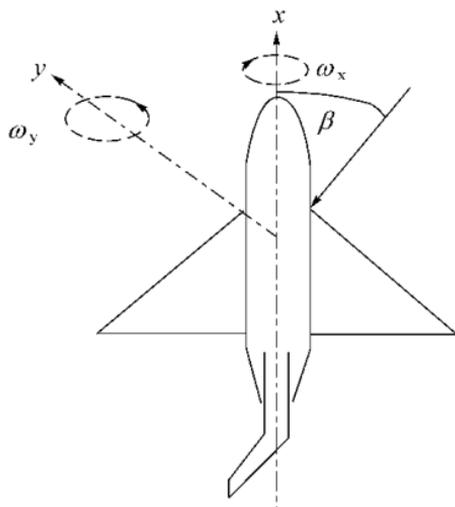


图 4-5 蹬舵转弯引起的滚转力矩

对于Ⅲ级自动着陆系统,必须具有与上述动作相应的自动消除偏流的控制装置。消除偏流转弯机动(Decrab maneuver)实际上是要飞机作一个平面航向运动,以方向舵控制为主,辅之以副翼的控制动作。图 4-6 给出了方向通道系统结构图,副翼通道的控制结构见图 4-3。

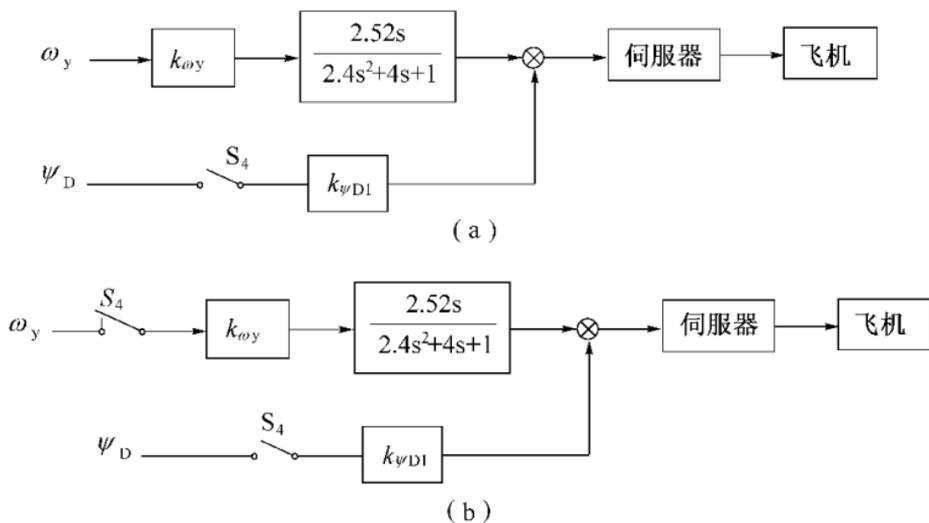


图 4-6 方向舵消除偏流控制系统结构图

(a)方案之一;(b)方案之二。

由图 4-6 可见,一般情况下,方向通道为一般的偏航阻尼结构。在消除偏流机动时,开关 S_4 动作,把航道偏差信号 ψ_D 直接输入方向舵伺服器,使方向舵偏转一个与 ψ_D 成比例的角度,此时,可以保留偏航角速度反馈信号(图 4-6(a)),也可以断开偏航角速度反馈(图 4-6(b))。

消除偏流转弯机动时,副翼通道波束耦合器已经断开(S_4 动作),而加入一个经滞后的反号航道偏差信号(图 4-3(a))或者把方向舵伺服器的输出经滞后交联传输到副翼伺服器。通过反向的 ψ_D 使副翼产生反压坡度的动作,用于抵消侧滑产生的滚转力矩。

抗偏流机动(S_4 动作)应在尽可能低的高度上进行,以免飞机被风吹偏离跑道。 S_4 切换逻辑可用无线电高度控制,确定 S_4 切换时的离地高度后,即可根据飞机的飘落速度确定飞机的落地时间。而抗偏流控制器的结构参数需按抗偏流机动时间通过仿真予以确定,以保证飞机的倾斜角变化及落地时的航道误差和侧向偏离满足规范要求。

(4) 滑跑控制

对于 III b, III c 级自动着陆,飞机落地后还应包括自动地面滑跑控制或依据平显进行地面滑跑导引。对于自动滑跑控制,应根据 LOC 波束偏差利用尚有效的方向舵进行修正。

3) 使用 ILS 自动进场着陆的纵向控制系统

使用 ILS 自动进场着陆的纵向控制过程包括 GS 波束截获过程、GS 波束跟踪过程和自动拉平控制过程。以下按自动下滑控制系统和自动拉平着陆系统两部分进行叙述。

(1) 自动下滑控制系统

飞机对下滑波束的跟踪首先是从 GS 截获过程开始的。图 4-7 给出了下滑和自动着陆几何图形。

GS 截获可以从波束上边或下边截获,但是应只在 LOC 截获以后才发生。通常飞机在截获 GS 之前先在 300m ~ 500m 上空作定高飞行,在 LOC 截获后,当飞机进入 GS 波束区域的一定范围,

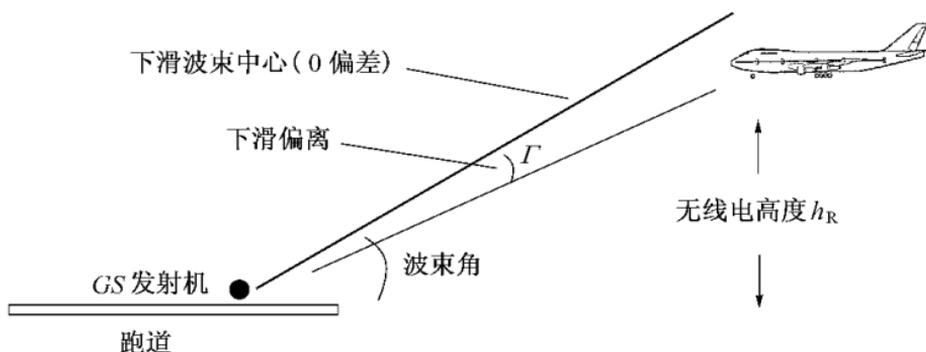


图 4-7 下滑和自动着陆几何图形

GS 接收机接收到的对下滑波束中心线的偏离信号 Γ 小于一定值时,产生 GS 的截获。与 LOC 截获一样,GS 截获的逻辑可能是极其复杂的,在控制律的设计中,需要结合下滑耦合器的结构配置,通过系统仿真予以确定。图 4-8 给出了下滑控制回路的基本结构,图 4-9 则给出了某机控制律设计采用的 GS 截获的几种对比方案。

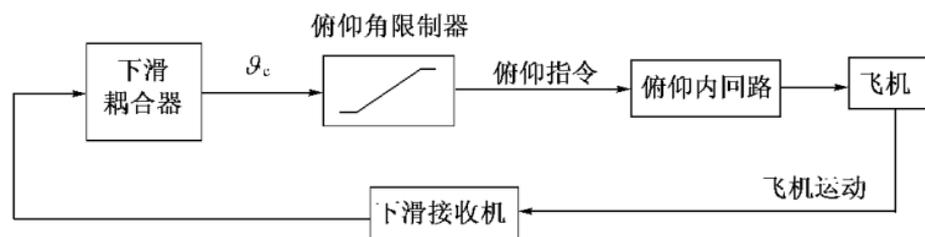


图 4-8 下滑控制回路基本结构

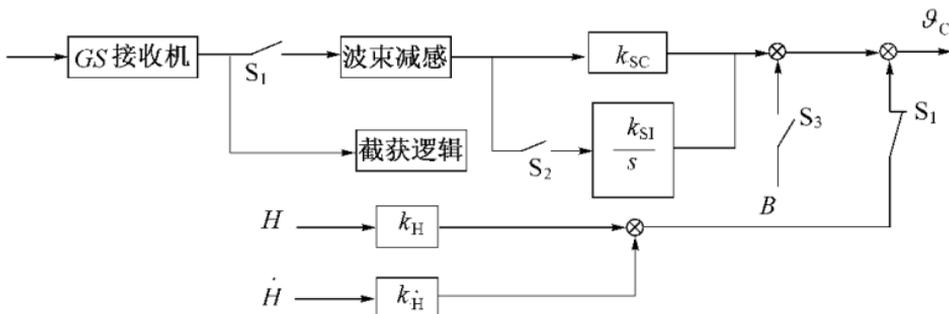


图 4-9 GS 截获的方案对比

与 LOC 截获与跟踪控制的基本结构相比,图 4-8 给出的下滑控制回路中,俯仰内回路是由俯仰角和俯仰角速度反馈构成的俯仰角控制与稳定回路。下滑耦合器的输出通过俯仰角限制器加入俯仰内回路。为了保证乘客的舒适性,可对机动控制的俯仰指令速率进行限制。

图 4-9 给出的 GS 截获方案中可以概括为如下几种情况(仅对从波束下边截获的情况):

方案一:当 $\Gamma \leq 0.16^\circ (35\mu\text{A})$ 时,GS 截获, S_1 转换(断开高度保持,按 Γ 偏差控制);

方案二:截获逻辑与方案一相同,在 S_1 动作的同时, S_3 动作,加入一个常值低头电压 B (等于下滑轨迹倾角);

方案三:同方案二,但 B 为随时间衰减的低头电压。

表 4.4 给出三种方案下 GS 截获过程的仿真结果。可见,在 GS 截获时加入一个低头控制电压(等于下滑轨迹倾角),有利于减小截获过程的超调,缩短进入下滑波束稳定跟踪过程的时间。低头控制电压的加入还有利于减小下滑波束跟踪的静差。

表 4.4 GS 截获过程仿真结果比较

过程指标 方案	Γ 角第一个超调 $(^\circ)$	$\Delta\theta_m / (^\circ)$	Γ 角进入 $10\mu\text{A}$ (0.046°) 时间/s
一	0.135	4.6	25
二	≈ 0	2.98	8
三	0.09	3.9	27

与 LOC 波束跟踪控制过程相同,在 GS 波束跟踪控制过程中,为了消除静差,需要加入积分控制信号,积分控制信号投入(S_2 闭合)的时间可通过仿真确定,以不使截获过程和跟踪时的受扰稳定过程产生大的过调为原则。当系统的阻尼比小时可加入波束偏差的微分信号。

与 LOC 跟踪控制过程相比,GS 波束跟踪过程中的波束减感控制更为重要,这是因为 GS 波束等强信号区较窄,GS 跟踪控制过程飞机距离 GS 发射台较近,造成 GS 波束偏差信号随着飞机接近跑道增强得更为显著的缘故。

(2) 自动拉平着陆系统

仅有下滑耦合器的自动下滑控制系统不能控制飞机完成自动着陆。这是因为在飞机进近过程中,尽管驾驶员已通过放起落架、襟翼等动作使飞机得到合适的着陆气动外形,并把飞行速度从巡航速度减小到着陆进场速度(一般为 $70\text{m/s} \sim 85\text{m/s}$),但是,如果飞机继续以 2.5° 的轨迹倾角下滑,飞机下降的垂直速度约为 $-3\text{m/s} \sim -3.7\text{m/s}$,而飞机着地时允许的下降速度仅为 $-0.3\text{m/s} \sim -0.6\text{m/s}$ 。显然,这是不允许的。为此,需要仿照驾驶员操纵飞机着陆的动作,对飞机进行自动拉平着陆控制。

自动拉平控制一般在飞机下滑到跑道端头的跑道门槛处(离地高 15m)开始,此时自动飞行控制系统依据无线电高度表提供的离地高度信号由下滑转为高度按指数曲线衰减的自动拉平控制。飞机的拉平轨迹如图 4-10 所示。

为了满足图 4-10 所示的拉平轨迹。高度方程应为

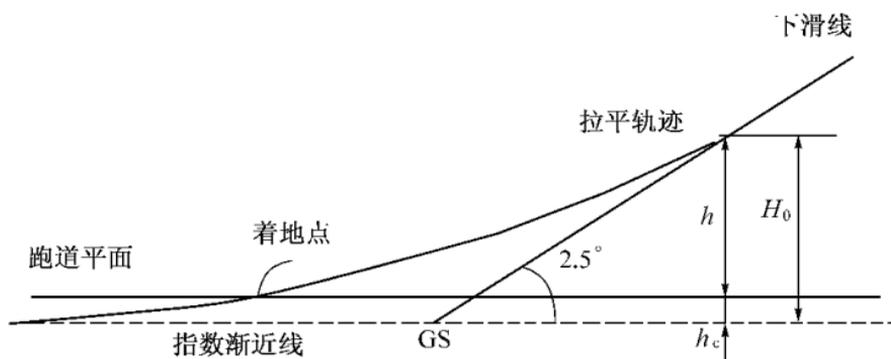


图 4-10 飞机的拉平轨迹

$$\dot{H}(t) = -\frac{1}{\tau}H(t) \quad (4-2)$$

$$\text{或} \quad H(t) = H_0 e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (4-3)$$

式中 H_0 为拉平开始时的高度, τ 为指数曲线的时间常数。

由于指数曲线衰减到靠近其渐近线的时间和距离是无限长的, 因此图 4-10 中的拉平轨迹的渐近线不选用跑道平面, 而是低于跑道平面某一高度 h_c , 这样

$$H = -\frac{H}{\tau} = -\frac{1}{\tau}(h + hc) = -\frac{h}{\tau} + H_{jid} \quad (4-4)$$

式中 $H_{jid} = -\frac{h_c}{\tau}$ 为规定的飞机接地速度。

在已知 H_{jid} 及 τ 的情况下, 即可求出 h_c 值和飞机拉平的距离, 时间常数 τ 的选取应使飞机从下滑轨迹到拉平轨迹的切换光滑, 同时应综合考虑拉平的距离, 拉平时飞机的迎角和俯仰角变化以及在风扰动情况下飞机主轮接地点的纵向散布等因素。通常选取 $\tau = 2s \sim 5s$ 。

依据式(4-4)不难看出, 自动拉平控制系统应是一个与离地高度 h 成比例的速度控制系统。将图 4-8 中的下滑接收机和下滑耦合器分别代换为无线电高度表和拉平耦合器, 我们就得到了图 4-11 所示的自动拉平控制系统的基本结构。

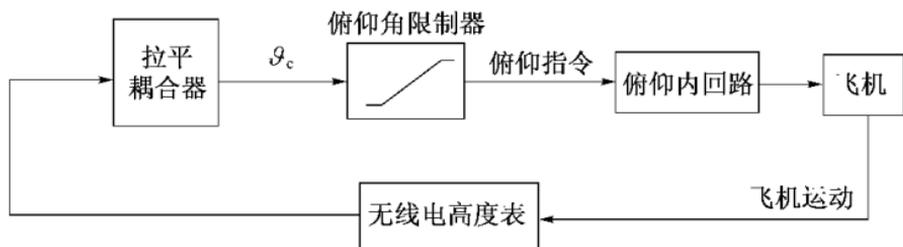


图 4-11 自动拉平系统基本结构

其俯仰内回路仍是俯仰角控制与稳定回路。拉平耦合器主控信号为 $-h/\tau$, 反馈信号为升降速度信号 h (无线电高度变化速率, 亦可采用气压高度变化速率信号 H)。其基本构成方案如图 4-12

所示。为了消除地面粗糙度产生过大的升降速度变化和升降速度噪声的影响,对升降速度反馈信号需要经过限幅处理和惯性滤波。

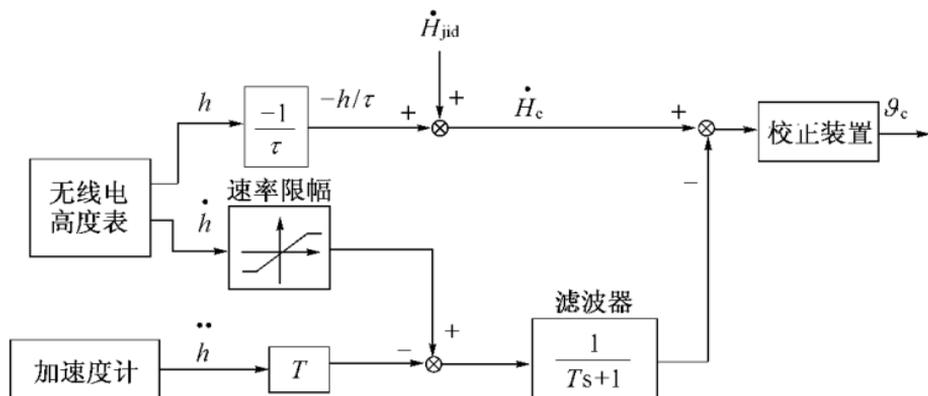


图 4-12 拉平耦合器基本结构

而为了消除滤波器产生的时延影响,可采用加速度反馈信号 \ddot{h} (来自法向加速度传感器)进行补偿,构成互补滤波,互补滤波后输出的升降速率没有惯性时延:

$$(h + T\ddot{h}) \frac{1}{Ts + 1} = (h + Tsh) + \frac{1}{Ts + 1} = h \quad (4-5)$$

上述信号综合后经校正装置产生俯仰控制指令 θ_c 加入俯仰角限制器,形成俯仰指令控制飞机拉平。校正装置中可加入积分控制器以减小稳态误差,同时可根据改善系统动态性能的需要加入所需的校正网络。

4) 自动着陆控制的复杂因素

上边介绍了使用 ILS 进行自动进场着陆系统的设计。在实际工程实践中,为了在所有条件下满足起落架接地点的散布概率和安全可靠性的要求,还应考虑其他许多复杂因素,主要有:①跑道的倾斜和接近跑道门槛处地形变化的影响;②从下滑到高度控制(拉平)过程的平滑过渡;③需要计算起落架的高度,而起落架的高度是随俯仰变化的;④为了安全可能需要引入具有抬头偏置的俯仰配平系统;⑤必须防止尾部触地,头部触地,翼尖触地和带过大的偏流角和/或带有较高的速度接地;⑥必须提供对前轮接地

的控制 ;⑦ 对于 III b 级着陆必须包括滑跑控制 ;⑧ 为满足着陆可靠性所需要的余度等级要求。

对上述诸因素在系统控制律设计中必须仔细分析 ,并通过仿真予以验证。

4.1.3.2 使用 GNSS 自动进场着陆

本章 4.1.1 节已介绍了 GNSS 进行自动进场着陆控制的许多优点 ,它代表了未来自动着陆控制的发展方向。下面我们将概要介绍使用 GNSS 进行自动进场着陆控制的系统设计原理。

与使用 ILS 进场着陆控制不同 ,使用 GNSS 不需要地面场站 ,它完全是基于飞机导出数据自主式进场着陆控制系统。系统设计的首先任务是根据不同机型的要求构筑一条理想的进场和下滑线 ,可以是一条从任意方位、分阶段沿曲线方式进入并对准跑道的线 ,下滑角度也可以根据不同的飞机而不同 ,甚至可分为几个不同角度的下滑段。由 GNSS 接收机得到的飞机定位数据 ,分别在水平剖面 and 垂直剖面上与理想进场着陆轨迹线比较 ,得到横向和纵向两个方向的偏差信号 ,分别控制飞机进行横向和纵向机动 ,使其沿理想的进场着陆轨迹飞行。因此 ,在确定了进场着陆轨迹后 ,前阶段的控制完全类似于平面导航和垂直导航控制。对于后一阶段拉平着陆的控制 ,可以采用如前所述(4.1.3.13)节(2))的高度控制方式 ,也可以仍然按对理想轨迹的偏差进行控制。

4.2 自动导航控制

控制和导航是飞行器完成飞行任务的两种关键技术 ,它被广泛地应用于飞机、导弹和航天器中。对飞机而言 ,它是稳定和控制飞机以及引导飞机沿一定航线从一处飞到另一处的技术。导航系统与控制系统交联实现自动导航控制 ,借此可自动控制飞机按预定的航线飞行 ,自动控制飞机进入预定目标区域或自动返回预定机场。

自动导航控制是一种航迹控制系统(自动进场着陆、自动地

形跟随/回避控制均属于航迹控制系统),是对飞机的质心运动进行稳定和控制。导航系统提供飞机的姿态、航向、飞机现时坐标位置、应飞航线、待飞距离和对应飞航迹线的偏离信号,自动飞行控制系统接收导航系统的输出信号,通过改变飞机的角运动引导飞机进入并稳定在预定的航迹线上。

导航系统依据其所采用的技术可以分为惯性导航系统、无线电导航系统、天文导航系统、卫星导航系统及空间导航系统等。根据是否需要借助飞行器以外的设备来测量和计算运动要素和导航参数,又可分为自主式导航系统(如惯性导航系统)和非自主式导航系统(如无线电导航系统、空间导航系统)。现代导航系统为了提高导航的精度,增加导航系统的可靠性,对不同的导航性能和功能进行互补,常常采用两种或两种以上的导航技术进行组合,构成组合导航系统,如有惯性—多普勒导航系统,惯性—测向测距导航系统,惯性—卫星(GPS)导航系统等。导航系统的工作原理不属于本书讨论的范围,我们讨论的重点是导航系统与自动飞行控制系统交联实现自动导航控制的过程和系统设计问题。无论采用何种导航系统,它们送给飞行控制系统的控制信号都是类同的。

从飞机控制运动模态划分可把自动导航控制划分为侧向导航(LNAV—Lateral Navigation)和垂直导航(VNAV—Vertical Navigation)。本章将分别对这两种模态的控制过程和控制律设计的特点进行讨论。

4.2.1 侧向导航控制(LNAV)

4.2.1.1 侧向导航控制的方式与问题

侧向导航控制又可称为平面导航控制,是在水平面内对应飞航线偏差的控制。侧向导航控制包括两种航线飞行方式:大圆航线飞行和等航迹角航线飞行方式。也可以采取两种航线的组合,即综合航线飞行方式。从控制观点出发主要是两种方式的控制律设计问题。

1) 大圆航线飞行

大圆航线飞行控制可保证飞机准确地按预定航迹线飞行。预定航迹线是连接飞机两个相邻航路点之间的一条直线(在空中是绕地球的一条圆弧线,故称大圆航线)。因此沿大圆航线飞行是最短距离飞行,是最常用的一种导航控制方式。

通常飞机飞行的航线可能由数个航路中途点构成,如图 4-13 所示。导航计算机依次存储这些航路点的地理坐标位置,并根据飞机的位置按顺序给出飞机飞向下一个航路点的航迹线。导航计算机输出:飞机对预定航迹线的侧向偏离 ΔZ ,对预定航迹线的航迹误差角 $\Delta\psi_j$, 地速 w , 到下一个航路点的距离 S 和待飞时间 D_T 。图 4-14 给出大圆航线导航控制的几何图形。

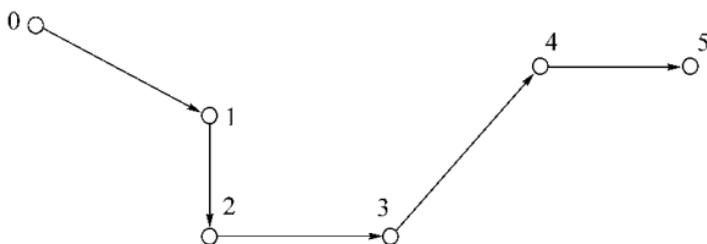


图 4-13 按已设航路点顺序飞行

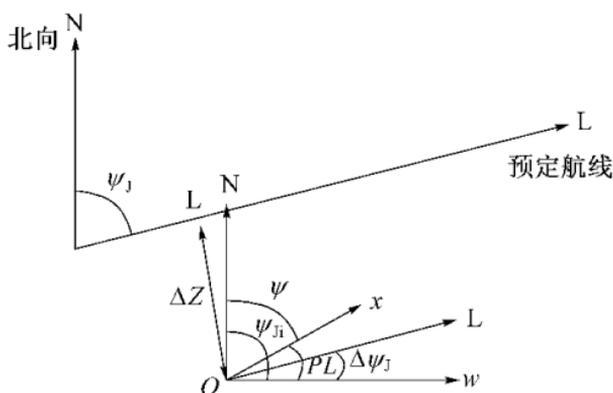


图 4-14 大圆航线导航控制的几何图形

PL —偏流角 地速 w 与机体纵轴 Ox 在水平面内投影的夹角, 地速位于飞机纵轴右方为正; ψ —飞机现时航角 机头相对北向左偏为正; ψ_j —飞机应飞航迹角; ΔZ —飞机对应飞航迹线在水平面投影的侧向偏离。

由图 4-14 所示的几何关系, 可得飞机现时的飞行航迹角:

$$\psi_{ji} = -\psi - PL \quad (4-6)$$

飞机对预定的航迹线的航迹误差角：

$$\Delta\psi_j = -\psi_{ji} - (-\psi_j) = -\psi - PL + \psi_j = \Delta\psi_{ji} - PL \quad (4-7)$$

式中 $\Delta\psi_{ji} = \psi_j - \psi$ 。

为了控制飞机沿预定航迹线飞行，必须使 $\Delta Z = 0$ $\Delta\psi_j = 0$ 。

2) 等角飞行

等角飞行导航控制可保证飞机准确地飞向预定航路点，而不需要使飞机回到两个航路点的连线上。为了使飞机飞向预定的航路点，应使飞机飞行的航迹方向与飞机到目标点（航路点）的连线相重合。在不考虑偏流角时，也就是使飞机的机体纵轴 Ox 转向目标航向。当考虑偏流的影响时，飞机是以朝着目标点迎着风速的方向飞行。图 4-15 给出等角飞行时各变量的几何关系图。

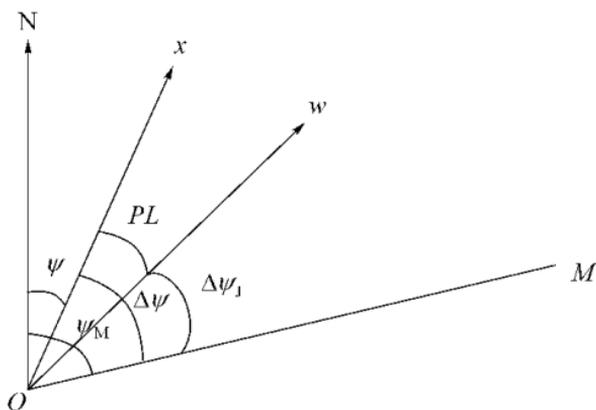


图 4-15 等角飞行时各变量的几何关系

由图可得飞机对目标点的航迹角误差为

$$\Delta\psi_j = \Delta\psi - PL = \psi - \psi_M - PL \quad (4-8)$$

式中 $\Delta\psi$ 为飞机对目标 M 的航向偏差，机头偏左为正； ψ_M 为目标航向，对北向顺时针转为负； PL 、 ψ 同前。

等角飞行控制的目的是使 $\Delta\psi_j = 0$ ，由于 $\Delta\psi$ 是随飞机向前飞

行而变化的,飞机实际上的飞行轨迹是一条螺旋形的圆弧线。

3) 航路中途点的转换控制

如图 4-13 所示,当飞机的航线是由几个航路中途点组成的航迹线段时,必然会存在一个在飞机飞到本段航路点时,何时和怎样飞向下一个航迹线段。等角飞行的预定航迹线虽然不是直线段组成的,也同样存在航路中途点的转换控制问题,并且等角飞行的末段常常转换为大圆航线控制方式。

有两种可供选择的航路点转换控制方式,一种是飞机不飞过航路中途点,当飞机接近航路中途点时,完成航路中途点的转换,自动给出飞向下一个中途点(或目标点)的控制信号;另一种方式是过点飞行,即当飞机飞越本段航路终点后完成飞向下一个中途点(或目标点)的转换。

航路中途点转换的控制或根据飞机与航路中途点的距离 S (待飞距离或飞越距离)确定,或依据到中途点的待飞时间或飞越后的时间 D_T 确定。转换控制应依据飞行控制系统控制律计算结果确定,由导航计算机计算给出。

图 4-16 给出两种航路点转换控制方式的示意图。

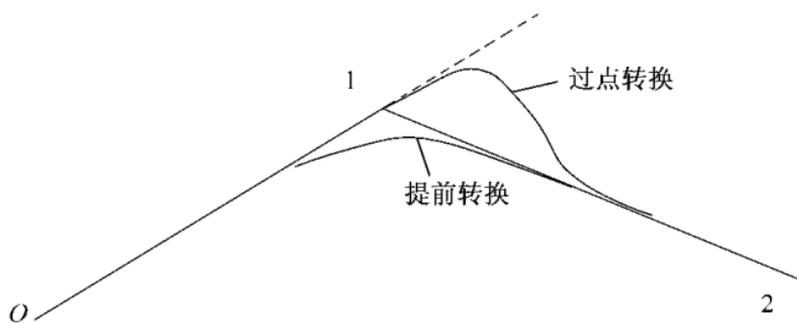


图 4-16 两种航路点转换控制方式示意图

4.2.1.2 侧向导航控制律设计

侧向导航控制系统通过副翼和方向舵两个通道控制飞机在水平面的航迹运动,它以偏航角控制系统或倾斜角控制系统为内回路,接收来自导航系统或飞行管理系统(FMS—Flight Management

System)的指令信号。其中最为典型的方案是副翼通道为主通道,以方向舵通道为辅助通道,后者只起阻尼和协调转弯作用,通过副翼控制飞机转弯以便修正飞机的航迹。图 4-17 给出侧向导航控制的典型方框图。

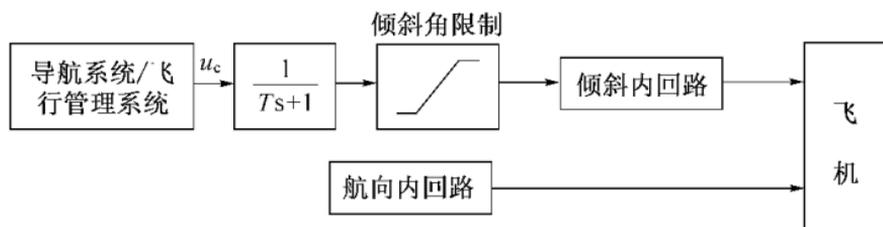


图 4-17 侧向导航控制的典型方块图

导航系统(或飞行管理系统)输出的侧向导航控制指令 u_c 通过惯性滤波器和倾斜角限制器后送入倾斜内回路,控制副翼偏转。惯性滤波器 $\frac{1}{Ts+1}$ 滤除导航指令信号 u_c 的快变信号,使飞机的转变过程平滑柔和。倾斜角限制器依据飞机的最大转弯角限制设置。导航控制信号 u_c 通常都在导航计算机内计算,但其参数的选择应根据内回路的参数确定。以下讨论不同导航控制方式下 u_c 信号的设计。

1) 大圆航线控制方式

如 4.2.1.1 节所述,大圆航线飞行时,侧向偏离 ΔZ 是主控制信号。当 $\Delta Z = 0$ 时,要保持飞机不偏离预定航迹线,必须使 $\psi_{ji} = \psi_j$, 即 $\Delta\psi_j = 0$ 。由此我们可用侧向偏离 ΔZ 和航迹角偏差 $\Delta\psi_j$ 构成导航综合控制信号 u_{c1}

$$u_{c1} = k_{\psi_j} \Delta\psi_j - k_{\Delta Z} \Delta Z \quad (4-9)$$

式中 k_{ψ_j} 、 $k_{\Delta Z}$ 为信号的传动比,应根据倾斜角内回路的设计进行选择。

由于定义飞机偏离应飞航迹线右边时 ΔZ 为正,飞机应向左转弯,而飞机机头偏离应飞航线左边时 $\Delta\psi_j$ 为正,飞机应向右转弯,所以式(4-9)中两个控制变量的符号是相反的。 $\Delta\psi_j$ 对 ΔZ 的

变化起阻尼作用。当 ΔZ 控制过程欠阻尼时可引入 ΔZ 的变化速率,这可由 ΔZ 通过微分得到。也可采用如下方式增加其过程阻尼:由图 4-14 可见,飞机对预定航线侧向偏离变化速率为

$$\Delta Z = \frac{d\Delta Z}{dt} = w \sin \Delta \psi_j \approx \frac{w}{57.3} \Delta \psi_j \quad (4-10)$$

式中 $\Delta \psi_j$ 的量纲为度。

由此可见,可以用 $w\Delta \psi_j$ 代替 ΔZ 引入控制系统增加 ΔZ 控制过程的阻尼。于是可得到第二种方案的导航控制信号

$$u_{c2} = k_{\psi 2} w \Delta \psi_j - k_{z2} \Delta Z \quad (4-11)$$

试验证明:由式(4-11)控制 ΔZ 过程比式(4-9)给出的过程要好。

不论是用 u_{c1} 或是 u_{c2} 进行控制,对 ΔZ 都必须进行限幅处理,以防止 ΔZ 过大时造成转弯角大于 90° ,使 ΔZ 的修正过程产生如图 4-18 所示的“S”形轨迹运动。

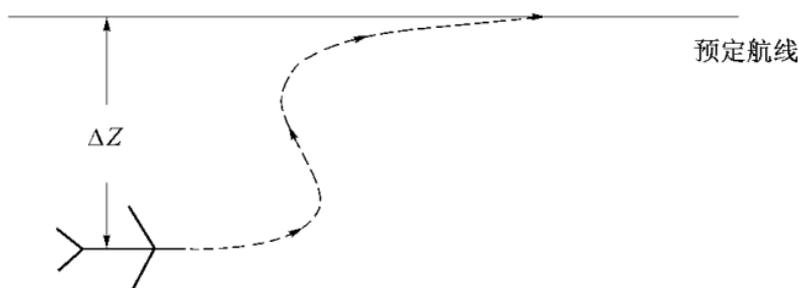


图 4-18 过大的 ΔZ 引起“S”形轨迹运动

ΔZ 的限幅可按如下方法进行初步估算:如果忽略飞机运动的惯性与延迟,则当飞机从修正 ΔZ 的转弯过程改为平飞时(或反坡度转弯开始那一瞬间),航迹角偏差 $\Delta \psi_j$ 为最大值 $\Delta \psi_{jm}$,并且有 $\gamma = 0$, $\mu_c = 0$ 。由此可得:

对于式(4-9)对应的第一种控制律方案, ΔZ 的限幅值为

$$\Delta Z = \frac{k_{\psi 1}}{k_{z 1}} = |\Delta\psi_{j_m}| \text{sign}\Delta z, \quad \text{当 } |\Delta Z| \geq \frac{k_{\psi 1}}{k_{z 1}} = |\Delta\psi_{j_m}| \text{ 时}$$

(4-12)

对于式(4-11)对应的第二种控制律方案 ΔZ 的限幅为

$$\Delta Z = \frac{k_{\psi 2}}{k_{z 2}} = w |\Delta\psi_{j_m}| \text{sign}\Delta z \quad \text{当 } |\Delta Z| \geq \frac{k_{\psi 1}}{k_{z 1}} = w |\Delta\psi_{j_m}| \text{ 时}$$

(4-13)

上述两式中：

$\text{sign}\Delta z$ 表示取 ΔZ 的符号。通常, $|\Delta\psi_{j_m}| \leq 60^\circ$ 。可见, 当所期望的最大修正转弯角确定后, ΔZ 的限幅即可确定。

2) 等角飞行控制方式

由式(4-8)可知, 等角飞行控制是对偏离目标航向误差的控制, 相当于对给定航向转弯控制过程, 可按航向角的稳定与控制过程进行设计。但是, 给定航向为一给定的固定值, 而目标航向是连接飞机重心与目标点的直线相对北向的偏角, 是随着飞机相对于目标点的运动而变化的。当飞机接近目标点时, 其重心运动引起目标航向的变化更为灵敏。因此, 采用给定航向转弯的控制律对目标航向进行控制, 当飞机接近目标点时有可能产生修正过程来回摆动的现象。为了防止出现这种情况, 可增大系统的阻尼, 或用飞机到目标点的距离对航向偏差信号进行“减感”控制。对等角飞行的自动导航控制过程, 也常常采用当飞机到目标点小于一定距离后转换为按预定航线飞行, 以保证飞机能准确地飞过航路中途点, 并克服等角飞行接近目标点时的摆动现象。

3) 航路中途点的切换控制

当飞机飞近航路中途点时(过点或不过点), 应自动切换到飞向下一个中途点的导航控制过程。最为简单的切换控制是依据飞机与中途点的距离(待飞距离或过点距离), 当飞机距导航中途点的待飞距离小于某一值(不过点提前切换)时, 或飞过中途点某一

距离后(过点飞行),自动切换为按对下一段航线偏差或航迹角偏差进行控制。显然这种方式不能适应两段航线的预定航迹角变化较大的情况。当两段航线之间的转弯角较大时,会使飞机切换到下一段航迹线的控制过程产生较大的超调。

为了克服按飞机与导航中途点的距离为一固定值进行切换的缺点,可根据飞机的速度和两段航线之间的转折角的大小决定切换的时间,如某机自动导航方式为大圆航线导航控制,不过点提前向下一段航线导航控制切换。切换时间选用如下经验公式计算

$$D_T^* = kw \tan \left| \frac{\psi_{j+1} - \psi_j}{2} \right| + C \quad (4-14)$$

式中, w 为地速,以 m/s 计; ψ_j 为飞机当前的预定航迹角; ψ_{j+1} 为飞机下一段航迹的预定航迹角; k, C 为根据飞机的实际能力(倾斜角限制、转弯能力等)和经验计算选取的常系数和常数。本例中 $k = 0.17674$, $C = 12$ 。

当飞机到航路中途点的待飞时间小于某一给定值时,开始按式(4-14)计算 D_T^* ,并将 D_T 与 D_T^* 进行比较。在本例中 $D_T \leq 150s$ 开始计算 D_T^* ,并且

当 $D_T^* \geq 120s$ 时,按 $D_T = 120s$ 进行航线的转换;

当 $D_T^* < 120s$ 时,则按 $D_T = D_T^*$ 时进行航线的转换。

按式(4-14)计算的航路中途点转换时间,由于考虑了飞行速度和两段航线转折角的影响,飞机切换进入下一段航线的超调比较小。

在控制律设计时,为了改善飞机修正 ΔZ 进入应飞航线的过程,可根据 ΔZ 改变倾斜角的限幅值。即:当 ΔZ 比较大时,飞机倾斜角大,飞机以较小的转弯半径转弯,而当 ΔZ 小时,滚转角限幅值小,飞机以较大的转弯半径平缓地进入应飞航线,如图 4-19 所示。

4.2.2 垂直导航控制(VNAV)

垂直导航控制是在垂直面内对应飞航迹偏差的控制,用于控

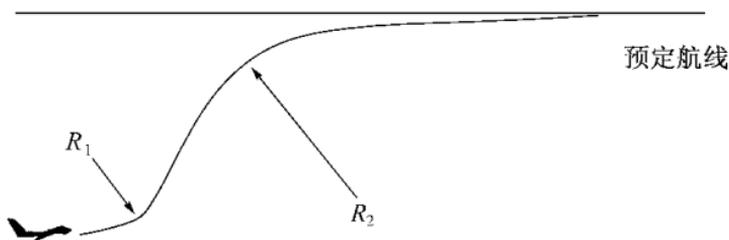


图 4-19 依据 Δz 改变飞机的转弯半径

制飞机按预定的轨迹爬升或下降进入某一高度的某一地理坐标位置。其主要工作方式包括引导军用飞机爬升/下降进入预定目标区域,民用飞机进入巡航阶段的爬升段控制,以及各类飞机的返航/进场下滑控制。

垂直导航控制系统接收导航系统或飞行管理系统/任务管理系统的控制指令。其典型的指令或是一个俯仰角指令,或者是一个垂直速度指令,用作适合于自动驾驶仪控制律的输入。由于飞机在爬升或下降高度时,产生动能与势能之间的转换,因此为了保持飞行速度,自动或手动控制油门也是必须的,有关自动油门控制系统的设计见本书第 5 章。俯仰指令控制系统控制律设计已在第 3 章作了介绍,垂直速度控制回路的构成和简单高度控制回路参见 3.2.6 节图 3-27 和 3.2.4 节图 3-18 介绍。

4.3 自动地形跟随系统

自 20 世纪 60 年代以来,随着电子技术的发展,防空系统用的地面雷达和地对空导弹日臻完善,对飞机的突防造成极大的威胁。国外突防用飞机在发展隐身技术的同时,还采用了高空高速和超低空高速两种突防方式。现代轰炸机、歼击轰炸机和攻击机在实施低空和超低空飞行时,以 Ma 数 0.8 ~ 1.2 左右,高度 45m ~ 150m,紧紧跟随地形实施低空高速突防。

飞机超低空突防是利用地球曲率和地形起伏造成防御系统盲区 and 地面杂波的影响使雷达不易发现目标,从而快速隐蔽地突入

敌区进行突然袭击。甚至有可能在敌方防空武器系统作出反应之前就完成了袭击任务,随即迅速离开敌区,这就大大降低了被敌方击落的概率,提高了突防飞机的生存率。

当飞机作离地高度低于 100m 地形跟随飞行时,地面防空雷达发现它的距离通常不超过 10km ~ 12km,这对于高速飞行的飞机约 1min 就可飞过这段距离,而地面防空武器要在这样短的时间内作好准备是不可能的,要跟踪和测定飞机的航迹就更加困难。

然而,飞机超低空大速度飞行大大增加了撞地的危险性。驾驶员此时操纵飞机高度紧张,负担很重。在白天良好气象条件下,尚可坚持几分钟,在复杂气象、夜间、不熟悉的地形上空飞行,几乎是不可能的。因此,国外很早就开始了自动地形跟随与自动地形回避技术的研究与实践,以实现飞机自动进行地形跟随与地形回避飞行。

地形跟随是指保持飞机的航向不变,靠纵向机动能力随地形起伏改变飞机高度,使飞机尽量贴近地面,达到飞越障碍物的目的。地形回避则是指保持飞机高度不变,通过改变飞机航向,使飞机绕过山峰等地面障碍,如图 4-20 所示。

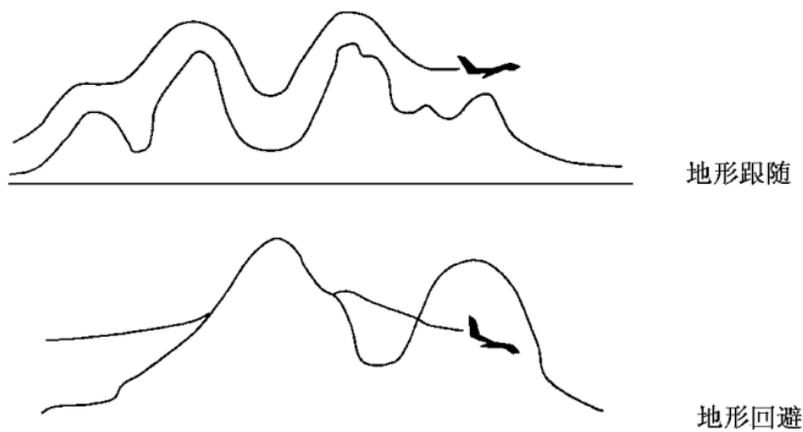


图 4-20 低空突防的两种主要方式

地形跟随技术相对简单,实现起来也比较容易,因而应用得较早。但地形跟随掩蔽性较差,在飞越山峰和高大的建筑物时,容易被敌方雷达发现,地形回避技术则具有相当好的掩蔽性,然而对于

一些复杂地形(如“死胡同”和层层叠障的山区等),只采用回避策略也不行。因此低空突防技术向着综合地形跟随与地形回避(TF/TA)系统的方向发展。

数字地图存储和显示技术,低空导航吊舱,低截获率的前视地形探测器,组合导航技术和低空突防的航迹规划技术等新技术的发展,使得有可能研制出新一代的综合地形跟随/地形回避系统。

现代综合低空突防技术的详细介绍请参阅本丛书《先进飞行控制系统》分册。本册主要介绍经典的自动地形跟随系统设计的主要技术问题。

4.3.1 自动地形跟随控制律设计

4.3.1.1 自动地形系统的基本构成

一个典型的自动地形跟随系统基本构成如图4-21所示。它

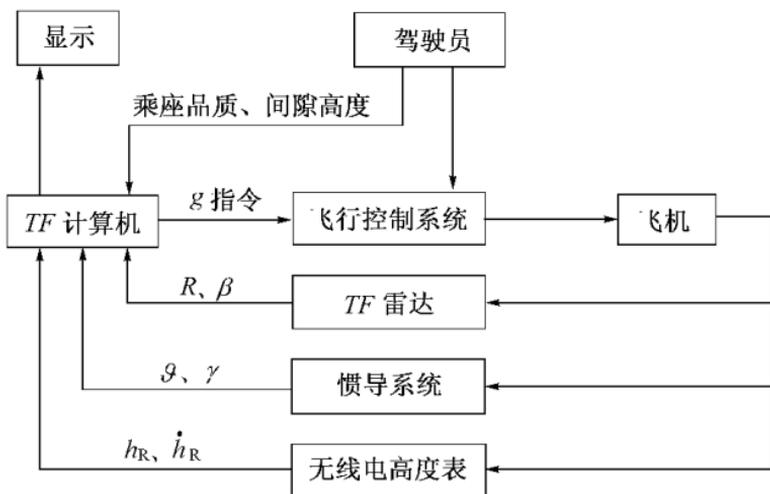


图 4-21 地形跟随系统基本构成

R, β ——飞机到前方地形点的斜距和倾角

h_R, \dot{h}_R ——无线电高度表输出的飞机离地高度和高度变化速率

由地形跟随雷达(TFR—Terrain-following radar),地形跟随(TF)计算机,飞行控制系统,惯导系统及雷达高度表等组成。该系统的工作原理是:TF 计算机根据接到的地形信息、飞机机动约束条件以及当前飞机状态参数,按事先确定的航迹算法,计算出航迹控制指

令输入飞行控制系统控制飞机作俯仰机动,以完成地形跟随任务。系统中除了由 TFR 提供前方地形信息外,还由无线电高度表提供信息用于 TF 飞行指令计算,以保持飞机在预定的离地高度上,此外,雷达高度表还作为 TF 飞行的监控装置,当飞机离地高度小于规定值时立即向驾驶员发出报警信号,并使飞机自动拉起避免撞地。

4.3.1.2 系统性能要求

1) 间隙高度

在实现低空突防任务过程中,间隙高度(即飞机离地高度)对飞机的生存率关系密切。从图 4-22 可以看出,随高度增加,与地面相撞概率降低,但被敌方杀伤概率增加,高度降低,与地面相撞概率增加而被杀伤概率降低。在撞地概率与杀伤概率之间进行折衷,60m 为最佳离地高度。在实际使用中,为使飞机具有适应多种防御武器威胁及地形多变的能力,间隙高度最好能由驾驶员选择。选择的实际离地高度取决于任务、预计的威胁和系统工作情况,目前这一高度的范围从 30m 到 300m,在 100m 以下设置时分辨率为 +3m。

2) 加速度限制

对不同类型的飞机,最大爬升和俯冲加速度有所不同。通过对多种因素分析,仿真及飞行验证表明,飞行员可以接受的爬升加

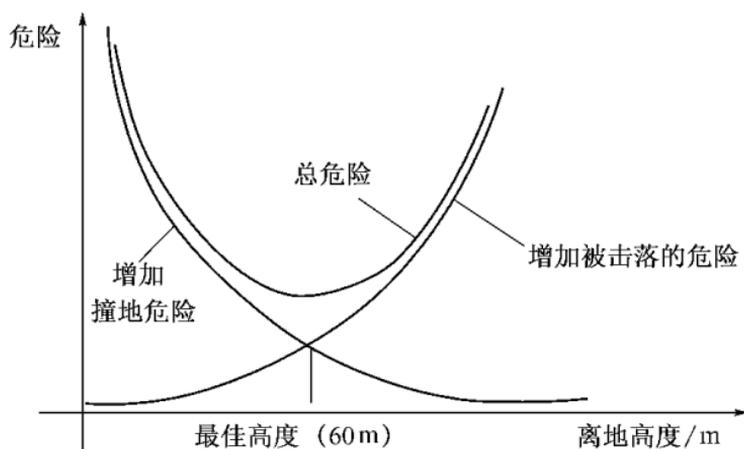


图 4-22 任务危险性与离地高度的关系

速度和速度能力远大于俯冲加速度和速度,因此将俯冲限制(增量)选择为爬升限制(增量)的50%是合适的。

如某飞机地形跟随最大过载增量 $1g$,其最小增量应为 $-0.5g$ 。系统应具有的乘坐品质取硬、中、软三档,所对应的过载增量分别可取 $+1g, -0.5g, +0.5g, -0.25g$;及 $+0.25g, -0.125g$ 。高性能飞机地形跟随时过载范围可更大些。

设置的加速度极限越低,越要提前爬升,如图4-23所示。

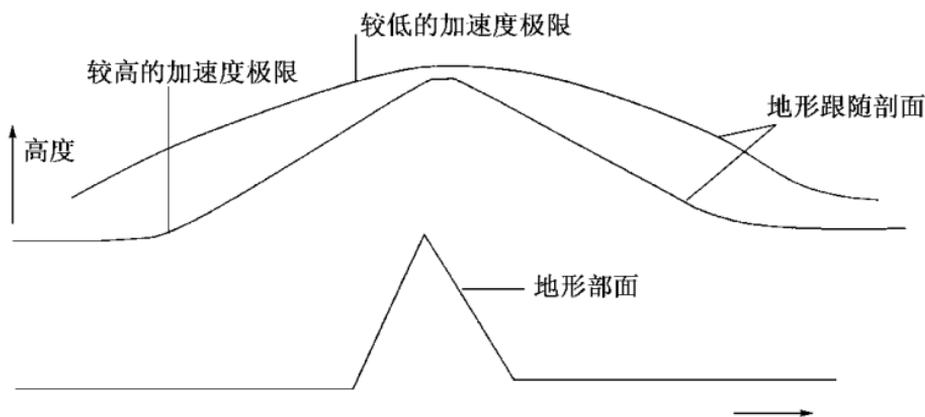


图4-23 加速度限制对地形跟随高度的影响

3) 垂直速度限制

限制垂直速度的目的在于防止爬升阶段意外失速并将低空高速条件下飞行员对突然下降产生的不适应减至最小。由于垂直加速度已采取了限制,垂直速度限制可避免因出现过大大下降速度而不能及时减小,因此应对垂直速度和垂直加速度限制予以综合考虑。如果地形跟随系统没有垂直速度限制或飞机爬升能力有限,当出现飞越前方地形障碍要求过大爬升时,地形跟随系统应有逻辑电路发出告警,这种告警应使飞行员有时间完成侧向机动回避障碍。俯冲速度门限的设置应使实际达到的俯冲速度值不超过允许值。

最大俯冲速度对轰炸机不超过 $30m/s$,对歼击机不超过 $45m/s$ 。垂直加速度和垂直速度门限应同时受加速度控制调节。

4) 飞越地形主峰过调量

理想地形跟随系统是以给定的间隙高度 H_0 、水平飞行姿态和

$h=0$ 飞越山峰的。通常地形跟随系统在飞越山峰时有一定程度的滞后,造成在该高度上飞行时间加长,使突防飞机在敌人防御体系前暴露增加。

在飞行规定高度上的时间 T_a 可用超过地形山峰 + 间隙高度 H_0 的时间来度量,称之为暴露时间,如图 4-24 所示。显然 T_a 越长就越增加突防飞机的暴露时间,当暴露时间超过敌方防御系统的反应时间,将使突防飞机被防御武器杀伤的概率增加,所以地形跟随系统应至少使暴露时间小于防御系统反应时间的 95%。不同类型防御系统其反应时间各不相同。在缺少统计数据时,将早期地形跟随系统曾选择反应时间小于 5s 作为参考。

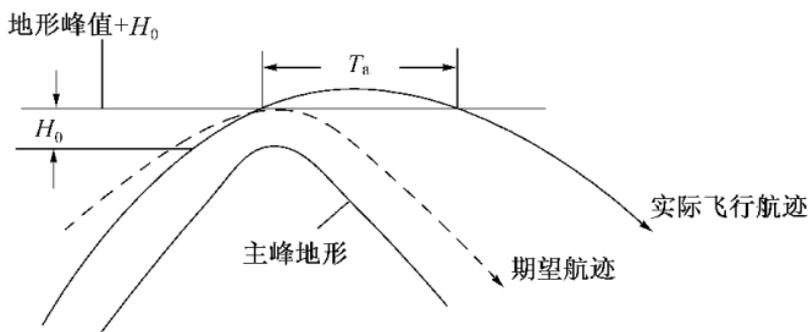


图 4-24 暴露时间 T_a 示意图

5) 系统投入工作

地形跟随系统在投入工作前应进行空中检测,由测试设备将设定的信号送入控制系统以检测系统工作的正确性。飞行员对地形跟随雷达和无线电高度表输出信息的主观评价也作为投入工作前测试的一部分。

系统应对从高空到规定检测高度盲降提供保证。在盲降和从规定检测高度下降到选定的间隙高度过程中,采用临界阻尼的高度响应。因考虑其他因素高度响应不能达到临界阻尼时,此时最大高度下沉时不应超过 12m 和 $0.1H_0$ (间隙高度) 中的较小值,高度下沉量大会使撞地概率 P_c 增大。

6) 地形跟随性能测量

一种飞越 $1 - \cos$ 地形的典型地形跟随性能测量在 TF 性能测量中应用,水平飞越 $1 - \cos$ 地形过程见图 4-25 所示。这种正弦波形地形性能测量方法可在真实地形中推广应用,对所试的地形跟随系统,性能测量(PM)表达式为

$$PM = 20 \lg \left[\frac{H_0 + M_T - C}{M_T} \right] \quad (4-15)$$

式中 C 为地形跟随系统在地形上空平均间隙高度; H_0 为设置间隙高度; M_T 为在地形最低高度以上的平均地形高度。

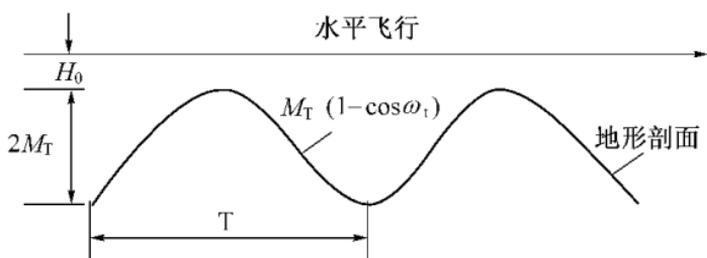


图 4-25 水平飞越 $1 - \cos$ 地形

系统性能将随 PM 值变得更负而降低,所有实际地形跟随系统的间隙高度只要保持在单位地形标准偏差 σ_T 内,这种测量方法是有效的。这样

$$\bar{C} = H_0 + \sigma_T \quad (4-16)$$

σ_T 为地形的标准偏差。最后可得性能测量

$$PM_{\min} = 20 \lg \frac{(H_0 + M_T) - (H_0 + \sigma_T)}{M_T} = 20 \lg \frac{M_T - \sigma_T}{M_T} \quad (4-17)$$

PM_{\min} 为所设定地形剖面间隙高度性能下限。对不同地形剖面,其性能测量值不同。要求性能测量 PM 值大于 PM_{\min} 。

7) 稳定裕度

自动地形跟随系统和人工地形跟随系统均要求利用反馈控制系统将飞机特性保持在一定范围内。系统必须满足 MIL-F-9490D 对增益和相位裕度的要求。

8) 横向机动

在自动地形跟随飞行中,横滚控制常用于低空高速飞行时保持飞机水平状态,有时可以进行侧向机动绕过高山和人为障碍以提高突防能力。在横滚机动时,不稳定的雷达将接收到失真的地形信息,产生不正确的爬升或下降指令从而降低生存概率。在横滚机动飞行时雷达应保持稳定,不使地形数据失真,或根据雷达性能在地形跟随飞行时对飞机横滚机动能力加以限制。

9) 加速度控制

经验表明,地形跟随系统要求采用法向加速度控制并使系统性能不随飞行状态而改变,而通常飞机的法向加速度取决于飞机飞行状态。实现恒定加速度控制的一种方法是采用加速度反馈,用加速度误差的积分进行控制。加速度误差信号同时经低通滤波,以使舵面快速响应加速度指令。法向加速度控制方块图如图 4-26 所示。在低空高速条件下,滤波器可消除因紊流产生的有害的飞机响应。当飞行控制系统已经按 C^* 准则设计反馈回路时,也可采用配平和增益调节办法实现有同样效果的恒定加速度响应。

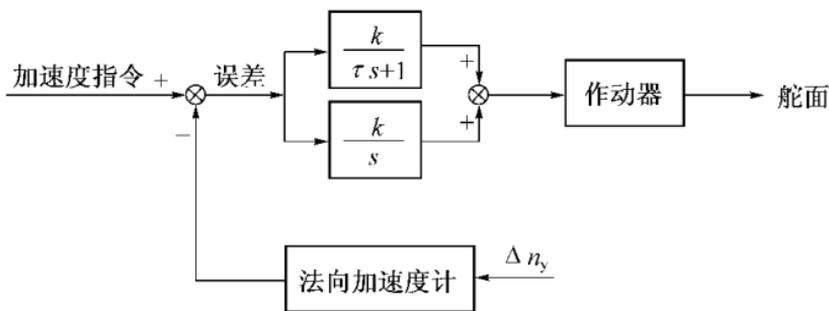


图 4-26 法向加速度控制方块图

在任何情况下加速度控制不应减小驾驶员的权限和降低飞机的操纵品质。

自动地形跟随指令舵机运动最好和驾驶员杆操纵运动相串联,防止地形跟随指令使操纵杆产生不希望的运动,并在需要时允许驾驶员有人工超控能力。

4.3.1.3 适应角法控制律设计

1) 适应角法基本原理

适应角法的原理是由角指令法改进而来。角指令法可以引导飞机从一个山头直飞另一个山头,如图 4-27 所示。飞机在 O 点时,地形跟随雷达可以测定前方山顶 P 点的倾角 β 和斜距 R 。如果不要求贴近地面,只要求飞机直飞在 P 点的离地最低高度 H_0 的 A 点,那么只要使飞机沿 OA 直飞即可,显然,这时飞机为飞越山峰应取的航迹角为

$$\theta_{FL} = (\beta + \vartheta + H_0/R) \quad (4-18)$$

式中 β 为倾角(或雷达扫描角),即飞机到 P 点的连线 OP 与纵轴 Ox 的夹角, R 为斜距,即飞机到 P 点的距离

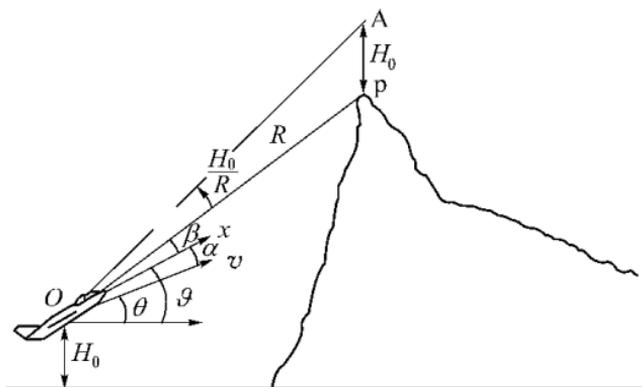


图 4-27 地形跟随角指令关系

航迹角控制指令 $\Delta\theta_c$ 为 θ_{FL} 与实际航迹角 θ 之差

$$\Delta\theta_c = \theta_{FL} - \theta \quad (4-19)$$

因 $\alpha = \vartheta - \theta$, 可得

$$\Delta\theta_c = \beta + \alpha + H_0/R \quad (4-20)$$

由上式可知,地形跟随角控制指令可由迎角信号与地形跟随雷达信号综合产生。由角控制指令而得到的地形跟随航迹如图 4-28 的曲线 1 所示。

角指令法虽然可以产生连续指令完成超低空障碍飞越,保证飞机不撞山,但航迹不贴近地形高度轮廓线,未能利用地形起伏隐蔽飞行。这是因为雷达探测到山峰后,飞机一直以此信息所给定的航迹角向着山峰飞越,从而使飞机高度一直增大,两峰间的航迹

接近直飞,且下滑过程又太慢,角指令法不能充分发挥飞机的机动能力。为改善角指令法的轨迹,在其算法基础上引入一抑制函数 F_s 和加权系数 K ,使飞机应达到的航迹角改为

$$\theta_{FL} = K(\beta + \vartheta + H_0/R - F_s) \quad (4-21)$$

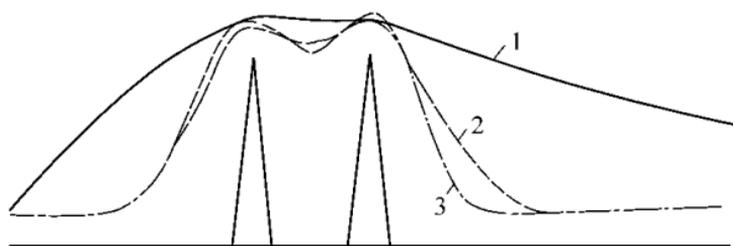


图 4-28 不同算法的地形跟随轨迹

引入抑制函数 F_s 的基本目的是使飞机遇到障碍物时不立即产生过大的航迹角,让飞机在接近障碍物时充分利用其机动能力及时拉起。 F_s 是雷达测得的斜距 R 、飞行速度 v 、航迹角 θ 和乘坐品质的函数,即

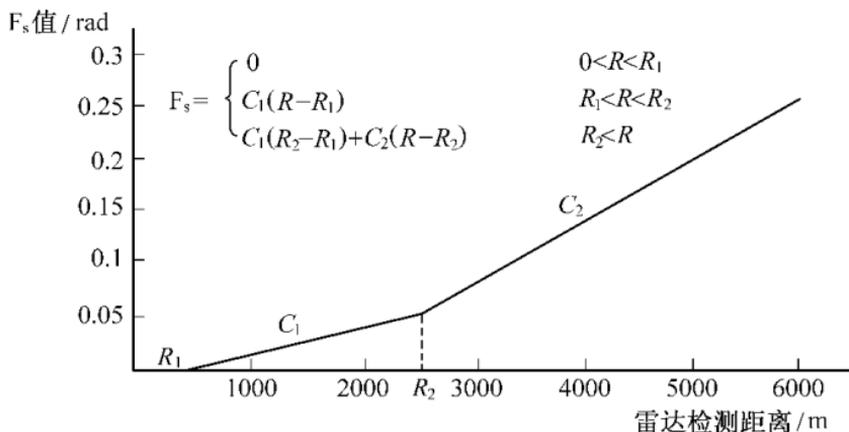
$$F_s = f(R, v, \theta, n_{y\max}, n_{y\min}) \quad (4-22)$$

抑制函数只有正值,它的作用是在飞行过程中减少角指令法所要求的航迹角 θ_{FL} 值,使飞机推迟拉起,以达到隐蔽飞行的目的。斜距 R 对 F_s 值起主要作用, R 越大,离障碍物越远,选择较大的 F_s ,推迟拉起点,随着 R 减小, F_s 的作用也逐渐消失,以保证飞越障碍点。 v 大,则 F_s 就小,使高速飞行时能较早拉起,防止撞上障碍物。 F_s 与 R 的关系经优化设计后可用图 4-29 所示的三段线性函数表示。

最大法向过载直接影响轨迹曲率,因此影响飞机的乘坐品质,如要求软乘坐品质(指舒适性好),应使 F_s 小,对硬乘坐品质则可取较大的 F_s 值。 θ_{FL} 角指令的加权系数 K 主要作用是充分发挥飞机机动能力,使飞机能尽快拉起。当 $\theta \geq 0$ 时, K 应大于 1, $\theta < 0$, K 取 1,可选

$$K = \begin{cases} 1.5 & \theta \geq 0 \\ 1.0 & \theta < 0 \end{cases}$$

即在爬升过程中增强 θ_{FL} 指令而下滑时,考虑到安全而不予增强。抑制函数 F_s 的三线形段斜率和折点可选为

图 4-29 F_s 与 R 的关系

$$C_1 = 0.2566 \times 10^{-4} \text{ rad/m} \quad R_1 = 500 \text{ m}$$

$$C_2 = 0.4809 \times 10^{-4} \text{ rad/m} \quad R_2 = 2500 \text{ m}$$

由上述参数按适应角地形跟随算法得到的飞行轨迹如图4-28曲线2所示。飞机最大正法向过载为 $3g$,最大负法向过载为 $-1g$,飞机的飞行速度为 200m/s ,此时飞行航迹已十分逼近图4-28参考航迹曲线3。但由于没有考虑过载限制 ,其过载值还是比较大。

2) 适应角法控制律设计

实现对期望航迹角 θ_{FL} 的跟踪 ,可通过对飞行航迹角 θ 的控制也可通过对飞机重心处的法向加速度 a_y 的控制来实现 ,从而构成两种基本方案。

(1) 控制航迹角的地形跟随系统

图4-30为该系统的基本结构图。由计算机依据 TFR 提供的地形信息 R 及 β 、飞机当前俯仰角 ϑ 以及设置的间隙高度 H_0 ,不断给出飞行期望航迹角 θ_{FL} ,它与当前飞行航迹角 θ 形成跟踪误差 $\Delta\theta_c$,由它控制飞机增稳系统 ,不断修正飞行航迹 ,达到精确跟随期望航迹的目的。增稳系统引入 ω_z 和 α 反馈以改善飞机动态性能。在反馈回路中设置洗出电路 ,消除稳态分量作用。为实现系统要求 ,采用了比例加积分的前向电路 ;系统控制律为

$$T\delta_z + \delta_z = k_2(\theta_{FL} - \theta) + k_1 \int (\theta_{FL} - \theta) dt +$$

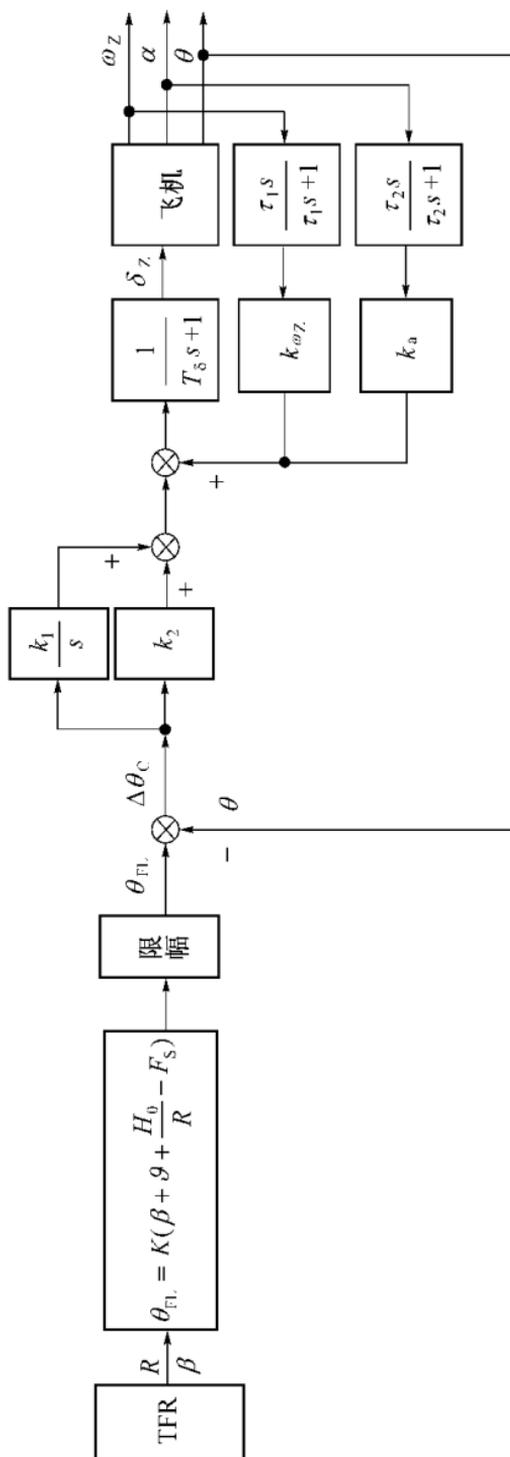


图 4-30 控制航迹角的地形跟随结构图

$$k_{\omega_z} \left(\frac{\tau_1 s}{\tau_1 s + 1} \right) \omega_z + k_{\alpha} \left(\frac{\tau_2 s}{\tau_2 s + 1} \right) \alpha \quad (4-23)$$

在该控制律作用下,地形跟随轨迹如图 4-31 曲线 1 所示。它与经优化的参考航迹 3 相比,误差仍较大,特别表现在下滑过程,且在跟随复杂地形时,航迹起伏振荡过于频繁,使乘坐品质下降。由于控制 θ 不能直接限制过载,因此在控制航迹过程中可能超出额定过载。

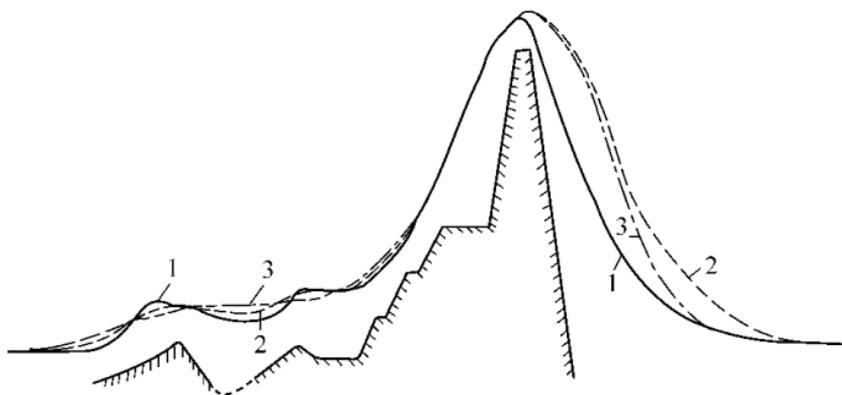


图 4-31 不同控制方案的地形跟随轨迹

(2) 控制法向加速度的地形跟随系统

控制法向加速度是一种更有效的地形跟随系统。因为法向加速度

$$a_y = v_0 \theta$$

实际上是控制 θ 角的变化速率,即控制 θ 角的变化趋势,相位上更加提前。另外由于控制信号与法向过载相对应,因此可以对控制信号进行限幅,以达到限制过载的目的。法向加速度地形跟随系统结构图如图 4-32 所示。

由此可得控制律

$$T_{\delta} \delta_z + \delta_z = k_{\omega_z} \left(\frac{\tau_1 s}{\tau_1 s + 1} \right) \omega_z + k_{\alpha} \left(\frac{\tau_2 s}{\tau_2 s + 1} \right) \alpha + k_2 (a_{yc} - a_y) + k_1 \int (a_{yc} - a_y) dt \quad (4-24)$$

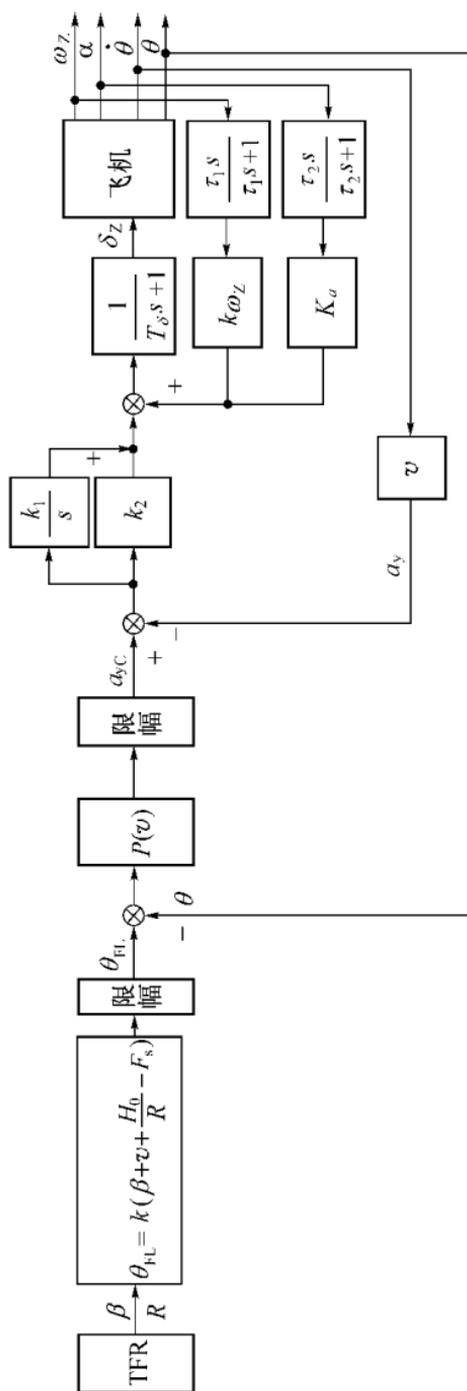


图 4-32 法向加速度控制的地形跟随结构图

式中

$$a_{yc} = P(v) \cdot (\theta_{FL} - \theta)$$

与该控制律相对应的地形跟随航迹如图 4-31 的曲线 2 所示, 其地形跟随性能已有改进, 航迹变化平稳, 过载分布均匀, 飞越山峰的超调减小, 已十分逼近参考航迹。

由系统结构图 4-32 可知 θ 角控制指令 $\Delta\theta_c$ 必须经适应增益 $P(v)$ 的处理才能成为法向加速度控制信号, $P(v)$ 可按 $P(v) = Cv$ 形式选取, 亦即 $P(v)$ 的大小应与空速成正比, 这是由于法向加速度回路随 v 增大, 闭环增益减小, 为弥补 θ 角回路的正向通道控制增益的减小, 必须使 $P(v)$ 随 v 的增大而增大。

在估算 $P(v)$ 时可假设法向加速度闭环系统响应已简化为一阶惯性环节 $\frac{1}{Ts+1}$, 且 $P(v) = Cv$ 。法向加速度控制简化结构图如图 4-33 所示。

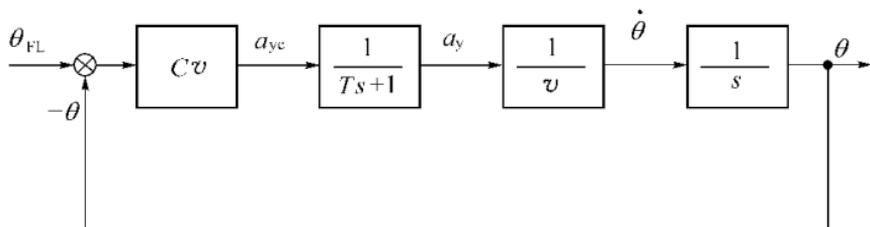


图 4-33 法向加速度控制简化结构图

由此可得关于 θ 的二阶微分方程

$$\left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 + \frac{1}{T} \frac{d\theta}{dt} + \frac{C}{T} \theta = \frac{C}{T} \theta_{FL} \quad (4-25)$$

其阻尼比

$$\zeta = \frac{1}{2\sqrt{TC}}$$

因此 C 可根据 T 和 ζ 来选择

$$C = \frac{1}{4T\zeta^2}$$

ζ 和 T 可分别由飞行控制系统的控制过程拟配近似确定。如取 $\zeta = 0.7$, $T = 0.25s$, 则有 $C = 2.05$, 如 $v = 200m/s$, 则

$$P(v) = Cv = 410\text{m/s}^2/\text{rad} = 0.73\text{g}/(^{\circ})$$

4.3.1.4 雪橇法控制律设计

1) 雪橇法的基本原理

雪橇法是自动地形跟随系统控制律设计的另一种算法,它与适应角法一起构成了自动地形跟随系统控制律设计中已广泛使用的两种方法。欧洲多用途战斗机“狂风”的自动地形跟随系统采用这种方法。

雪橇法是在地形跟随计算机中沿飞机前下方设置一个“雪橇板”,将地形传感器探测的飞机前方的地形与这条“雪橇板”的位置进行比较,根据“雪橇板”与地形相切、相交或相离的不同情况,产生使飞机平飞、爬升或俯冲的控制指令,如图4-34所示。

由于这种控制方法的目的是使飞机前下方的“雪橇板”与地形相切,如同滑雪一样,所以取名为雪橇法,又称之为样板法。显然,雪橇法的关键是如何设计雪橇的形状、尺寸和在飞机前下方的“安装”方式。

2) 雪橇的形状、尺寸与安装

通常“雪橇板”由橇底和橇头两部分组成。为了计算简单,我们采用两段直线组成,如4-35所示。以下介绍一种仿真计算所得的雪橇板。

(1) 橇底的长度 L_N

橇底的长度 L_N 要比橇头的长度 L_H 大的多,因此 L_N 的长度决定了飞机拉起点与障碍物的距离。不同的飞行速度,不同的地形高度和不同的乘坐品质要求, L_N 的长度应该不同。此外,飞机下滑时的过载增量要求比爬升时小,所以雪橇的长度又应随航迹角的极性变化,地形跟随飞行中,迎角 α 都在较小的范围内,为了测量的简单,用俯仰角 ϑ 代替航迹角 θ ,依据仿真结果,得到 L_N 的计算公式。

硬乘坐品质:

$$\begin{aligned} L_N &= (H_{EM} - H_R) \times L_h + L_v v & \vartheta \geq 0 \\ L_N &= (H_{EM} - H_R) \times L_h + L_v v - L_\vartheta \vartheta & \vartheta < 0 \end{aligned} \quad (4-26)$$

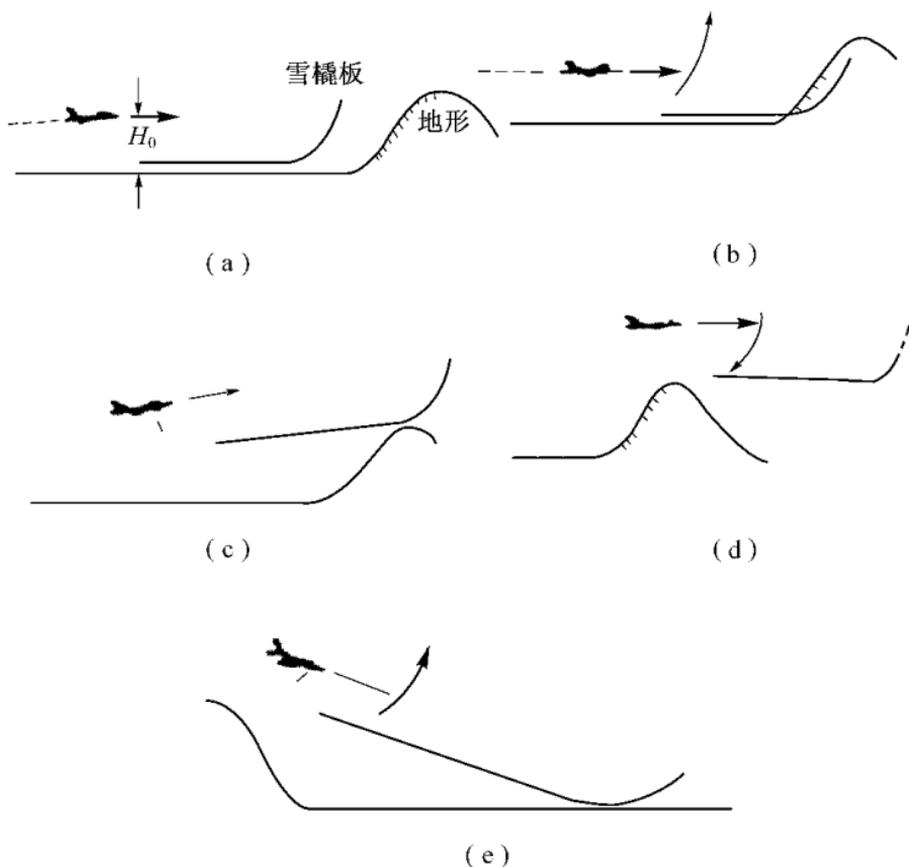


图 4-34 雪橇法工作原理

(a) 平飞、无指令产生 ;(b) 样板与地相交 ,产生拉起指令 ;

(c) 飞机沿样板与山头相切的航迹爬升 ;(d) 飞越山头、样板与地面相离产生俯冲指令 ;(e) 向下俯冲直到样板再次与地面相交 ,改为平飞。

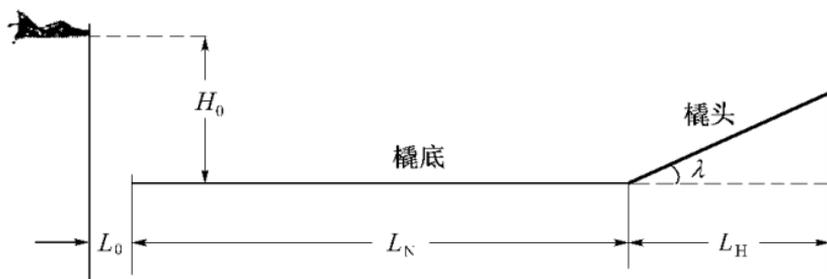


图 4-35 雪橇的形状和尺寸

中等乘坐品质：

$$\begin{aligned} L_N &= 1.5(H_{EM} - H_R) \times L_h + L_v v & \vartheta \geq 0 \\ L_N &= 1.5(H_{EM} - H_R) \times L_h + L_v v - L_g \vartheta & \vartheta < 0 \end{aligned} \quad (4-27)$$

软乘坐品质：

$$\begin{aligned} L_N &= 3(H_{CM} - H_R) \times L_h + L_v v & \vartheta \geq 0 \\ L_N &= 3(H_{CM} - H_R) \times L_h + L_v v - L_g \vartheta & \vartheta < 0 \end{aligned} \quad (4-28)$$

上述 L_N 公式中 H_{EM} 、 H_R 分别为探测到的地形最大高度和飞机现时离地高度； L_h 、 L_v 、 L_g 为常数，根据不同飞机的性能进行选定。

(2) 撬头的长度 L_H 与角度 λ

撬头的长度 L_H 是固定的，因此撬头的角度 λ 起主要作用。撬头主要影响爬升指令的大小和急剧性，为了对不同的障碍物高度，得到比较一致的过载增量限制，撬头的角度应随障碍物的高度变化，经过仿真确定为

$$\lambda = L_\lambda \cdot H_{EM}/500 \quad (4-29)$$

L_λ 是个常数，它的确定与具体飞机有关。

(3) 雪撬的“安装”

雪撬距机头的水平距离 L_0 与雷达的盲区有关，它直接影响飞机飞越山顶后下俯的早晚， L_0 过大会使飞机下俯过早，通常 L_0 取 300m ~ 500m。

雪撬“安装”在飞机的下方，距离飞机的高度为设置间隙高度 H_0 。

仿真研究发现，撬底与飞机纵轴始终平行可能使飞机在爬升段和下滑段飞出直线航迹，因此采用变“安装角”的方法，使雪撬的俯仰角根据当时飞机的俯仰角以一定的比例增大或缩小，从而产生弧形的航迹，雪撬的俯仰角 ϑ_s 的变化关系为

$$\begin{aligned} \vartheta_s &= k_1 \vartheta & \vartheta > 0 \text{ 时} & \quad k_1 < 1 \\ \vartheta_s &= k_2 \vartheta & \vartheta \leq 0 \text{ 时} & \quad k_2 \geq 1 \end{aligned} \quad (4-30)$$

变雪撬“安装角”的效果如图 4-36 所示。

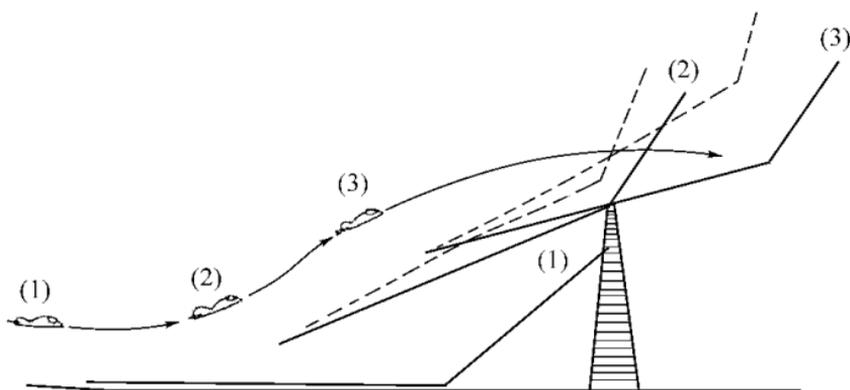


图 4-36 雪橇相对于机体纵轴变安装角的效果—产生弧形爬升

3) 雪橇法的控制律形成

应该指出,雪橇法中雪橇的形状和控制指令生成相互配合,才能达到飞出预期航迹的目的。

(1) 拉起指令

雪橇与地形相交时产生拉起指令,拉起指令利用相交点与地形的高度差与距离之比得到

$$\vartheta_{cn+1} = \vartheta_{cn} + \arctan \frac{ZMH - MINHX}{LXD(JJ) - XG} \quad (4-31)$$

式中, ϑ_{cn+1} 、 ϑ_{cn} 分别为 $n+1$ 、 n 步拉起指令角度; ZMH 为雪橇与地形相交点至前方 1 000m 内的最大地形高度; $MINHX$ 为雪橇与地形相交点至前方 1 000m 内的最小地形高度; $LXD(JJ) - XG$ 为相交点至飞机的水平距离。

图 4-37 给出了指令计算中的各物理量。

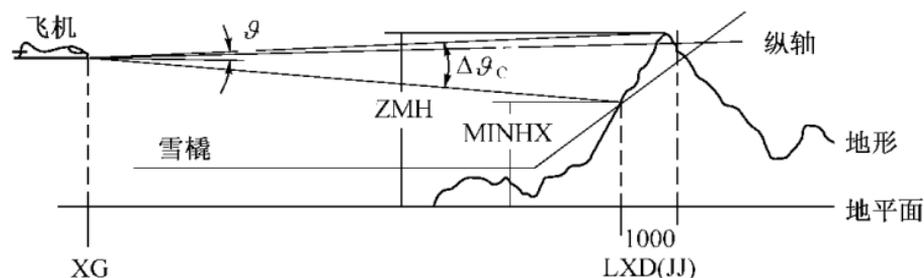
(2) 俯冲指令

当雪橇与地形既不相交又不相切时,缺乏给出指令的几何参照,采用固定下俯速率下俯:

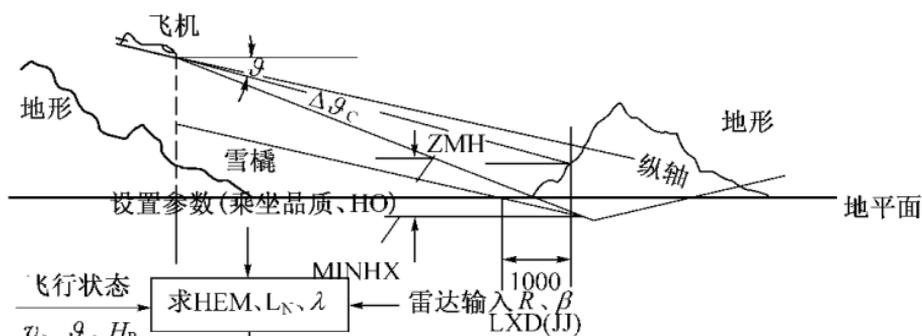
$$\vartheta_{cn+1} = \vartheta_{cn} - BB \quad (4-32)$$

式中, BB 为常值角度,每个运算周期 T 内,下俯 BB 度,下俯速度为 BB/T , BB 值的选择应满足过载的限制要求。

(3) 平飞指令



(a)



(b)

图 4-37 爬升指令计算原理

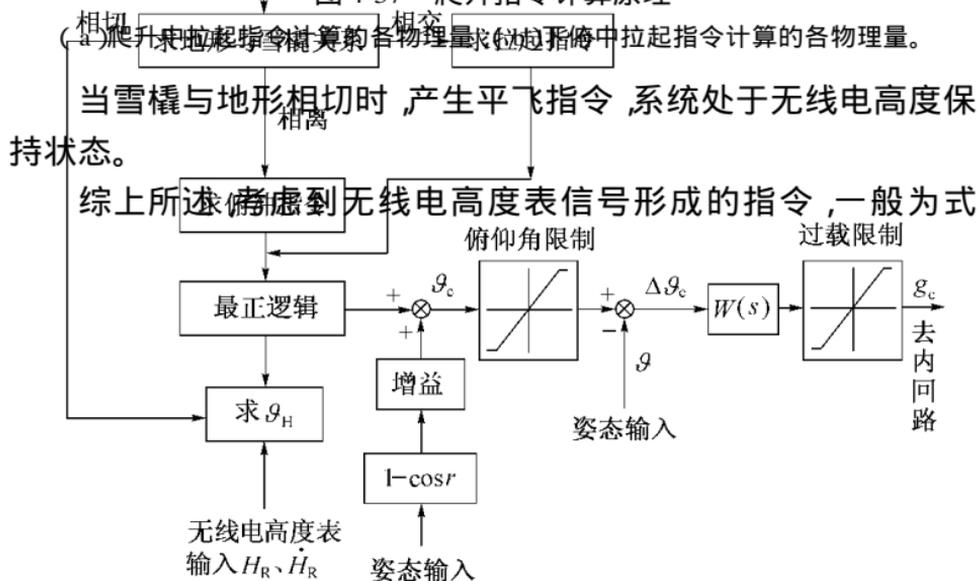


图 4-38 雪橇法指令产生原理框图

(4-33)所示,采用雪橇法产生指令信号的原理框图示于图4-38。

$$\vartheta_H = K_{HR} \frac{1}{\tau_H s + 1} \Delta H_R + K_{HR} \frac{1}{\tau_H s + 1} H_R \quad (4-33)$$

图4-38中, $W(s)$ 是一软化—平滑滤波器,引入它的目的是软化过载特性。

以上雪橇法给出的指令是俯仰角指令,如果需要控制飞行航迹角,只需把俯仰角 ϑ 用航迹角 θ 代替即可。

4.3.2 自动地形跟随安全保障措施

鉴于自动地形跟随系统工作时飞机的飞行高度很低,且系统控制飞机随地形起伏作贴近地面的飞行。因此,对自动地形跟随系统安全性和可靠性均提出了很高的要求。有关系统的可靠性要求在系统专用规范或研制合同中应明确规定。为保证满足系统可靠性要求,系统应采用相应的余度技术,这里对此不作详细介绍。本节主要介绍为保障自动地形跟随飞行安全所采用的一些特殊措施。

1) 飞行中系统投入前检测

自动地形跟随系统除了像其他自动飞行控制系统一样应具有机内自检功能外,通常还要求飞行中在自动地形跟随功能投入前进行检测,以保证从地形传感器到伺服作动器都能正确地工作。驾驶员的主观评定也作为飞行中投入前检测的一部分,还应把地形跟随系统投入使用后最初下降到最大间隙高度作为驾驶员对系统认可的试验内容之一。此后,驾驶员再把间隙高度降低到任务所需要的高度上。

2) 自动拉起

从飞行安全出发,低空飞行自动控制系统一旦出现某些有可能危及飞行安全情况时,此时飞行控制系统应将飞机自动拉起。在俯仰和横滚轴自动驾驶仪都工作情况下,飞机首先横滚改平而后自动拉起。

常用的拉起信号有：

(1) 高度低限拉起。当飞机离地高度低于某一设定的极限高度时,系统接通自动拉起状态,脱离危险飞行高度。

(2) 防撞拉起。装有防撞雷达的系统,当前方障碍物与飞机相距小于安全距离时,在防撞指令作用下,系统接通自动拉起状态,飞机爬高避免撞山。

(3) 俯冲速度限制拉起。

(4) 负过载(-g)限制拉起。

(5) 地形跟随雷达故障告警拉起。

(6) 无线电高度表故障告警拉起等。

自动拉起状态接通后,应点亮相应指示灯或发出音响信号,飞机逐渐建立起一定爬升角开始爬升,当飞机爬升到某一高度,自动拉起指令消失,系统转入俯仰姿态自动保持状态,保持现有的俯仰姿态(不论是否是达到稳定的爬升角)继续爬升,直到驾驶员进行干预为止。横滚轴的横滚改平应按一定逻辑与之配合进行。自动拉起原理图如图 4-39 所示。

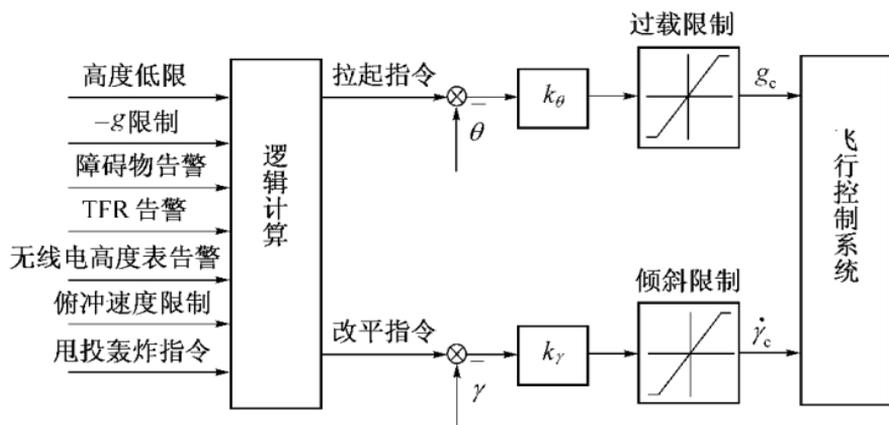


图 4-39 自动拉起原理图

当低空突防飞行控制系统具有自动拉起投弹(或自动拉起用弹轰炸)功能时,自动拉起指令来自拉起轰炸计算机,只要自动拉起投弹条件得到满足,就开始进入自动拉起投弹机动飞行,飞机自

动完成拉起投弹、横滚及改平等一系列动作。

第 5 章 其他类型的自动飞行控制系统

5.1 自动油门系统

5.1.1 系统的组成和工作原理

5.1.1.1 飞行速度控制系统

飞行速度是飞行器主要运动参数之一,也是标志飞行器飞行性能的重要参数。近几十年来,随着航空事业的飞速发展,飞机性能不断提高,飞行速度由亚声速飞行到超声速飞行;功能上由原来的一般飞行发展到全天候飞行,自动进场、自动着陆、自动着舰等;对于直升机还有从巡航到悬停的自动过渡飞行。所有这些都对飞行速度的自动控制提出了更新、更高、更紧迫的要求。

飞行速度的控制大体可归结为对速度方向与大小的控制。改变飞行速度的方向实质上是一个航迹控制问题,不是本节所讨论的问题。本节只对飞行速度大小的控制问题加以讨论。

实现速度控制的方法有两种。第一种通过操纵升降舵来实现,将速度误差信号和速度给定信号馈入自动驾驶仪的纵向通道,通过改变飞机的轨迹倾角来改变飞机的飞行速度,如图 5-1 所示。这种方案的优点是结构简单,容易实现。通常在巡航状态下对飞

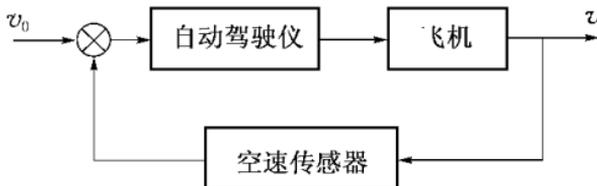


图 5-1 升降舵控制飞行速度系统

行速度的控制要求并不是很严格的,只是希望发动机工作在最佳状态,而不希望油门杆频繁地动作。所以,巡航状态下的速度控制一般采用这种方案。

第二种通过控制发动机油门的方法实现,将速度误差信号和速度给定信号馈入自动油门控制系统,如图 5-2 所示。

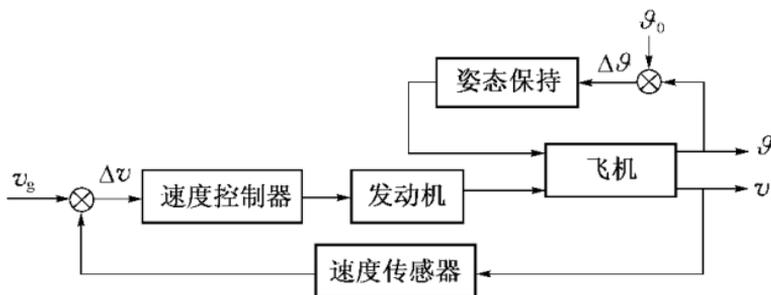


图 5-2 控制油门的飞行速度控制系统

由于飞机纵向运动中飞行速度和俯仰姿态角之间存在着气动耦合,当增加推力时,不仅直接引起飞行速度的增加,而且还会引起俯仰角(航迹角)的增大,俯仰角增大又会导致飞行速度下降。因此,要改变飞行速度必需保持俯仰角。所以,通常自动油门系统必需与自动驾驶仪(姿态保持功能)配合使用才能达到速度控制的目的。

还有一种可供选择的交叉耦合控制方法,是在对速度进行控制的同时,还对其他的纵向运动参数进行控制或保持,如图 5-3 所示。这种方案可以保证飞行速度 $v(M)$ 与高度 H 或给定的下滑线 Γ 独立进行控制。这种方案适用于那些对于航迹和速度都有严格

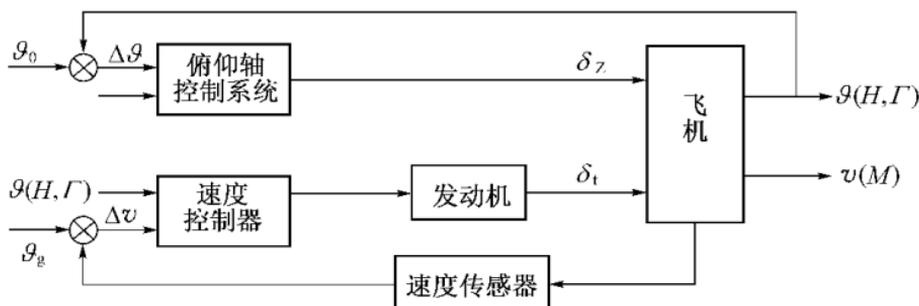


图 5-3 交叉耦合控制方案

要求的场合。例如在自动进场过程中,依靠俯仰轴保持飞机的航迹角或下滑轨迹线;用自动油门系统控制飞行速度。

随着机载设备数字化、综合化控制技术的发展,自动油门系统已趋向综合化。与自动飞行控制系统一起构成“推—飞行控制系统”,与导航系统、飞行管理计算机系统一起构成“飞行管理系统”。在这些综合系统中,有一个顶层管理计算机负责全机功能的协调和管理。自动油门系统可以在统一管理下最大限度地发挥作用,实现从起飞到着陆的全时、全程控制,并保持最佳的发动机推力状态和最优飞行航迹。

5.1.1.2 自动油门系统和自动驾驶仪的协同工作

在没有俯仰姿态保持的情况下,用自动油门系统控制空速往往达不到预期的目的。研究表明,当给定油门杆一个正的移动量时,空速即随之增大,同时升力也随着增加了。正的升力将迫使速度矢量向上偏转,产生航迹偏转角及俯仰角。这时由于重力在速度矢量上的投影增加,迫使速度下降。最终在一个新的平衡位置上稳定下来。这样,油门杆移动的结果没有产生预期的飞行速度变化,只是产生姿态的变化,是不符合原来操纵意图的。

产生这种现象的原因是:人们为了获得飞行速度的稳定性,一般将飞机的发动机推力线设计在飞机重心以下。这样,油门杆的任何变化不仅引起推力的变化,同时会立即产生一个俯仰力矩。当推力增加时,飞机将产生上仰;当推力减小时,飞机将低头,形成对速度的负反馈。

为了有效地控制飞行速度,必须抑制俯仰角的变化。具体办法是当驾驶员操纵油门杆时,同时相应地操纵升降舵来平衡飞机的姿态变化。在装有自动油门控制系统的飞机上,则应当同时装有自动驾驶仪。

如果对空速不进行必要的控制,航迹角的控制也不能达到预期的目的。特别是在低动压下航迹控制几乎是不可能的。

控制飞机航迹角的过程是这样进行的:首先操纵升降舵,改变飞行姿态,借助于飞机本身的升力增量的变化使速度矢量以非周

期过程趋近于姿态角的变化,最终使轨迹倾角与姿态角达到一致。但是上述过程是以飞行速度不发生变化为前提的,即要求 $\Delta v=0$ 。为了使速度不致发生大的变化,操纵飞机爬升时应增加油门,操纵飞机下滑时应减小油门。大量的计算和飞行实践表明,角运动和航迹控制是以飞行速度控制为必要前提的。

5.1.1.3 自动油门系统的组成

自动油门系统一般应由下列部件组成:自动油门计算机、油门杆伺服机构、飞行速度传感器和控制显示器等。

自动油门计算机是自动油门控制系统的核心部件,是实现各种控制功能的处理器件。自动油门计算机可以是独立的,也可以与自动驾驶仪的计算机合并。其主要功能是完成对输入信号的变换和处理,控制律计算,伺服放大以及逻辑处理等功能。

当今,自动油门计算机一般应采用数字计算机,且具有自检测能力。

油门杆伺服机构通常为电动伺服机构,一般技术要求有:总行程(转角),工作行程,位移速度,拖动力矩(即输出功率)等。油门杆伺服机构是自动油门系统的执行机构。伺服机构与油门杆之间应当通过离合器连接,为了确保安全,必需保证伺服机构与油门杆能够完全脱开,并具有不可逆的操纵特性。在应急情况下应能进行人工超控,超控力应符合规范要求。

典型的油门杆伺服机构应具有限位开关和机械限位装置,以保证在任何情况下都不会超出安全极限位置。

飞行速度传感器用来测量飞机空速。通常,飞机上都安装有空速传感器或大气数据计算机,自动油门系统一般不另行加装飞行速度传感器,而是借用机上设备。

速度传感器(大气数据计算机)的输出有模拟量和数字量两类,可根据油门计算机的不同形式决定选用。一般情况下应选用大气数据计算机的信号做为主用信号。因为数字量精确,便于传输和处理,具有数据的有效性标志,使用安全可靠。

控制显示器可以是独立的,也可以与自动驾驶仪的控制显示

器合并。其主要功能是设置系统参数,用文字或灯光的形式显示系统的工作状态、参数设置情况以及提示信息。

自动油门系统一般应具备如下功能:①速度保持功能;②进场功能;③起飞/复飞功能;④速度保护功能;⑤自检测功能。

自动油门系统的控制对象是发动机,发动机的推力具有较大的惯性,一般从油门改变到推力改变需要数秒钟。飞行速度对应于飞机的长周期运动,从而决定了整个系统的动态是缓慢的,因此要求油门系统具有良好的低速运行品质。

系统应具有随意的零平衡点,即要求系统接通前的任意时刻系统的输出总为零,以确保接通时油门杆不会产生误动作。

5.1.2 自动油门系统设计

在设计自动油门系统时,首先需要建立适用于油门控制的飞机数学模型。前面已经指出,利用油门杆控制飞行速度时,需要与飞机姿态保持系统协同工作,以保持俯仰姿态稳定。因此,在油门杆控制系统设计时,需要连同俯仰角控制系统一并考虑。

5.1.2.1 飞机数学模型描述

采用全面纵向小扰动运动方程,其拉氏变换形式为

$$\begin{cases} (s + n_{1v})\Delta v + n_{1\alpha}\Delta\alpha + n_{1\vartheta}\Delta\vartheta = n_{1\delta t}\Delta\delta_t \\ n_{2v}\Delta v + (s + n_{2\alpha})\Delta\alpha - (s + n_{2\vartheta})\Delta\vartheta = -n_{2\delta z}\Delta\delta_z \\ n_{3v}\Delta v + (n_{3\alpha 0}s + n_{3\alpha})\Delta\alpha + (n_{3\alpha 0}s + n_{3\alpha})\Delta\vartheta = \\ \quad -n_{3\delta z}\Delta\delta_z - n_{3\delta t}\Delta\delta_t \end{cases} \quad (5-1)$$

由式(5-1)可以导出飞行速度对推力的传递函数

$$\frac{\Delta v(s)}{\Delta\delta_t(s)} = \frac{\begin{vmatrix} n_{1\delta t} & n_{1\alpha} & n_{1\vartheta} \\ 0 & s + n_{2\alpha} & -s - n_{2\vartheta} \\ -n_{3\delta t} & n_{3\alpha 0}s + n_{3\alpha} & s^2 + n_{3\vartheta} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s + n_{1v} & n_{1\alpha} & n_{1\vartheta} \\ n_{2v} & s + n_{2\alpha} & -s - n_{2\vartheta} \\ n_{3v} & n_{3\alpha 0}s + n_{3\alpha} & s^2 + n_{3\vartheta} \end{vmatrix}} = \frac{N(s)}{\Delta(s)}$$

$$\frac{K_v(s + 1/T_v) \chi (s^2 + 2\zeta_v \omega_v s + \omega_v^2)}{(s^2 + 2\zeta_{ch} T_{ch} s + \omega_{ch}^2) \chi (s^2 + 2\zeta_d T_d s + \omega_d^2)} \quad (5-2)$$

式中, $\Delta_z(s)$ 为全面纵向运动特征方程; $N^v(s)$ 为速度传递函数分子; K_v 为速度传递函数的增益; T_v 为速度传递函数分子的时间常数; ζ_v 为速度传递函数分子多项式阻尼比; ω_v 为速度传递函数分子多项式固有频率; ζ_{ch} 为长周期运动阻尼比; ω_{ch} 为长周期运动固有频率; ζ_d 为短周期运动阻尼比; ω_d 为短周期运动固有频率。

式(5-2)为飞行速度对推力的传递函数。

对于特征方程根的研究表明,特征方程的根通常由一对大的复数根和一对小的复数根组成。一对大复数根对应着飞机的短周期运动;一对小复数根对应着飞机的长周期运动。

以某军用运输机为例,给出它进场阶段的气动导数如下:

$$\begin{aligned} H_0 &= 0 \quad \text{海平面}, v_0 = 275 \text{ km/h}, G = 84000 \text{ kg}, \\ n_{1v} &= 0.03968, \quad n_{1\alpha} = 0.1009, \quad n_{1\theta} = 0.1273, \\ n_{1\delta t} &= 0.12886 \times 10^{-3}, \\ n_{2v} &= 0.2526, \quad n_{2\alpha} = 0.5833, \quad -n_{2\theta} = 0.006589, \\ n_{2\delta z} &= -0.03113, \\ n_{3v} &= 0.0, \quad n_{3\alpha 0} = 0.2913, \quad n_{3\alpha} = 1.346, \quad n_{3\theta} = 0.7306, \\ n_{3\delta t} &= 0.1379 \times 10^{-4} \end{aligned}$$

代入式(5-2),可以计算出飞行速度对推力的传递函数值

$$\frac{\Delta v(s)}{\Delta \delta_p(s)} = \frac{0.0326(s - 0.0396) \chi (s^2 + 1.6136s + 1.766)}{(s^2 + 0.03326s + 0.02748) \chi (s^2 + 1.6044s + 1.7251)} \quad (5-3)$$

由式(5-3)可以看出,特征方程有两对复数根,一对小复数根和一对大复数根。且一对大复数根($s^2 + 1.6044s + 1.7251$)与一对复数零点($s^2 + 1.6136s + 1.766$)十分接近,可以对消。由此可见,对于速度控制而言,飞机的短周期运动模态对油门控制没有影

响。也就是说,自动油门系统设计,可以不考虑飞机的短周期运动。于是,关于飞行速度对油门控制的传递函数 $\Delta v(s)/\Delta \delta_t(s)$ 可以进一步简化为

$$\frac{\Delta v(s)}{\Delta \delta_t(s)} = \frac{K(s + 1/T_v)}{s^2 + 2\xi_{ch}\omega_{ch}s + \omega_{ch}^2} \quad (5-4)$$

式(5-4)可以作为用于油门杆控制的飞机数学模型。

同样的方法,可以求得俯仰姿态角对升降舵的传递函数值

$$\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_z(s)} = \frac{\begin{vmatrix} s + n_{1v} & n_{1\alpha} & 0 \\ n_{2v} & s + n_{2\alpha} & -n_{2\delta z} \\ n_{3v} & n_{3\alpha 0}s + N_{3\alpha} & -n_{3\delta z} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s + n_{1v} & n_{1\alpha} & n_{1\theta} \\ n_{2v} & s + n_{2\alpha} & -s - n_{2\theta} \\ n_{3v} & n_{3\alpha 0}s + n_{3\alpha} & s^2 + n_{3\theta}s \end{vmatrix}} = \frac{N^\theta(s)}{\Delta_z(s)} = \frac{k_\theta(s + 1/T_{\theta 1})(s + 1/T_{\theta 2})}{(s^2 + 2\xi_{ch}T_{ch}s + \omega_{ch}^2)(s^2 + 2\xi_d T_d s + \omega_d^2)} \quad (5-5)$$

式中 k_θ 为俯仰姿态传递函数增益; $T_{\theta 1}$ 、 $T_{\theta 2}$ 为俯仰姿态传递函数分子的时间常数。

式(5-5)可以作为姿态控制的飞机运动方程。

5.1.2.2 发动机

发动机的动态可以近似地看成一个惯性环节,其形式为

$$\alpha(s) = \frac{\text{发动机推力}}{\text{油门杆位移}} = \frac{k_g}{T_g s + 1} \quad (5-6)$$

环节的输入为油门杆位移 δ_p , 环节的输出为发动机的推力 δ_t 。惯性环节的增益 k_g 为每度油门杆位移所产生的推力值,该值可以由发动机厂商提供的发动机校准推力曲线查得,在发动机的使用范围内,取推力曲线的平均斜率。如果有多个发动机, k_g 应为多个发动机的单位推力之和。时间常数 T_g 是从油门杆移动到发动机推力改变的时间延迟,与发动机的型别有关。此参数应由发动机制造厂商给出,当前我们所知的发动机一般在 0.5s ~ 3s 之间取

值。

5.1.3 控制律设计

自动油门系统控制律可以这样来设计。首先建立飞机和发动机的动态方程。仍以某军用运输机为控制对象,采用简化的飞行速度对推力的传递函数式(5-4),代入飞机参数后可以写为

$$\frac{\Delta v(s)}{\Delta \delta_t(s)} = \frac{K_v(s + 1/T_v)}{s^2 + 2\xi_{ch}\omega_{ch}s + \omega_{ch}^2} = \frac{0.0326(s + 0.04)}{(s^2 + 0.03326s + 0.02748)} \quad (5-7)$$

发动机单位推力为 0.835kN,四台发动机的单位推力为 3.34kN。发动机推力延迟时间为 0.75s。发动机的动态方程可以写为

$$\alpha(s) = \frac{K_g}{T_g s + 1} = \frac{3.34}{0.75s + 1} \quad (5-8)$$

第二步是选择合适的控制规律。对于飞行速度控制系统,飞行速度的误差信号当然是主控信号。为了增强系统阻尼,还需要引入速度的微分信号。比例加积分的控制规律常常用于自动油门系统。采用积分控制的目的是为了提高速度的控制精度。但是积分增益是有限的,过大的积分增益会导致系统震荡。因此,积分通道通常设有一个限制开关。当空速误差信号过大时,停止使用积分通道。积分器门限的选择要依据仿真结果而定,在初步设计时先选取在 $\pm 5\text{m/s}$ 以内。自动油门系统的控制律可以写为

$$\delta_p = \frac{k_t}{T_t s + 1} (k_1 \Delta v + k_2 \int \Delta v dt + k_3 v) \quad (5-9)$$

式中 k_t 为油门伺服机构的传动比,为每伏输入电压的输出机械行程; T_t 为油门伺服机构的时间常数; k_1 、 k_2 、 k_3 分别为速度信号、积分信号和微分信号的传动比。

由控制律结构可以画出自动油门系统的控制结构图如图 5-4 所示。

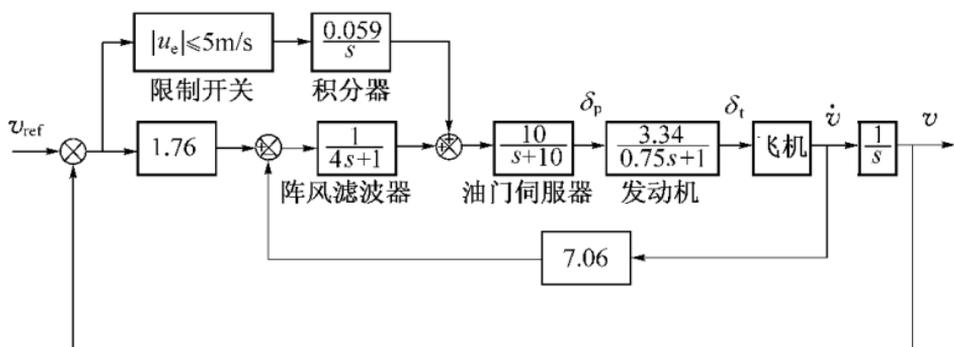


图 5-4 自动油门系统的控制律结构图

采用根轨迹法初步设计系统参数。

图 5-4 所示的结构是一个多回路的复杂结构,为了进行根轨迹分析,可以对图 5-4 进行结构等效变换。把输入电路的积分器支路相加点前移,与比例支路并联。变换后的并联回路传递函数为 $\Upsilon(s)$ 。

经过结构等效变换后的控制律结构如图 5-5 所示。由加速度反馈所包围的回路称为内回路,由速度反馈所包围的回路称为外回路。

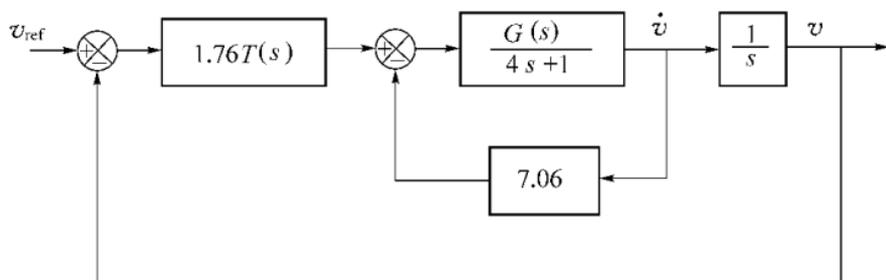


图 5-5 简化方框图

图中：
$$\Upsilon(s) = \frac{1.134(s + 0.029)}{s}$$

$$\alpha(s) = \frac{1.45s(s - 0.04)}{(s + 10)(s + 1.33)(s^2 + 0.03326s + 0.02748)}$$

为了求解外回路的开环极点,需要先研究内回路。内回路的

开环传递函数可以写为

$$\frac{k_N(s - 0.04)}{(s + 0.25)(s + 10)(s + 1.33)(s^2 + 0.03326s + 0.02748)} \quad (5-10)$$

内回路有两个零点 $z_1 = 0.04$, $z_2 = 0$; 有五个极点, 分别为 $p_1 = -0.25$, $p_2 = -10$, $p_3 = -1.33$, $p_{4,5} = -0.018 \pm j0.156$ 。此处 k_N 为内回路开环增益。在一定的范围内 ($0 \rightarrow +\infty$) 改变增益, 可以得到一系列对应的特征根。这一系列的根的分布图称为根轨迹图。在根轨迹图上选择适当增益, 使系统的动态性能趋于满意或最佳。

绘制出内回路的根轨迹如图 5-6。

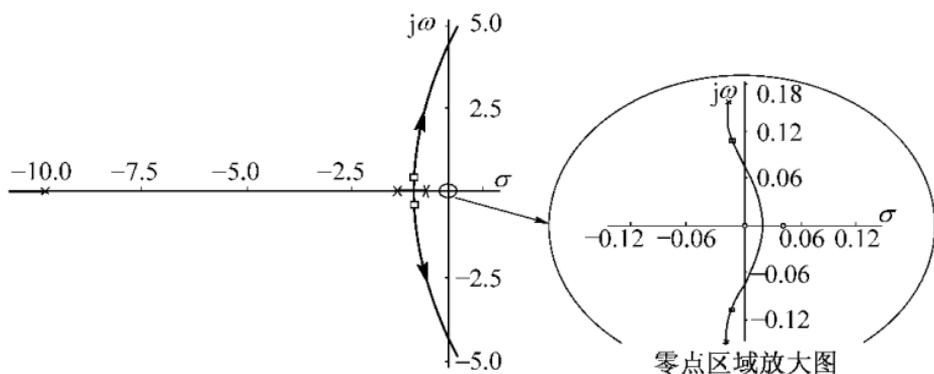


图 5-6 内回路根轨迹图

从内回路的根轨迹图上可以看出, $p_1(-0.25)$ 和 $p_3(-1.33)$ 随着增益加大离开实轴, 变为一对复数根。继续加大增益, 这一对复数根会穿越虚轴, 使系统变为不稳定。 $p_{4,5}(-0.018 \pm j0.156)$ 一对复数根将趋进于两个零点。若继续增大系统增益, 也会穿越虚轴, 使系统变为不稳定。 $p_2(-10)$ 趋于负无穷方向, 对系统的稳定性不产生坏的影响。取内回路系统的开环增益为 3.14 时, 内回路是稳定的, 且具有较好的动态品质。由此可得到内回路的闭环传递函数为

$$F(s) =$$

$$\frac{0.445(s - 0.04)}{(s + 10.04) \chi (s^2 + 1.54s + 0.656) \chi (s^2 + 0.02476s + 0.0127)} \quad (5-11)$$

以上所得到的内回路的闭环极点就是外回路的开环极点,内回路的零点就是外回路的开环零点。由此,可以得到外回路的简化结构图(图 5-7)和系统开环传递函数。

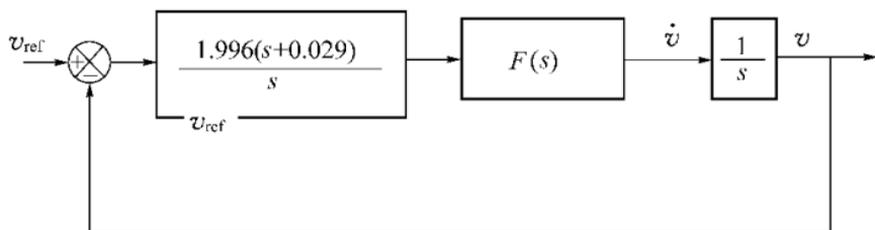


图 5-7 外回路简化方框图

图 5-7 给出的外回路开环传递函数可以写为

$$\frac{k_w(s + 0.029) \chi (s - 0.04)}{(s + 10.04) \chi (s^2 + 1.54s + 0.656) \chi (s^2 + 0.02476s + 0.0127)} \quad (5-12)$$

外回路的传递函数有两个零点,分别为 $z_1 = 0.04$, $z_2 = -0.029$; 有 6 个极点,分别为 $p_1 = 0.0$; $p_2 = -10.04$; $p_{3,4} = -0.7860 \pm j0.2540$; $p_{5,6} = -0.0180 \pm j0.1560$; k_w 为外回路开环增益。同样的方法,可以求得外回路的根轨迹图。从而设计外回路的参数。

外回路的根轨迹如图 5-8 所示。

从根轨迹图上可以看出 $p_{3,4}$ 这一对复数根在系统开环增益加大时进入实轴,变为两个实数根。其中一个根向负方向移动与 p_2 会合,再次离开实轴,向复平面的左方移动;另一个根向右方趋向系统的一个负零点 z_2 ($s = -0.029$)。另一对复数极点 $p_{5,6}$ 先向复平面左边移动,继而转向右,穿越虚轴进入复平面的右半平面。零极点 p_1 趋向于系统另一个零点 z_1 ($s = +0.04$)。当系统开环增益为 0.8882 时,系统极点的位置已标在图 5-8 上。外回路的传递函

数可写为

$$W(s) =$$

$$\frac{0.8882(s + 0.029)(s - 0.04)}{(s - 0.00)(s + 9.91)(s + 1)(s + 0.256)(s^2 + 0.246s + 0.011)} \quad (5-13)$$

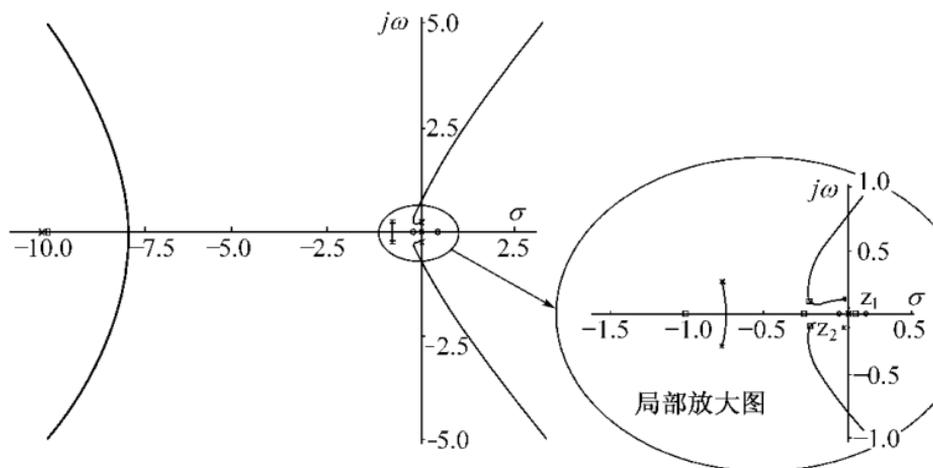


图 5-8 外回路根轨迹图

进一步研究外回路的传递函数发现系统中存在一个很小的正根。所以, 无论怎样选择开环增益, 系统总是不稳定的。出现这种现象的原因是由于飞机方程中有一个零点($s = 0.04$)处于复平面的右半平面。前面已经说过, 为了获得飞行速度的稳定性, 发动机推力线通常设计在飞机重心以下。这个正零点就是因为飞机推力线相对于飞机重心偏离, 改变推力会引起俯仰力矩的变化造成的。这种特点是飞机的固有特性, 这种不稳定趋势通过自动驾驶仪的俯仰稳定功能是可以得到补偿的。

5.1.4 仿真

用根轨迹法设计系统参数是系统设计的第一步, 还需要通过仿真进一步调整系统参数和精确研究系统调节过程。目前, 用于系统仿真的软件功能已经很强大, 使得仿真变得简单易行。所以, 关于仿真问题不在此赘述。但作为系统设计, 仿真这一步是必不

可少的。

5.2 飞行指引系统

飞行指引系统(FDS—Flight Director System)广泛用于当前各种型号的飞机。它是一种半自动飞行仪表系统,是机上各种导航系统的终端处理及显示系统,它接收飞机上航向姿态系统、导航系统、大气数据计算机系统及设备输出的信息,除向驾驶员提供连续的常规的飞行姿态(俯仰、倾斜)、航向及航道、下滑等导航位置显示外,还可给驾驶员提供经过逻辑处理与综合计算得到的操纵飞机所需的操纵指令,使驾驶员在巡航、着陆、进场飞行时,可根据指引仪表显示的操纵指令,方便准确地操纵飞机,使飞机准确地切入或保持在希望的航迹上。而当飞行指引系统与自动飞行控制系统耦合,即飞行指引系统与自动飞行控制系统交联使用时,利用飞行指引系统可以监控自动飞行控制系统工作正常与否。飞行指引系统是夜间或复杂气象条件下飞行的必备设备。

本节主要介绍飞行指引系统的组成、功能、工作方式及工作原理,并举例说明某型飞机指引系统多模态控制律的设计方法。在飞行指引系统工作过程中,驾驶员被包括在飞行指引控制律闭环回路中形成“人—机”闭环系统,驾驶员的操纵特性对飞行指引系统的响应品质影响甚大,因此本节也将简要介绍驾驶员的数学模型。

5.2.1 系统的组成、功能及工作原理

5.2.1.1 系统的组成

不同型号的飞行指引系统组成略有不同。通常,飞行指引系统由指引计算机、指引指示器、指引放大器、指引操纵台、指引状态显示器等部件组成。图 5-9 虚框内为飞行指引系统的组成。

1) 指引指示器

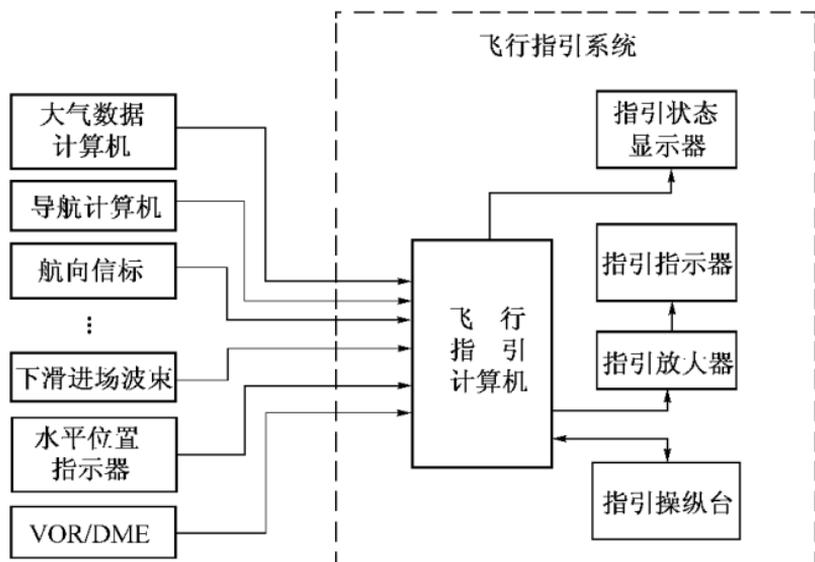


图 5-9 飞行指引系统的组成

指引指示器是飞行指引系统的一个部件，亦称指令驾驶仪表，通常安装在座舱前视仪表板上，作为飞机上的主视仪表供驾驶员判读飞机的姿态（俯仰、倾斜）及操纵指令等信息，驾驶员可按照指引指示器为其提供的俯仰、倾斜指令操纵飞机。当飞行指引系统与自动飞行控制系统耦合时，驾驶员可以利用指引指示器指令指针的移动与驾驶杆的移动来监控自动飞行控制系统工作是否正常。

指引指示器通常是一个伺服式的机械或电子显示仪表，它具有显示、指令和监报告警功能。图 5-10 所示为常见的两种指引指示器的正面图。

（1）指引指示器显示功能

① 俯仰姿态由卷屏刻度盘 3 相对于固定小飞机 4 的位置来判读。

② 倾斜姿态由活动倾斜游标 2 相对于固定刻度盘 1 的位置来判读。

③ 转弯速率由转弯速率指针 7 相对于航向指示板 8 上的固定准线判读。

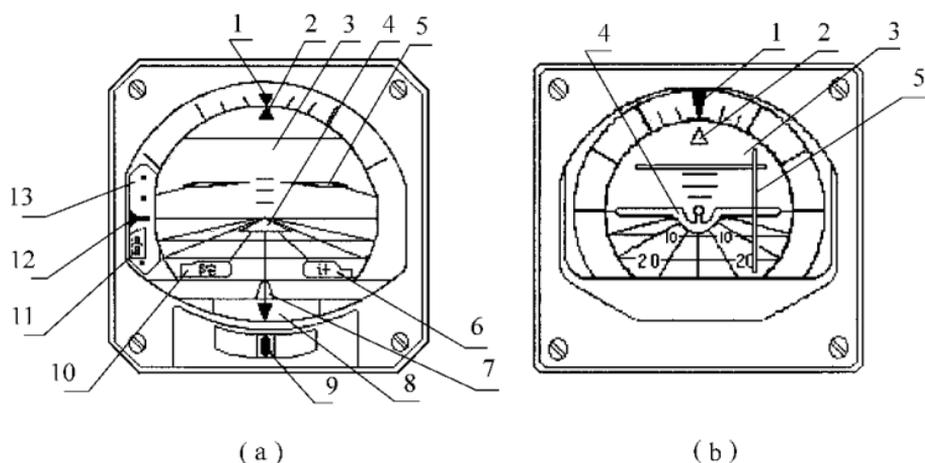


图 5-10 飞行指引指示器正面图

1—固定刻度盘；2—活动倾斜游标；3—卷屏刻度盘；4—固定小飞机；
5—指令指针；6—计算机旗；7—转弯速率指针；8—航向指示板；9—侧滑仪；
10—陀螺旗；11—下滑旗；12—下滑偏差指针；13—下滑指示板。

④ 下滑偏差由下滑偏差指针 12 相对于下滑指示板 13 上的固定准线判读。

⑤ 侧滑显示由侧滑仪 9 内的活动小球相对于侧滑仪本体侧滑位移来判读。

(2) 指引指示器指令功能

由俯仰操纵指令信号和倾斜操纵指令信号综合驱动整体动作的两根“V”形指令指针(或者纵、横向各自动作的“+”形指令指针),当其停留在相对于固定小飞机 4 的某一位置而不和固定小飞机紧紧重合时,认为这时的指令指针就显示了“操纵指令”。驾驶员按此操纵指令操纵驾驶杆,调整飞机飞行状态,使指令指针与固定小飞机重合,这时飞机就切入和保持在希望的航迹上。

① 俯仰操纵指令是由指令指针 5 相对于固定小飞机 4 的俯仰方向和俯仰刻度来判读。

② 倾斜操纵指令是由指令指针相对于固定小飞机的倾斜方向和倾斜刻度来判读。

(3) 指引指示器监控告警功能

用三个红色告警旗 6、10、11 分别显示指引计算机、陀螺、着陆

下滑系统的故障告警。

当指引计算机、陀螺、着陆下滑系统无故障时,指引计算机旗、陀螺旗、下滑旗不进入指引指示器的表盘内;当这些系统有故障时,其相应的故障旗将分别进入指引指示器的表盘以提示故障。

2) 指引计算机

指引计算机是飞行指引系统的核心部件。指引计算机根据不同的指引模态,接收来自于相应信号源的信号,对俯仰姿态误差、倾斜姿态误差、航向误差、导航误差、高度误差、下滑误差、空速误差、高度速率误差等信号进行综合计算和逻辑处理,形成俯仰和倾斜操纵指令信号,通过指引放大器驱动指引指令指针作俯仰和倾斜操纵指示,通过监控电路和旗电路对电源电压、状态电压、俯仰和倾斜信号进行监控,以控制各种告警的状态。

为了减轻重量及结构紧凑,某些型号飞机的指引计算机功能被纳入飞行控制计算机中成为自动飞行控制/指引系统,使之具有飞行指引功能而无单独的指引计算机部件。

3) 指引放大器

指引放大器完成各种误差及指示信号的变换、放大,用来驱动指引指示器内的伺服电机和电流计,以实现飞行指引系统的显示、指引和监报告警功能:①驱动指引指示器内的俯仰刻度电机和倾斜游标电机,以显示飞机现有的姿态;②驱动指引指示器指令指针的俯仰指令和倾斜指令电机,以显示操纵指令;③驱动指引指示器内的转弯速率指针,以显示飞机的转弯速率;④驱动指引指示器内的陀螺旗、计算机旗、下滑着陆旗,以显示被监控电路工作是否正常。

某些型号的指引放大器被设计制造成与自动驾驶仪放大器的功能于一体,使之具有指引放大器功能而不存在单独的指引放大器。

4) 指引操纵台

指引操纵台是飞行指引系统的一个部件,驾驶员用该部件接通/断开飞行指引系统,并选择飞行指引系统的工作模态。

有些型号飞机的指引操纵台被设计制造成与飞行控制系统操纵台于一体而不存在单独的指引操纵台。图 5-11 为某型飞机的自动飞行控制/指引系统的操纵台正面图。驾驶员通过按压操纵台面板上的各个按钮来实现飞行控制/指引系统的投入/断开以及各个模式的接通/断开。

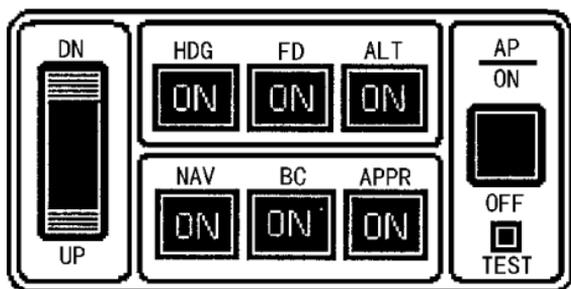


图 5-11 某型飞机自动飞行控制/指引系统操纵台正面图

当驾驶员按压操纵台面板上的 FD 按钮时,飞行指引系统就被接通,相应的操纵面板 FD 按钮的“ON”灯及指引状态显示器(见图 5-12)上的“FD”灯将被点亮。再次按压操纵台面板上的 FD 按钮时,飞行指引系统就被断开,相应的操纵台面板 FD 按钮的“ON”灯及指引状态显示器上的“FD”灯将被熄灭。

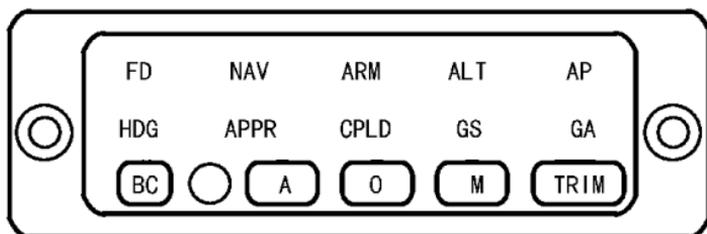


图 5-12 某型飞机自动飞行控制/指引系统状态显示器正面图

在飞行指引系统接通的状态下,按压操纵台面板上的模式按钮(如航向选择与保持模式按钮“HDG”等),该按钮上的“ON”灯及指引状态显示器上的模式灯(如“HDG”等)将被点亮,此时指引指示器上的指令指针 5 与固定小飞机 4 的偏离量就显示出了要完成预定飞行模式(如“HDG”等)驾驶员所需要的操纵指令,驾驶员

根据该操纵指令操纵驾驶杆,就可准确地将飞机切入或保持在希望的飞行航迹上。再次按压“HDG”模态按钮,则可解除“HDG”模态,与之相应,指引状态显示器上的“HDG”灯将被熄灭。

5) 指引状态显示器

指引状态显示器是飞行指引系统的一个部件,该部件通常安装在飞机座舱的前仪表板上,它显示了飞行指引系统的工作状态,是驾驶员随时掌握飞行情况的重要显示装置。

有些型号飞机的指引状态显示器被设计制造成与自动飞行控制系统状态显示器于一体而不存在单独的指引状态显示器。图5-12为某型飞机的自动飞行控制/指引系统状态显示正面图。自动飞行控制/指引系统的接通/断开状态及驾驶员接通的各个模式均可在自动飞行控制/指引系统的状态显示器上显示出来。

5.2.1.2 系统的功能

飞行指引系统型号的不同,其功能也略有不同,飞行指引系统具有以下三大功能:显示、指令和监报告警功能。

(1) 显示功能。飞行指引系统的指引指示器可显示飞机俯仰、倾斜姿态角、下滑误差、转弯速率和侧滑等状态供驾驶员判读。

(2) 指令功能。飞行指引系统的指引指示器可显示飞机俯仰、倾斜操纵指令。驾驶员根据操纵指令操纵飞机,使飞机准确切入并保持在希望的飞行航迹上。

(3) 监报告警功能。飞行指引系统的指引指示器可显示指引计算机旗、陀螺旗、下滑旗等告警信号。当飞行指引系统与自动飞行控制系统耦合(指飞行指引系统与自动飞行控制系统交联使用)时,驾驶员可以利用指引指示器的指令指针的移动与驾驶杆的移动来监控飞行控制系统工作是否正常。

5.2.1.3 系统的工作方式

飞行指引系统有指引方式和监控方式两种工作方式。

1) 指引方式(FD without AP)

指引方式即飞行指引系统独立工作,此时飞行指引系统接通而自动飞行控制系统不接通,飞行指引计算机不与自动飞行控制

系统交联。在飞行中,来自各种信息源和传感器的信号被送入指引计算机,指引计算机按照指引操纵台上由驾驶员设置的飞行指引状态,进行相应的飞行指引控制律计算,产生俯仰和/或倾斜操纵指令信号,然后将这些指令信号送到指引放大器放大,再送给指示器的指令指针进行显示。驾驶员按此指令操纵飞机使指令指针与固定小飞机重合,飞机便处在所要求的预定的飞行状态。

2) 监控方式(FD with AP)

监控方式指飞行指引系统与自动飞行控制系统均接通工作,此时飞行指引计算机与自动飞行控制系统有信号交联。在飞行中,来自各种信号源和传感器的信号被送入自动飞行控制系统,飞行控制计算机按照驾驶员设置的飞行状态,进行相应的控制律计算后产生俯仰和/或倾斜稳定及控制信号,然后一方面将这些信号送给自动飞行控制系统的执行机构——串、并联舵机,自动控制飞机到期望的飞行航线上,另一方面将这些信号送给飞行指引系统经指引放大器放大后驱动指引指示器的指令指针。驾驶员通过观察指引指示器指针的移动及驾驶杆的运动方向来判断自动飞行控制系统工作是否正常。工作原理结构图如图 5-13 所示。

为了形象地说明飞行指引系统的这两种工作方式,分别给出

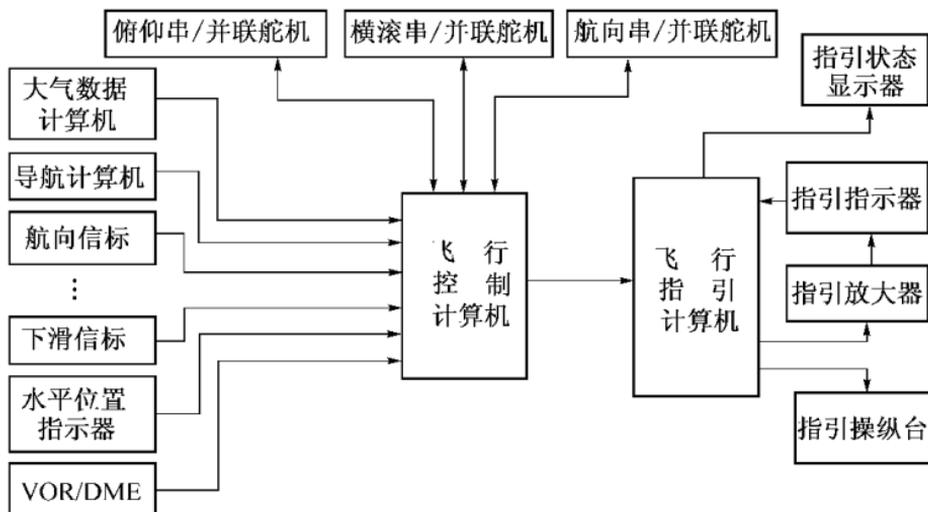


图 5-13 飞行指引系统监控工作方式

某型直升机飞行指引系统在指引工作方式(图 5-14)和监控工作方式(图 5-15)时的工作示意图。

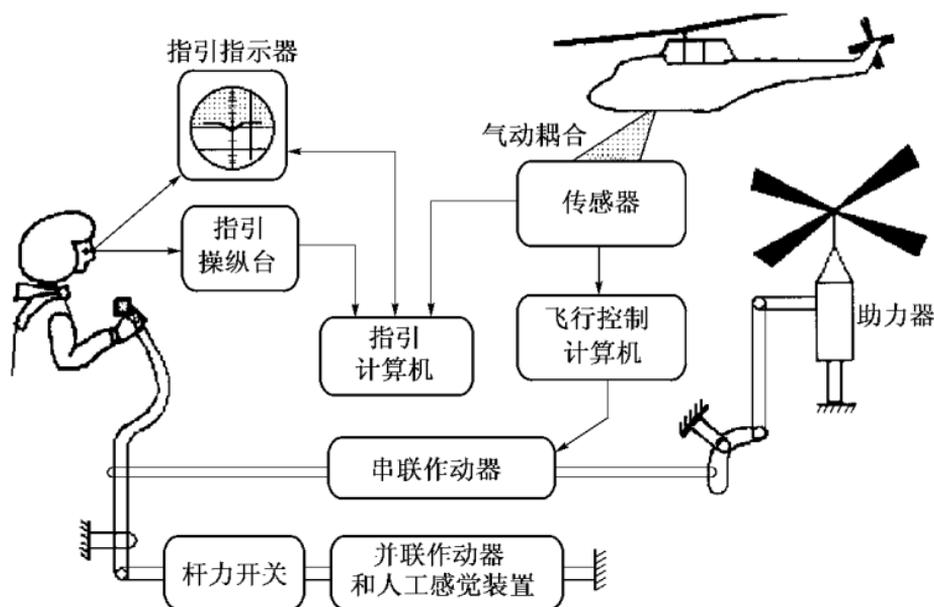


图 5-14 飞行指引系统在指引工作方式示意图

从图 5-14 中可见指引计算机不与自动飞行控制系统交联。驾驶员只需要接通飞行指引系统,通过观察指引指示器的指令指针所显示的操纵指令人工操纵飞机。当驾驶员操纵飞机使指引指示器指令指针与固定小飞机(用“V”指针表示)重合时,飞机便处在所预期的飞行航线上。此方式即为飞行指引系统的指引工作方式。

从图 5-15 中可见指引计算机与自动飞行控制系统交联,由飞行控制系统计算得到的控制信号送给其执行机构——串、并联舵机以操纵飞机,使飞机切入或保持在期望的飞行航迹线上,该控制信号还送入飞行指引系统经过处理及放大后驱动指引指示器指令指针显示俯仰或倾斜操纵指令,而驾驶员则通过观察指引指示器指令指针的移动及驾驶杆的运动来判断自动飞行控制系统工作是否正常。因此在飞行中,驾驶员需接通自动飞行控制系统和飞行指引系统。此方式为飞行指引系统的监控工作方式。

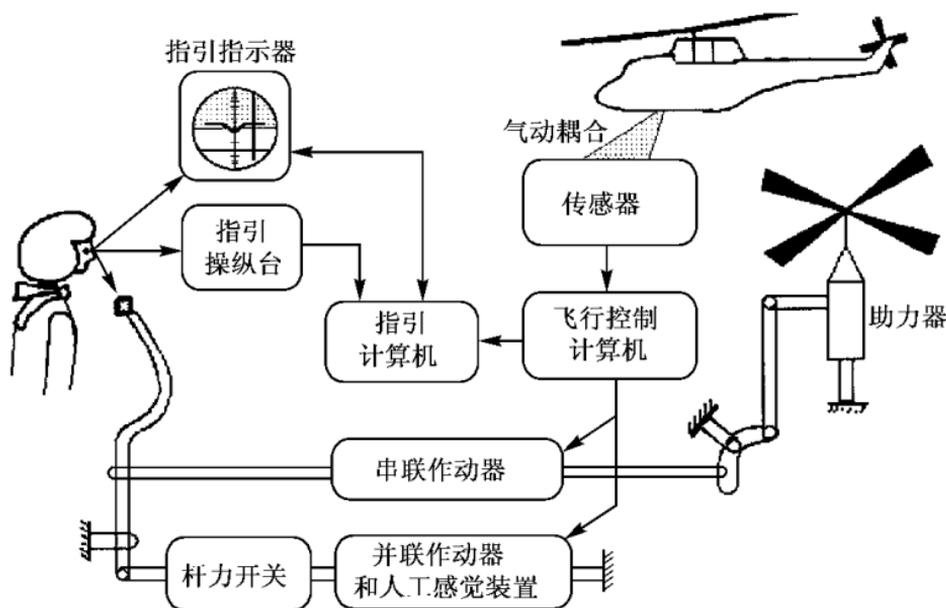


图 5-15 飞行指引系统监控工作方式示意图

5.2.1.4 系统的工作原理

1) 显示功能工作原理

如果飞行指引系统未投入,则指引指示器中的指令指针隐没,指引指示器退化为常规的地平仪,提供倾斜、俯仰姿态显示及转弯速率、下滑偏差、侧滑显示等。以下概要介绍机电式指引指示器的显示功能工作原理。

(1) 倾斜姿态显示

垂直陀螺倾斜发送器发出一个 400Hz 的交流倾斜信号(或其他形式的倾斜信号),其相位与飞机倾斜的方向对应,幅值与倾斜的大小成比例。当指引指示器中的倾斜姿态同步接收器与垂直陀螺中的倾斜发送器位置不协调时,就产生了倾斜姿态误差信号。该误差信号加到指引放大器的倾斜姿态伺服放大器中,经放大后的信号驱动指引指示器中的伺服电机,带动倾斜游标转动,同时带动倾斜同步接收器的转子转动,一直到误差信号减小到零。当误差信号为零时,倾斜游标所指示的角度,就表示了飞机实际的倾斜姿态角。其工作原理框图如图 5-16 所示。

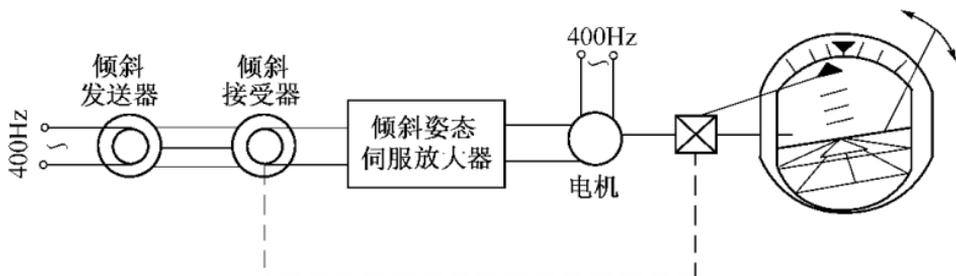


图 5-16 倾斜姿态显示原理框图

(2) 俯仰姿态显示

垂直陀螺俯仰发送器发出一个 400Hz 的交流俯仰信号(或其他形式的俯仰信号),其相位与飞机俯仰的方向对应,幅值与俯仰的大小成比例。当指引指示器中的俯仰姿态同步接收器与垂直陀螺中的俯仰发送器的位置不协调时,就产生了俯仰姿态误差信号。该误差信号加到指引放大器的俯仰姿态伺服放大器中,经放大后的信号驱动指引指示器中的伺服电机,带动卷屏刻度盘转动,同时带动俯仰同步接收器的转子转动,一直到误差信号减小到零。当误差信号为零时,卷屏刻度盘所指的角度,就表示了飞机实际的俯仰姿态角。其工作原理框图如图 5-17 所示。

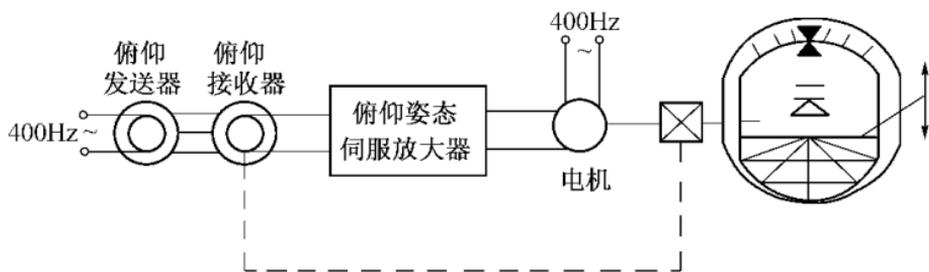


图 5-17 俯仰姿态显示原理框图

(3) 转弯速率显示

速率陀螺发送出一个转弯速率信号,加到指引放大器中经放大后,驱动指引指示器中的转弯速率电流计工作。电流计动作的大小与转弯速率信号的幅值成比例,电流计转动的方向与转弯速率信号的相位相对应。当飞机作左转弯飞行时,电流计指针向左

偏转,反之向右偏转。当飞机平直飞行时,电流计指针在中间刻线上。

(4) 下滑偏差显示

仪表着陆系统发出下滑偏差直流信号,加在指引指示器的下滑偏差电流计上,其信号的大小对应电流计的偏差角度。当飞机在给定的下滑波束等强信号区中飞行时,电流计指针显示的偏差为零,即零刻线代表飞机,指针代表下滑波束等强信号区。当飞机在下滑波束等强信号区的下方飞行时,电流计指针显示在零刻线的上方,反之在零刻线的下方。

(5) 侧滑显示

当飞机有侧滑转弯时,指引指示器中侧滑球移动量与飞机的侧滑角大小成比例,方向与侧滑方向相同。

2) 指引功能工作原理

飞机运动可分为俯仰和横滚运动,为了切入和保持在希望的航迹上,驾驶员必须操纵飞机改变飞行姿态和航迹。飞行指引系统则显示出驾驶员操纵飞机时所需的俯仰和倾斜操纵指令信号。

当飞机指引系统接通后,指引指示器指令指针进入视界,按照飞行指引系统所设定的工作模态,提供俯仰操纵指令及倾斜操纵指令的指引功能。

(1) 倾斜指令信号

指引计算机的横滚通道产生倾斜操纵指令信号,并经指引放大器放大后,驱动指引指示器的“V”形指令指针作倾斜(或“+”字指令指针“|”针偏离中心)的操纵指示,该指令信号的大小与飞机在完成指定工作状态所需的倾斜操纵量(或所需的倾斜角度)成比例,该指令信号的指令方向与飞机在完成指定工作状态所需的倾斜操纵(或所需的倾斜角度)的方向相对应。

根据飞机指引系统所设定的不同的工作模态,指引计算机的横滚通道分别接收航向偏差、航道偏差、伏尔/塔康/航向信标(VOR/TAC/LOC)无线电偏差信号等,经过滤波、放大、限幅及综合

处理(或者经过飞行指引系统各模态控制律的计算)后产生倾斜指令信号。

来自指引计算机横滚通道的倾斜指令信号,经伺服放大器变换、放大后,驱动指引指示器的伺服电机、减速器带动“V”形指令指针倾斜(或“+”字指令指针的“|”针偏离中心),此即为倾斜操纵指令。只要指引计算机横滚通道有输出信号,指针就一直随之倾斜下去。在伺服电机带动指针转动的同时,同轴带动倾斜指令发送器转子转动,而从倾斜指令发送器定子输出指令针倾斜位置负反馈信号给伺服放大器。当负反馈信号与指引计算机横滚通道输出的倾斜指令信号相等时,伺服电机停转,指针就在某个位置停下来,显示出飞机应操纵的量值,此时倾斜操纵指令就完成了。

由指针显示出的倾斜操纵指令,就是飞机达到设定飞行模式所期望的飞行航迹所需要的操纵指令。驾驶员按此指令操纵飞机,使小飞机向指针的方向靠拢,此刻飞机跟着倾斜并开始减小误差。这时垂直陀螺及相应的传感器感受到这些信号,并将这些信号送给指引计算机横滚通道,经过综合处理(即控制律的计算)使倾斜指令减小。当飞机达到预期的航迹位置时,倾斜操纵指令信号为零,指令指针处于水平(或“|”针回中)位置。其工作原理图如图5-18所示。

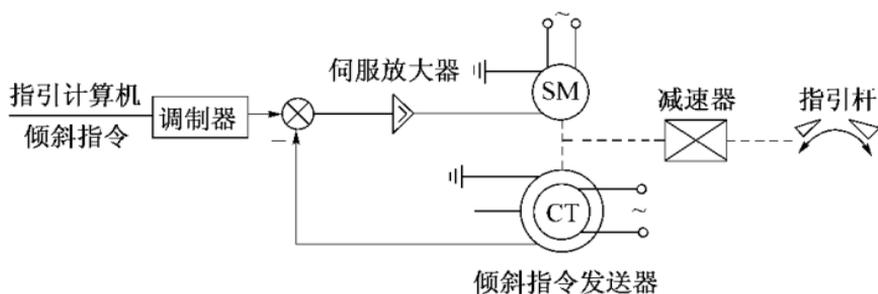


图 5-18 横滚通道倾斜指令信号原理图

(2) 俯仰指令信号

指引计算机的俯仰通道产生俯仰指令信号,并经指引放大器放大后,驱动指引指示器中的“V”形指令指针(或“+”字指令指

针的“ - ”针偏离中心)作俯仰操纵指示,该指令信号的大小与飞机在完成指定工作模式所需的俯仰操纵量(或所需的俯仰角度)成比例,该指引信号的指示方向与飞机在完成指定工作模式所需的俯仰操纵(或所需的俯仰角度)的方向相对应。

根据飞行指引系统所设定的不同的工作模式,指引计算机的俯仰通道分别接收高度偏差信号、高度速度偏差信号、空速偏差信号、下滑偏差等信号,经过滤波、放大、限幅、综合处理(或者经过飞行指引系统各模式控制律的计算)后产生俯仰指令信号。

来自指引计算机俯仰通道的指令信号,经伺服放大器变换、放大后,驱动指引指示器的伺服电机、减速器带动“V”形指令指针(或“+”字指令指针的“-”针)作俯仰运动,此即为俯仰操纵指令。只要指引计算机的俯仰通道有输出信号,指针就一直随之俯仰下去。在伺服电机带动指针转动的同时,同轴带动俯仰指令发送器转子转动,而从俯仰指令发送器定子输出指针俯仰位置负反馈信号给伺服放大器。当负反馈信号与指引计算机俯仰通道输出的指令信号相等时,伺服电机停转,指针就在某个位置停下来,显示出飞机应该俯仰操纵的量值,此时俯仰操纵指令就完成。

由俯仰指令指针显示出的俯仰操纵指令,就是飞机达到设定飞行模式所期望的飞行航迹所需要的操纵指令。驾驶员按此指令操纵飞机,使小飞机向指令杆的方向靠拢,此刻飞机跟着俯仰并开始减小误差。这时垂直陀螺及相应的传感器感受到这些信号,并将这些信号送给指引计算机俯仰通道,经过综合处理(或控制律的计算)使俯仰指令减小。当飞机达到预期的航迹位置时,俯仰操纵指令信号为零,指针(或“-”针回中)。其工作原理图与图5-18相似。

现代飞机多采用电子飞行仪表系统(EFIS—electric flight instrument system)取代机电式的飞行指引器。在这种情况下,飞行指引系统工作原理不变,而飞行指引指示器的输入信号采用总线输入。

5.2.2 控制律设计

5.2.2.1 驾驶员模型描述

如前所述,在飞行指引系统以指引方式工作过程中,驾驶员按照指引指示器显示的操纵指令控制飞机,从而形成“飞机—驾驶员”系统,或简称“人—机”系统。人作为整个系统中的一个环节。所以在进行飞行指引系统控制律设计时,有必要研究驾驶员的数学模型。

人是极复杂的系统。欲将人的一般行为作数学模型化是十分困难的,例如,人的气质、想象力、创造性、情绪等影响行为的特征,显然难以用数学模型加以描述。但是,具体到驾驶员操纵飞机完成各项飞行任务的控制行为,其数学模型化却是可能的。虽然对不同的人来说,可能会有某些行为上的细微差别,但总体上看,受任务要求的制约,人们的控制行为有其一定的规律性。这种规律性就是人的控制行为能够加以数学模型化的基础。

驾驶员(人)的某些特性是其独有的。驾驶员的输入—输出关系难以简单地描述成线性、非线性、时变的、随机的或离散的,事实上它是这些特性的组合。此外,因为人是从经验中获得知识的,所以人是具有高度自适应性的控制者。影响人的性能的其他因素还有动机、疲劳和事先的训练。虽然实验数据表明人的传递函数具有非线性、时变性、随机性和自适应等特性,但大多数所要求的模型都是用一二个特性作为重点的近似方法。

对“人—机”系统来说,人参与系统的运行,意味着人通过他的感官接收外界的信息,从中选取与任务有关的有用信息,与预定任务要求加以比较,然后根据需要采用一定的控制策略进行操纵,使系统的输出尽可能接近预定目标。因此想用数学模型描述的驾驶员模型大体可分为三部分:信息处理、决策和控制。

随着时代的发展,人和飞机的相互关系也在逐步发生变化。例如,自动器的大量引入,使驾驶员对飞机的运行的直接控制逐步演变成监视自动器的工作,管理自动飞行控制系统执行不同的指

令,以及发现和处理自动器的故障等,人的控制作用逐渐由实时控制而变成监控和指挥飞机的运行。这将使飞行员的数学模型化有本质的改变。前者是将人的实时控制视为伺服机构;后者则视人的数学模型犹如分时计算机,以适应多项任务的管理,以及逻辑判断以寻找失效的自动器并决策处理方案。下面仅介绍驾驶员实时控制的数学模型。

在由驾驶员完成的许多任务中,驾驶员的动作就像伺服控制系统的动作一样。例如在进行高度保持、速度保持、姿态保持、进场着陆等动作,要求驾驶员监控飞机的高度、速度、姿态、位置等,并通过操纵系统的动作来保持这些变量接近于它们的要求值。图 5-19 为驾驶员完成以上修正任务的原理方框图。

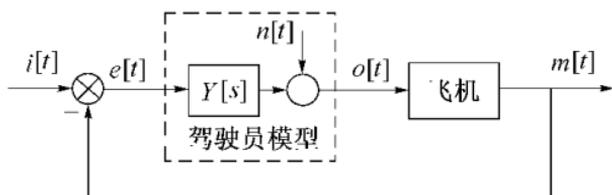


图 5-19 具有驾驶员模型的追踪任务

图 5-19 中,驾驶员的模型由两部分组成,即线性描述函数 $Y(s)$,以及剩余部分 $n(t)$ 。由于线性化模型总是不能完全描述驾驶员,所以只靠 $Y(s)$ 本身是不够的,而必须包括剩余部分 $n(t)$ 。在完成以上追踪任务时,驾驶员必须控制飞机的反应 $m(t)$ 使它尽可能地接近要求的飞机反应 $i(t)$ 。驾驶员通过观察瞬态误差 $e(t)$,并改变他对飞机的输入 $a(t)$ 来完成这一任务。已经得知,驾驶员的操纵方法主要受输入 $i(t)$ 的类型、操纵系统的动态特性、显示器特性及飞机动态特性的影响,有效的驾驶员模型必须反映这些影响。研究结果表明,在这类操纵情况下,驾驶员模型可用下式近似表示。

$$Y(s) = K_p e^{-\tau_s} \frac{(T_A s + 1)}{(T_L s + 1)} \times$$

$$\left\{ \frac{(T_K s + 1)}{(T_R s + 1)(T_N s + 1) \left[\left(\frac{s}{\omega_n} \right)^2 + 2 \frac{\xi_n}{\omega_n} s + 1 \right]} \right\} \quad (5-14)$$

式中 $e^{-\tau s}$ 代表与神经传导和刺激有关的驾驶员体内的传递时间延迟,大括号中的因子是手臂神经肌肉系统的动态特性的表达式,其典型值为 $T_N = 0.1s$, $\omega_n = 16.5 \text{ rad/s}$, $\xi_n = 0.12$, $T_K s + 1/T_R s + 1$ 代表一项频率很低的滞后或超前分量, $k_p(T_A s + 1)(T_L s + 1)$ 是模型的自适应部分。通常驾驶员改变 k_p 、 T_A 、 T_L 的值以适应被操纵的特定系统。以上传递函数较为复杂。对于大多数工程应用问题,1957年 McRuer 和 Krendel 提出一个近似的有用的驾驶员模型

$$Y(s) = k_p e^{-\tau s} \frac{(T_A s + 1)}{(T_L s + 1)(T_N s + 1)} \quad (5-15)$$

式中的参考数值为 $\tau = 0.2s \pm 20\%$; $T_A = 0 \sim 2.5s$ (可变); $T_L = 0 \sim 20s$ (可变); $T_N = 0.1s \pm 20\%$, $k_p = 1 \sim 100$ (可变)。

上述这些数值表明人的传递函数变化范围很大并具有自适应性。

驾驶员在参与操纵时,为避免系统稳定性下降或出现“人—机”诱发振荡现象,驾驶员必须遵照飞行条令的规定,敏捷、柔和地实施操纵,尽量减小其惯性时间常数和延迟时间。

5.2.2.2 飞行指引系统控制律设计

近年来随着航空运输业的发展以及作战模式的复杂化,各种型号的民用飞机和军用飞机飞行指引系统的指引模态也日趋多样。对于不同型号和使用目的飞机,其飞行指引系统的指引模态设置也有所不同。例如某军用直升机的飞行指引系统具有空速保持模态、高度保持模态、垂直速度保持模态、航向选择/保持模态及多普勒导航模态;某型号军用飞机的飞行指引系统指引模态具有航向选择/保持模态、自动进场模态、下滑模态及人工俯仰模态;而某型号民用飞机的飞行指引系统在爬升、巡航到下降着陆各个飞行剖面的大部分飞行任务中均具有指引模态,包括高度预选/保持

模态、航向选择/保持模态、多普勒导航模态、自动进场模态、下滑模态。正是这些多模态控制律的综合设计给驾驶员的操纵提供了极大的便利,使驾驶员可以按照指引指示器提供的操纵指令方便精确地驾驶飞机或利用飞行指引系统监控自动驾驶仪的工作是否正常。

在进行飞行指引系统控制律设计之前,需要说明的一点就是自动飞行控制系统的控制对象与飞行指引系统的控制对象有所不同。自动飞行控制系统的控制对象是飞机,通过控制舵面的偏转角度和油门的位置,使飞机达到预期的姿态或位置,且这一过程由控制系统自动完成。飞行指引系统的控制对象则是指引指示器的指令指针,而飞机仍然由驾驶员操纵或者由飞行控制系统自动控制。来自于传感器的偏差信号经过飞行指引系统控制律的计算后,产生纠正这些偏差的俯仰或倾斜操纵指令信号,然后将操纵指令信号加到指引指示器的指令指针,使指令指针倾斜(或偏离中心)相应的位置,给驾驶员显示纠正此刻的偏差所需要操纵驾驶杆的方向和大小(即指引作用),驾驶员根据指引指示器显示的操纵指令操纵飞机,随着飞机偏差的逐渐减小,指令指针显示的操纵指令信号也逐渐减小,当指针水平(或回中)时,驾驶杆的操纵也应为零,此时飞机就处于预期的飞行航迹。这也就是飞行指引系统在指引工作方式的情况。当飞行指引系统在监控工作方式时,来自于各传感器的偏差信号经过飞行控制系统控制律的计算后,产生纠正这些偏差的俯仰或倾斜控制信号,一方面将这些控制信号加到串、并联舵机以自动控制飞机,另一方面将这些控制信号加到飞行指引系统按一定的控制律计算后形成相应的俯仰或倾斜操纵指令信号使指针倾斜(或偏离中心)相应的位置,显示飞行控制系统纠正此刻的偏差而带动驾驶杆运动的方向和大小。当然此刻飞机由飞行控制系统自动控制而不需要驾驶员操纵,驾驶员可根据指引指示器显示的操纵指令的大小和方向,与飞行控制系统操纵飞机时带动驾驶杆运动的情况以及其他仪表的显示相比较,从而确定飞行控制系统的工作是否正常。

现以某型军用直升机为例说明其飞行指引系统在投入气压高度保持模态(ALT)时其控制律的设计方法。气压高度保持模态的功能就是通过俯仰姿态的控制来实现的,而飞行指引指示器则相应指示欲保持该高度驾驶员所需要的俯仰操纵指令。其他模态控制律的设计方法类似,因此不再一一叙述。

该型直升机的飞行控制计算机与飞行指引计算机综合在一个机箱里,其飞行指引操纵台也与飞行控制操纵台综合在一起,共同构成飞行控制/指引系统。

下面建立仿真系统数学模型。

(1) 指引地平仪指针模型

指引地平仪模型可简化为如下的惯性环节

$$G_2(s) = \frac{1}{T_3 s + 1} \quad (5-16)$$

其中, T_3 为指引地平仪指针的时间常数, $T_3 = 0.66s$;

(2) 驾驶员数学模型

如前所述,确切的驾驶员数学模型应包括放大、滞后、随机和自适应等特性。但在大多数情况下,根据需要可重点考虑其一个或几个特性,因而各种场合中使用的驾驶员模型也不尽相同。本文采用如下的驾驶员数学模型:

$$G_1(s) = \frac{k(T_1 s + 1)}{T_2 s + 1} e^{-\tau s} \quad (5-17)$$

式中 $e^{-\tau s}$ 表示与神经传导和刺激有关的人体传递时间延迟, $\tau = 0.1s$; $\frac{1}{T_2 s + 1}$ 表示手臂(或腿部)的神经肌肉动作的惯性特性; T_2 为时间常数, $T_2 = 0.1s$; $T_1 s + 1$ 为人脑及眼睛的超前特性, T_1 为时间常数, $T_1 = 0.5s$; k 为放大系数。

(3) 直升机模型

根据仿真计算要求,选取飞行状态:高度 $H_0 = 500m$,飞行速度 $u_0 = 43.8m/s$,其矩阵形式的六自由度小扰动运动方程及参数如下:

$$\dot{X} = AX + BU$$

这里： $X = [u \quad v \quad w \quad \vartheta \quad \gamma \quad \Psi \quad \dot{\vartheta} \quad \dot{\gamma} \quad \dot{\psi}]^T$

$$U = [B_{1c} \quad A_{1c} \quad \delta_c \quad \theta_c]^T$$

式中 u 为沿 x 轴方向的速度增量 (m/s) ; v 为沿 y 轴方向的速度增量 (m/s) ; w 为沿 z 轴方向的速度增量 (m/s) ; ϑ 为直升机俯仰角增量 (rad) ; γ 为直升机倾斜角增量 (rad) ; Ψ 为直升机偏航角增量 (rad) ; $\dot{\vartheta}$ 为直升机俯仰角速度增量 (rad/s) ; $\dot{\gamma}$ 为直升机倾斜角速度增量 (rad/s) ; $\dot{\Psi}$ 为直升机偏航角速度增量 (rad/s) ; B_{1c} 为直升机周期杆纵向操纵量 (mm) ; A_{1c} 为直升机周期杆横向操纵量 (mm) ; δ_c 为直升机航向 (脚踏) 操纵量 (mm) ; θ_c 为直升机总距操纵量 (mm) 。

A 为 9×9 的状态矩阵, B 为 9×4 的输入矩阵。

$A =$

$$\begin{bmatrix} -.0304 & -.0137 & .0113 & -9.795 & .0060 & -.537 & 1.125 & -.2790 & .0438 \\ .0065 & -.1430 & .0226 & 0.000 & 9.795 & -.108 & -.263 & -.108 & -43.88 \\ -.0170 & -.0105 & -.735 & .1078 & .5380 & 0.000 & 43.80 & -.0587 & -.0141 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 1.000 & 0.000 & 0.000 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 1.000 & 0.000 \\ 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 0.000 & 1.000 \\ .0150 & .0014 & -.0416 & .0002 & .0010 & 0.000 & -1.160 & .3050 & .0177 \\ .0142 & -.090 & .1006 & .00002 & .0001 & 0.000 & -1.23 & -3.15 & -.0451 \\ -.0136 & .535 & -.0154 & 0.000 & -.00001 & 0.000 & .5778 & -.378 & -.2045 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} .01906 & 0.0000 & 0.0000 & -.00051 \\ -.00302 & .01341 & -.03151 & .00376 \\ .06114 & 0.0012 & 0.0000 & -.12605 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ -.02584 & .00138 & -.00114 & 0.0000 \\ -.01201 & .06810 & .01494 & .00881 \\ .00216 & .00632 & .0573 & .01040 \end{bmatrix}$$

通过对直升机自然安定性的分析得知,直升机的稳定性较差,

尤其是在低速或悬停状态时,直升机对外界扰动呈现发散的振荡特性,因此直升机上通常均装有增稳或控制增稳系统以增加系统的安定性,它们已成为飞行控制系统不可缺少的组成部分,并且从起飞到着陆的大部分过程都是接通的。

当驾驶员操纵直升机的倾斜盘纵向倾斜时,它不仅引起俯仰角显著变化,而且由于旋翼气动力沿垂直轴的分量也会变化,从而引起垂直速度及高度的变化,所以俯仰角或是高度都可以通过主旋翼的自动倾斜来进行控制。在这种情况下要想自动保持高度,就不可能再自动保持俯仰角,对于通过自动倾斜器控制高度系统而言,俯仰角及俯仰角速度信号是起着提高稳定性的作用,因此高度控制系统可以把俯仰角自动控制系统作为内回路,通常的飞行指引系统是航迹控制系统或速度控制系统,如高度保持模态、航向保持/选择模态、空速保持模态等。因此直升机飞行指引系统控制律的构型将会是由具有增稳功能的内回路与航迹控制或速度控制的外回路构成。

本例直升机飞行指引系统气压高度保持模态的控制律中,其内回路为具有增稳功能的控制回路。俯仰轴内回路增稳功能原理框图如图 5-20 所示。

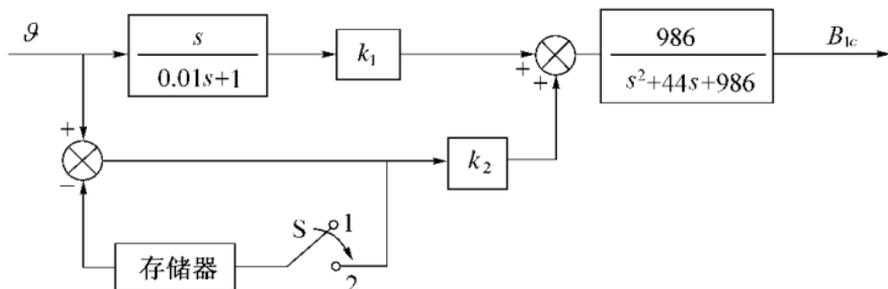


图 5-20 某直升机俯仰轴内回路增稳功能原理框图

当开关 S 处于断开状态(即位于“1”的位置),此时存储器内保存着开关断开前时刻的姿态角值,亦即将前一时刻的姿态角作为基准信号,同当前的姿态信号进行比较,其偏差经过处理后与洗

出网络产生的姿态角速率信号综合,并送入串联舵机以操纵飞机保持在存储器存储的基准姿态角。此即为姿态稳定功能。

当开关 S 处于接通状态(即位于“2”的位置),此时存储器内的姿态角与当前的姿态角信号相互抵消(即处于“同步”状态),只有由洗出网络产生的姿态角速率信号经处理后送入串联舵机以增强系统的阻尼性。

在飞行中,当飞机受到气流或其他扰动而产生高度变化后,飞行指引指示器显示出根据其控制律计算而得到的恢复操纵指令,驾驶员根据所显示的操纵量的大小和方向操纵周期杆,其操纵经过杆系及助力机构后驱动直升机的倾斜盘,也就是改变直升机的气动力使飞机的高度变化,直到飞行指引指示器的俯仰指针与固定小飞机重合,此时直升机保持在基准高度。为使指令指针的指示过程具有良好的阻尼性和快速性,控制律采用高度速率信号作为阻尼信号。另外因气压高度保持模态投入在俯仰轴,也就是利用俯仰角的变化以产生升降速度来调节高度,在驾驶员操纵周期杆调节俯仰角改变高度时,俯仰角应处于“同步”状态,因此外回路反馈中没有俯仰角反馈信号,但俯仰角速率信号被作为反馈信号以改善指令指针的过渡过程。内回路中俯仰角速率信号送入串联机再经过限幅后通过助力器调节直升机的运动以增加其姿态稳定性。

气压高度保持模态控制律原理结构框图如图 5-21 所示。

在数学仿真计算过程中,假设给定高度信号 H_g 为阶跃信号,仿真曲线如图 5-22 所示。从图中可以看出,当驾驶员操纵驾驶杆使得俯仰指针回中时,飞机的高度将会保持在希望高度上,且高度变化对应于俯仰角的变化。

以上为飞行指引系统气压高度保持模态在指引工作方式时的控制律设计思想。随着驾驶员模型的不同,系统的响应过程也有所不同,驾驶员模型对系统影响在此不作进一步讨论。应该指出的是,不适当的驾驶员模型或参数将会引起系统不稳定,即“人一

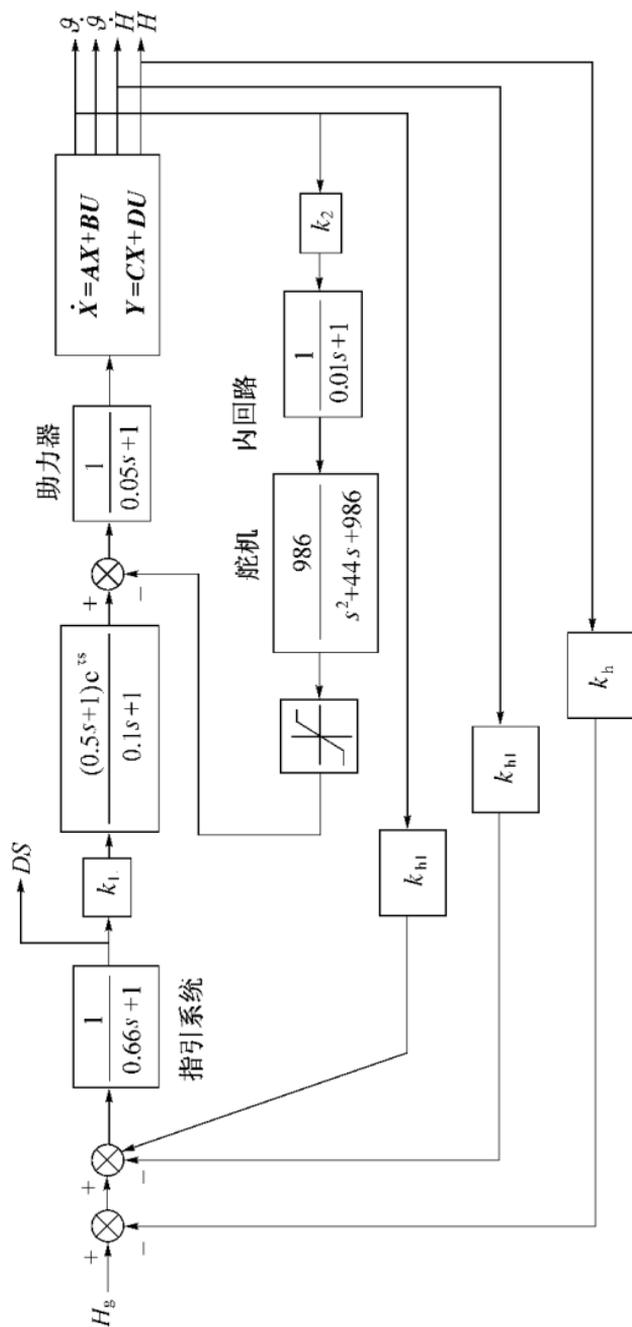


图 5-21 飞行指引系统气压高度保持模态控制律原理框图

机”诱发振荡。

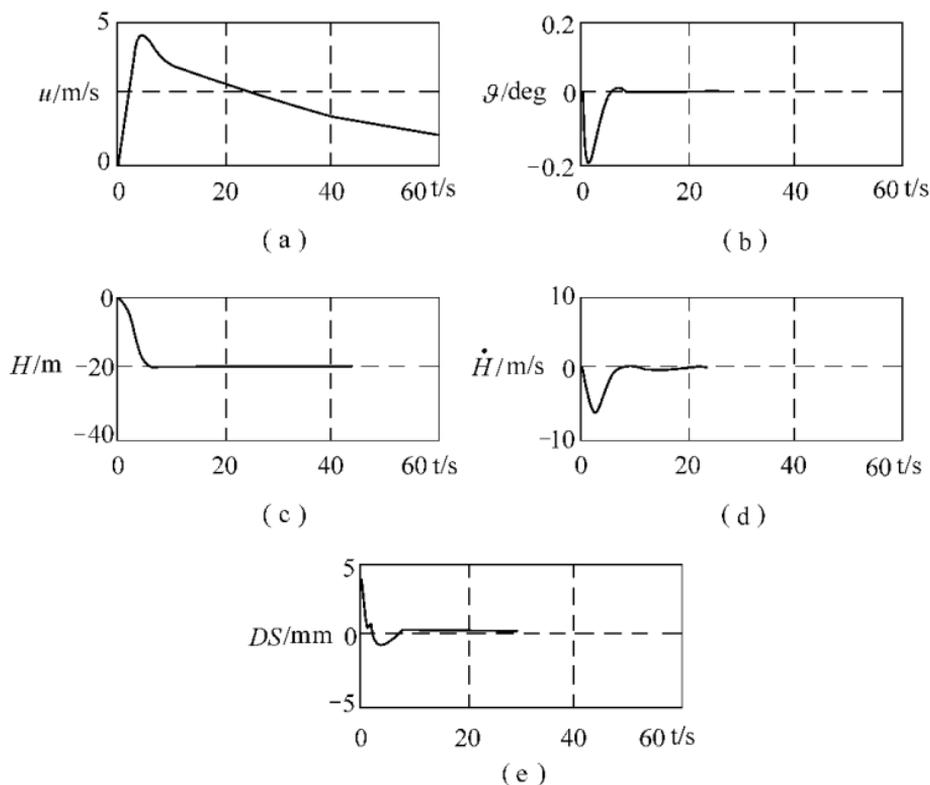


图 5-22 气压高度保持模态仿真曲线

- (a) 直升机前飞速度变化量 ;(b) 俯仰角变化量 ;(c) 高度变化量 ;
(d) 高度速度变化量 ;(e) 指示器的俯仰指针移动量(DS)。

在试验室进行半物理仿真试验时,飞行指引系统气压高度保持模态在指引工作方式的响应曲线图如图 5-23 所示,高度偏差扰动由系统仿真计算机加入,扰动方式为垂直速度脉冲扰动信号。其实物控制律结构就是图 5-21 所示数学仿真控制律的工程化。在进行半物理仿真试验时,飞机及其姿态、位置及速度、加速度由排在仿真计算机中的数学方程计算出来,而操纵杆系、舵机、飞行指引指示器、飞行控制/指引状态显示器以及飞行控制/指引计算

机等均为实物,且驾驶员也由试验人员担任不再使用数学模型。在仿真试验过程中,担任驾驶员的试验人员经过几次实际操作后就可以保持飞机稳定并操纵飞机保持在希望的高度上(高度保持略有偏差,但在允许偏差范围内,高度波动系由操纵者的不熟练及不稳定引起)。

当飞行控制/指引系统气压高度保持模态工作在监控方式时(参看图 5-13 及图 5-15),由于此时飞机的高度保持功能是由飞行控制系统自动控制的,即高度偏差信号经过飞行控制系统气压高度保持模态控制律和处理后得出控制信号,该控制信号驱动俯仰通道串、并联舵机以调节飞机的高度,另外该控制信号还送入飞行指引系统气压高度保持控制律进行计算与处理,产生相应的俯仰操纵指令信号送给飞行指引显示器,以显示此时操纵杆的俯仰运动量,当然该操纵杆的俯仰运动是由俯仰通道串、并联舵机完成而不是由驾驶员来完成。驾驶员可以通过观察飞行指引指示器、高度表以及驾驶杆移动的大小和方向,监控飞行控制系统的工作是否正常。故在此监控工作方式下,只需将飞行控制系统气压高度保持模态控制律计算得到的控制信号送入飞行指引系统,再经过比例环节进行放大(或缩小),然后用该信号驱动指引指示器的指引指针显示出操纵指令以供驾驶员用于监控作用。因此利用飞行控制系统控制律的计算结果可以大大简化飞行指引系统相应模态在监控方式工作时的控制律设计。需要注意的是指引系统在这两种情况下,其主信号的前向传动比应相同以使对相同的高度偏差信号具有相同的操纵指令显示。

飞行指引系统气压高度保持模态以监控方式工作时对高度偏差为脉冲扰动的响应曲线如图 5-24 所示。

对比图 5-24 和图 5-23 可知,由于以监控方式工作时,飞机高度由飞行控制系统自动调节,驾驶员不参与操纵飞机,故俯仰角 ϑ 、高度 H 的响应过程较为快速和平稳,同样其操纵指令信号的响应过程也好于以指引工作方式的响应过程。

5.3 自动配平系统

平衡飞机的纵向力矩和驾驶杆的杆力是操纵飞机的基本要求。飞机飞行时,由于速度的变化,重心的变化(由于油量消耗和投掉外挂物等)和气动外形的改变(由于襟翼和扰流板偏转等)都会导致飞机力矩不平衡,影响飞机的正常飞行。此时驾驶员操纵飞机会因长时间施力于驾驶杆而疲劳。为此需要对飞机进行配平,以便消除平衡力矩和稳态飞行时的驾驶杆力。配平分为人工配平和自动配平。人工配平是由驾驶员驱动(手动或电驱动)配平机构(调整片、调效机构或可配平的水平安定面)来实现的。而自动配平是在驾驶员不参与的情况下由自动配平系统自动完成的。

按照配平的轴向划分,可分为俯仰配平、横向配平和航向配平。其中俯仰配平使用最多,而且最具代表性。因此,本节主要介绍俯仰自动配平。

自动配平系统包括自动杆力(纵、横向驾驶杆力或脚踏力)配平系统和马赫数配平系统。自动杆力配平系统主要用于消除稳态飞行时的驾驶杆力或脚踏力,而马赫数配平系统则主要用于克服飞机跨声速飞行时,由于马赫数增大和气动力焦点后移,使飞机自动进入俯冲,操纵驾驶杆会出现反操纵的现象。

5.3.1 俯仰自动配平

俯仰自动配平通常是指对飞机的不平衡的纵向力矩进行自动配平,其作用不仅仅是为了消除纵向驾驶杆力,更重要的是用以消除作用在自动驾驶仪升降舵机上的铰链力矩,避免自动驾驶仪断开时由于舵机回中使飞机产生过大的扰动。在自动驾驶仪接通工作过程中,由于本节前言所述的某种原因破坏了纵向力矩或力的平衡时,飞机就会产生俯仰偏离运动。此时自动驾驶仪使升降舵

偏转一个角度 $\Delta\delta_z$,以平衡纵向力矩使飞机重新平衡。升降舵偏转 $\Delta\delta_z$ 产生的铰链力矩将由升降舵机来承担。一旦断开自动驾驶仪 ,舵机回中时 ,舵面铰链力矩将使升降舵急剧回收 ,使飞机产生法向过载。如果自动驾驶仪断开时产生过大的法向过载 ,特别是负过载 ,是不允许的 ,也是不安全的。没有俯仰自动配平的自动飞行控制系统 ,为了防止断开自动驾驶仪时 ,舵面产生突然的动作 ,常常要求断开系统前驾驶员施加一定的杆力(一般为拉杆力) ,显然这是很不方便的 ,而且当系统因故障自动断开时不可能解决舵面产生的扰动。因此 ,需要使用俯仰自动配平系统。特别是对于低高度使用的自动飞行控制系统 ,俯仰自动配平是必须的。

俯仰配平有各种形式 ,有调整片配平、调效机构配平和水平安定面配平。采用上述不同配平机构的俯仰自动配平系统的基本工作机理是相同的 ,就是给升降舵机卸荷 ,消除作用在升降舵面上的铰链力矩。以下我们将就不同形式的俯仰自动配平系统举例说明其工作机理和配平系统的设计。

5.3.1.1 自动调整片系统

调整片是安装在主操纵面(升降舵、副翼、方向舵)后缘的可偏转的小片 ,它的偏转与主操纵面的偏转是彼此独立的 ,可由人工或自动分别进行控制。调整片虽小但作用非常大 ,它偏转时产生一个小的气动力 ,由于此力到舵面铰链的距离较长 ,因此适当地使调整片反向(相对主操纵面)偏转 ,可以使主操纵面的铰链力矩变为零。这时 ,即使松开(人工驾驶时)驾驶杆 ,舵面也能保持原来的状态。由于调整片小 ,产生的气动力对飞机的影响可以忽略不计 ,因此使用调整片可以进行人工或自动配平控制。

图 5-25 给出 Y-7 飞机升降舵自动调整片系统的原理框图。

Y-7 飞机在人工操纵时 ,升降舵调整片是由俯仰配平手轮进行操纵的。当驾驶员感受到驾驶盘存在纵向作用力时 ,通过转动俯仰配平手轮可卸掉升降舵偏转作用在驾驶盘上的纵向作用力。

在自动驾驶仪工作时 ,自动调整片系统由接通操纵台上的“调整片”开关接通。此时给调整片放大器供直流电源 ,自动调整

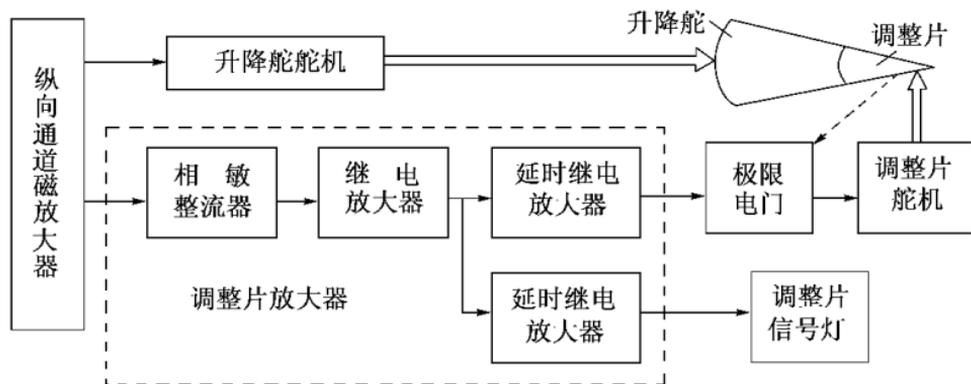


图 5-25 Y-7 飞机升降舵自动调整片系统原理方框图

片舵机离合器接通。当自动驾驶仪升降舵机工作时,对于二相异步电机所承受的舵面气动载荷与作用在舵机电机上的控制电压成比例。在本例题中,舵机采用的是磁滞电机,磁滞电机的电压与其负载之间虽然不成线性比例增长,但也是随着负载的增大而增大的。由于调整片舵机通常为一恒速转动机构,因此通常采用继电器开关电路进行控制,继电器开关电路的开启电压对应于调整片控制系统的灵敏度。图 5-25 中,控制升降舵舵机的纵向通道磁放大器的输出电压被输入到调整片放大器,在此通过相敏整流器变换为直流电压信号,当其值超过预设的自动调整片灵敏度值时,继电器放大器开启并输出一个稳态电压,通过延时继电线路延时(0.7 ± 0.2)s 后,接通调整片舵机,使调整片在补偿舵面铰链力矩的方向上偏转,直到舵面铰链力矩减小到使作用在升降舵机上的载荷(对应磁放大器的输出电压)低于调整片系统的灵敏度时才停止。如果经过(8 ± 1.5)s 的延迟,放大器的输出电压仍未进入调整片放大器的不灵敏区之内,则另一路延时继电器放大器翻转,点亮操纵台上的“向前”或“向后”指示灯,表明自动调整片未能配平升降舵舵机,提醒驾驶员注意,或采用配平手轮进行配平。

调整片放大器设置不灵敏区和延时环节,目的在于减轻自动配平回路的工作,不灵敏区的大小依据系统断开时升降舵舵机上的未配平的载荷对驾驶杆力的影响或可能引起的舵机扰动量的大

小而定。对于民用飞机而言,未配平的载荷对应驾驶杆力不大于 9.8N,配平系统的延时一般不超过 5s。

调整片舵机通常由控制电机、减速机构、电磁离合器、输出链轮和调整片舵机工作行程极限电门组成。本例题中,调整片舵机的输出的角速度为 $12^\circ/\text{s}$,输出轴上最大功率为 0.8W,最大输出力矩 $725\text{N}\cdot\text{cm}$,工作行程为 $\pm 800^\circ$ 。

顺便指出,有的大型飞机的驾驶杆不直接带动主操纵面,而是操纵调整片,由调整片产生的气动力来带动主操纵面偏转。在这种情况下,调整片不作为配平气动载荷使用,而是作为操纵舵机的驱动机构。因此,自动驾驶仪的舵机是通过驱动调整片来带动主舵面偏转的。如波音-707 的俯仰和滚转控制通道就是分别通过升降舵调整片舵机和副翼调整片舵机进行控制。为了在飞机纵向受到较长时间大力矩干扰时,改善升降舵的力矩特性,使用平尾的偏转进行配平。图 5-26 给出波音-707 飞机使用的 PB-20D 自动驾驶仪俯仰通道简化框图。

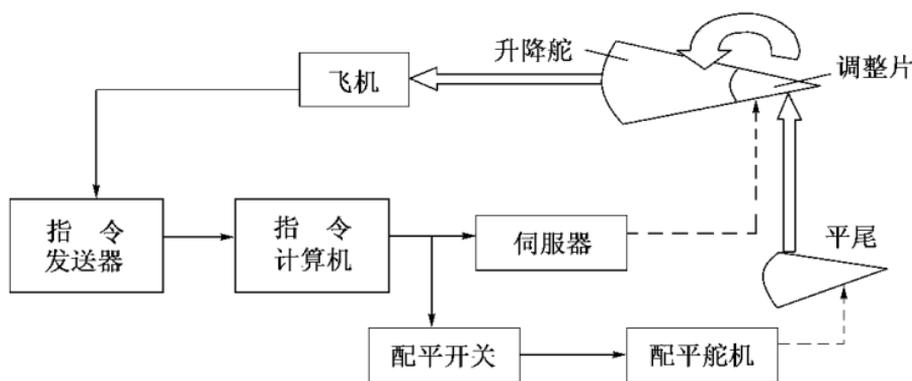


图 5-26 PB-20D 自动驾驶仪俯仰通道简化框图

5.3.1.2 通过调效机构进行自动配平

现代高性能飞机由于其飞行速度的增大或飞机外形尺寸的加大,作用在舵面上的气动载荷很大,驾驶员无法依靠操纵杆系直接驱动舵面。因此,现代高速飞机和重型飞机的操纵系统,广泛地采用了助力器,利用液压或电力来带动舵面,以减小驾驶杆力,改善

飞机的操纵性。目前飞机上通常采用液压的助力器,而电动助力器一般只作应急操纵。大多数助力操纵系统是不可逆的,其液压助力器工作时,舵面传来的载荷全部由助力器承受,传不到驾驶杆上去。为了使驾驶员操纵杆时有力的感觉,调节飞机的驾驶杆力特性,助力操纵系统中还装有载荷机构,调整片效应机构和力臂调节器。在这种情况下,当操纵驾驶杆通过助力器去驱动舵面偏转时,驾驶杆的运动同时使载荷机构中的弹簧压缩,其力反作用于驾驶杆上,给驾驶员以力的感觉。驾驶员通过调效机构可使被压缩的载荷弹簧释放,达到配平驾驶杆力的目的,对于有载荷机构的系统,自动驾驶仪工作时的自动配平控制,是通过自动配平电机(调效电机)控制载荷感觉机构实现的。图 5-27 给出狂风(TORNA-DO)飞机的俯仰自动配平系统。由图 5-27 可见:在自动驾驶仪接通的所有俯仰控制模式下,俯仰自动配平装置都处于工作状态。由计算机产生的自动驾驶仪总指令信号(A点),一方面传输到控制增稳系统(B点),另一方面又传输到自动配平回路,当其信号

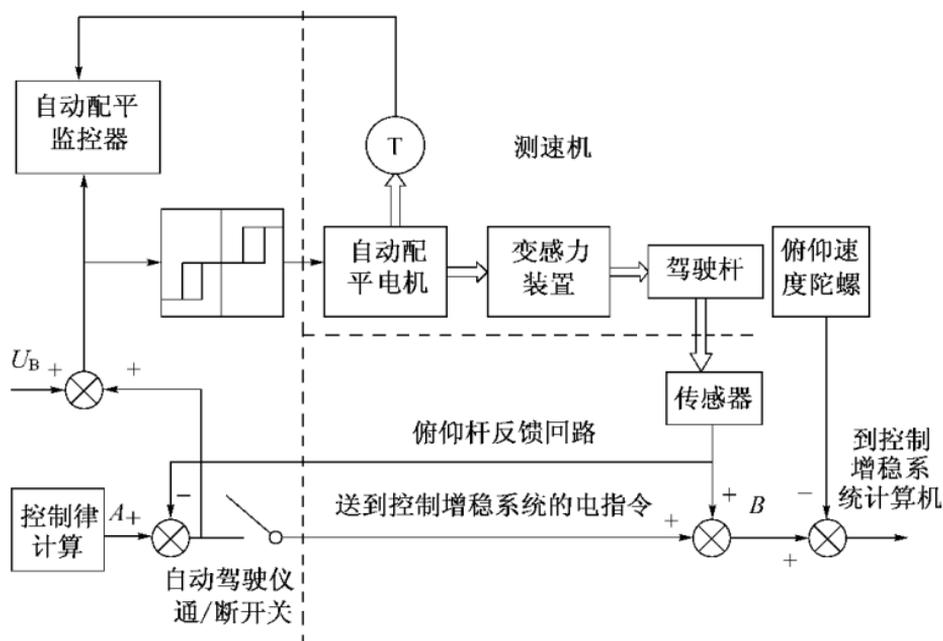


图 5-27 狂风飞机的俯仰自动配平系统

超过配平传动回路的阈值时,控制自动配平电机,通过变感力装置驱动驾驶杆,通过俯仰杆反馈回路的输出消除自动驾驶仪的输出,使之回到零。而由驾驶杆传感器的输出进行控制。

为了监控自动配平系统的工作情况,自动配平监控器对配平回路的输入指令和自动配平电机的输出转速进行比较监控,如果配平系统工作不正常,可由计算机中的监控逻辑检测出来。

5.3.1.3 通过可配平的水平安定面进行自动配平

在大型飞机上,为了提高平尾的平衡能力,水平安定面在飞行中可以缓慢地改变其安装角,这样的平尾称为可调整水平尾翼(水平安定面)。利用可调整水平安定面进行俯仰配平是大型民用飞机常采用的俯仰配平方式之一。因此俯仰自动配平的控制对象是水平安定面。图 5-28 给出了 A320 飞机俯仰控制系统方框图。A320 飞机的俯仰主操纵面—升降舵由电传系统进行控制,而可配平的水平安定面用于俯仰配平控制。俯仰配平可由驾驶员通过操纵中央操纵台上的配平手轮实现,此时配平手轮通过机械钢索传动,带动水平安定面作动器,驱动水平安装面偏转。而自动配平则由飞行控制计算机输出配平指令,通过电动机驱动水平安定面作动器,带动水平安定面偏转。机械配平与电自动配平的输出通过机械综合装置综合后控制水平安定面作动器控制阀。

除了执行俯仰配平功能外,A-320 飞机的水平安定面还执行俯仰机械备份控制功能。在纵向电传系统完全失效的情况下,驾驶员可通过机械配平操纵系统控制水平安定面偏转,实现对飞机的俯仰控制,在这种情况下,水平安定面主要起俯仰控制作用。

由于水平安定面在执行俯仰配平功能和俯仰机械备份控制功能方面起着重要作用,为了保证其控制的可靠性,水平安定面作动器由两个液压电机带动一个螺旋致动器驱动。两个液压马达分别由不同的液压系统供压,若一个液压马达失效,剩下的一个仍可驱动水平安定面偏转。自动配平控制则由三个电动机组成三余度的电动舵机执行。机械配平控制具有超控电动控制的能力,保证在俯仰电传控制完全失效的情况,通过配平手轮可操纵水平安定面实现俯仰机

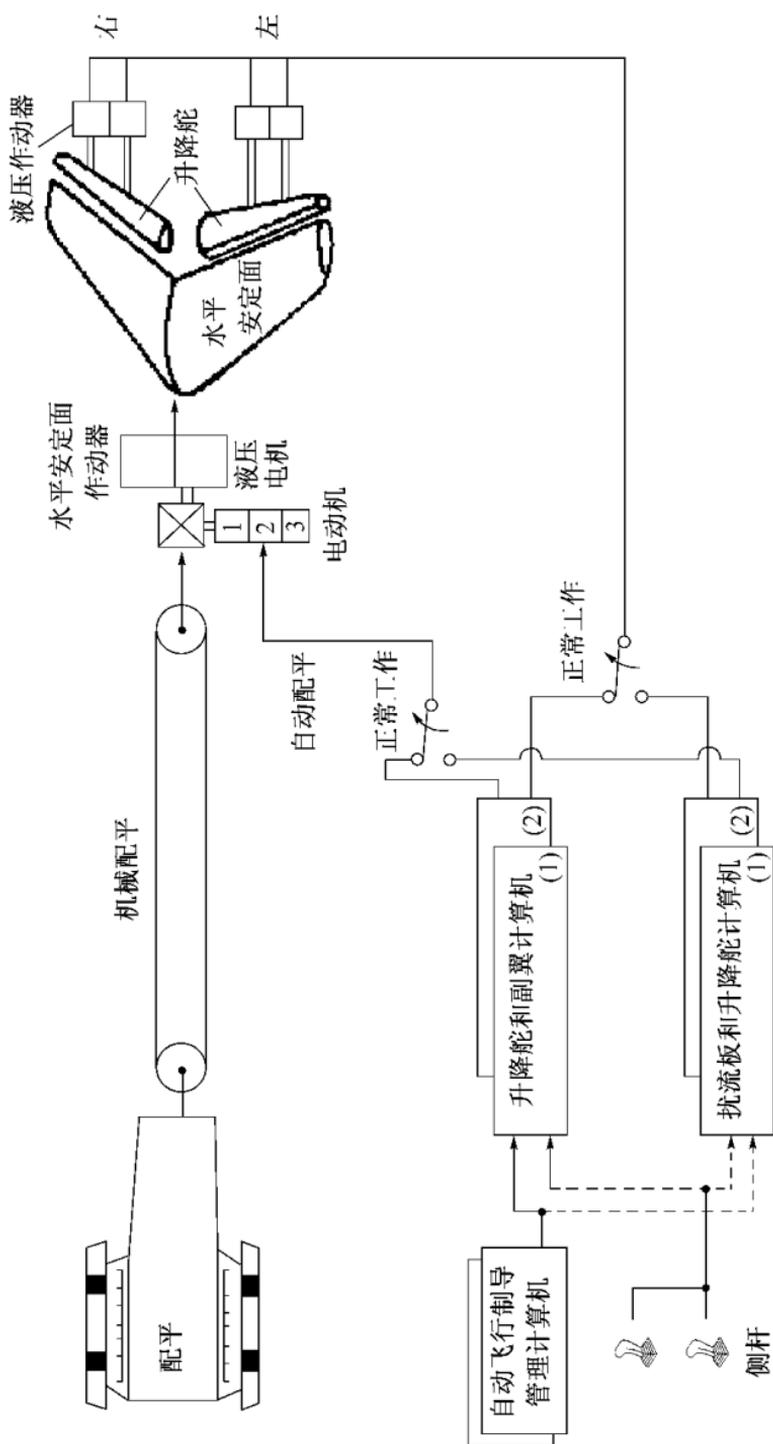


图 5-28 A-320 飞机俯仰控制系统方框图

械备份控制。

以上我们介绍了三种俯仰配平控制方式,当采用升降舵调整片进行俯仰配平控制时,调整片偏转产生的铰链力矩可平衡升降舵偏转产生的铰链力矩,达到给升降舵机或驾驶杆力卸荷的作用。这种配平方式的平衡(或反馈)控制是通过气动载荷造成铰链力矩平衡实现的。当使用调效机构进行俯仰配平控制时,调效电机的转动通过使变感力装置(载荷弹簧)的支点运动,达到驱动驾驶杆运动或卸掉杆力的作用。这种配平控制方式是通过俯仰杆反馈回路实现平衡的。当采用水平安定面进行俯仰配平控制时,水平安定面的偏转对飞机运动产生显著的气动力矩作用,飞机产生俯仰运动,通过控制系统的反馈使升降舵舵机回中,系统平衡,升降舵机卸荷。

5.3.2 俯仰自动配平的抬头偏置设置

为了保证低空飞行的安全,在自动地形跟随和其他低空飞行控制的自动驾驶仪工作状态,通常都要求俯仰自动配平系统接通工作,同时,在俯仰自动配平机构内加入一个抬头偏置控制电压 U_B 。在这个偏置电压的作用下,配平机构使飞机产生抬头力矩。由于自动驾驶仪系统具有保持飞机稳定飞行的能力,因此自动驾驶仪系统将产生一个低头控制指令与配平机构的抬头偏置相平衡,使飞机保持原来的稳定飞行状态。当自动驾驶仪或整个飞行控制系统由于某种原因断开时(人为断开或故障自动断开),抬头的配平偏置由于与之平衡的自动驾驶仪低头指令已断开,将控制飞机自动爬升,从而保证了低空飞行安全。

配平抬头偏置电压 U_B 的大小决定了飞机自动爬升过载指令的大小。F-15E 飞机自动地形跟随飞行控制系统的俯仰配平抬头偏置电压使飞机以 $+2g$ 的过载自动拉起。

配平抬头偏置电压 U_B 通常是在俯仰自动配平系统接通时加入的一个常值控制电压(图 5-27),此电压通过继电器电路控制配平电机恒速转动。因此,通常不需要对配平偏置电压进行软化处理。

由于抵消配平抬头偏置电压的作用,升降舵机总是工作在偏向低头方向一边,造成舵机输出的抬头方向权限增大,低头方向权限减小。系统设计时应注意这一点,以便保证升降舵机的输出满足系统对控制权限的要求。

对于图 5-25 ~ 图 5-28 所示的各种不同的俯仰自动配平方案,抬头偏置应依据具体控制方案选择信号的输入点。无论具体实施方案是何种形式,其作用都是使升降舵在自动驾驶仪断开时向使飞机抬头的方向偏转。

5.3.3 马赫数(Ma 数)配平系统

当飞机进入跨声速飞行时,由于翼面上方出现局部的超声速区(低压区),并随着 Ma 数的增加而向后扩展,造成翼型所受的合力—升力中心,与翼弦的交点向后移动,产生使飞机低头的力矩。为了克服由此使飞机自动进入俯冲的危险情况,需要采用马赫数配平系统,按着 Ma 数的变化自动调整水平安定面的安装角或转动升降舵面,以补偿焦点后移所产生的低头力矩和自动平衡纵向力矩。

马赫数配平系统的基本组成包括马赫数传感器、配平计算机和配平舵机。

配平作动面的偏角是 Ma 数的函数。图 5-29 给出了 Y-10 飞机的马赫数 Ma 与配平的平尾偏角 $\Delta\phi_r$ 的函数关系曲线,表 5-1 给出 Ma 数与 $\Delta\phi_r$ 的典型点的对应关系。

表 5-1 Y-10 飞机的 $\Delta\phi_r$ 与 Ma 数的对应关系

Ma 数	0.79	0.8	0.82	0.85	0.88	0.90	0.92
平尾偏角 $\Delta\phi_r$ (°)	0	0	0.08	$0.4 \pm$ 0.12	$0.8 \pm$ 0.25	$1.08 \pm$ 0.25	1.36 ± 0.25

由图 5-29 和表 5-1 可见, Ma 数配平系统应使飞机平尾的偏角依据 Ma 数的值进行调节。于是我们得到图 5-30 所示的马赫数配平系统原理框图。

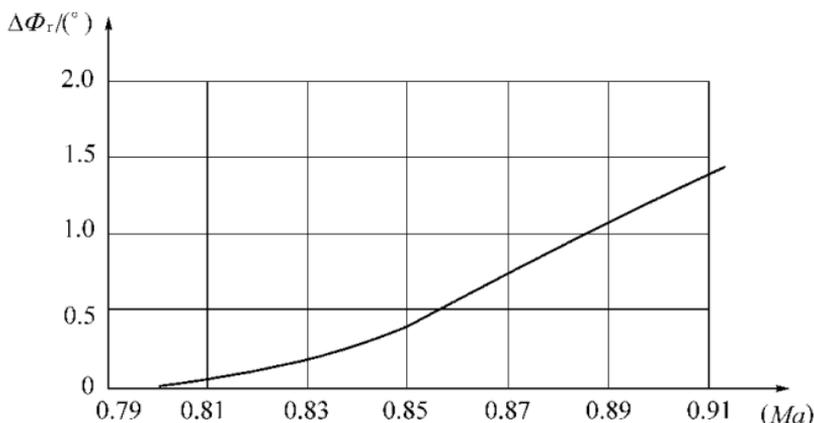


图 5-29 Y-10 飞机的配平曲线

图 5-30 中,马赫数传感器按预定要求给出 Ma 数函数信号(对于 Y-10 飞机,它是由大气数据计算机的 Ma 数函数电位计给出的,对数字式系统,则可由计算机计算得到),此信号与平尾位置传感器给出的反馈信号综合,其差值输入马赫数配平系统的伺服放大器,通过正交切除、相敏放大得到与误差信号极性有关的直流信号,通过开关放大器,输出信号控制舵机驱动平尾偏转。当平尾偏转角度满足预定曲线要求时,平尾位置传感器输出的反馈信号与马赫数输入信号相抵消,伺服放大器的输入为零,系统停止工作,可见马赫数配平系统是一个随动控制系统,它使平尾偏角按预定的函数关系随马赫数变化。

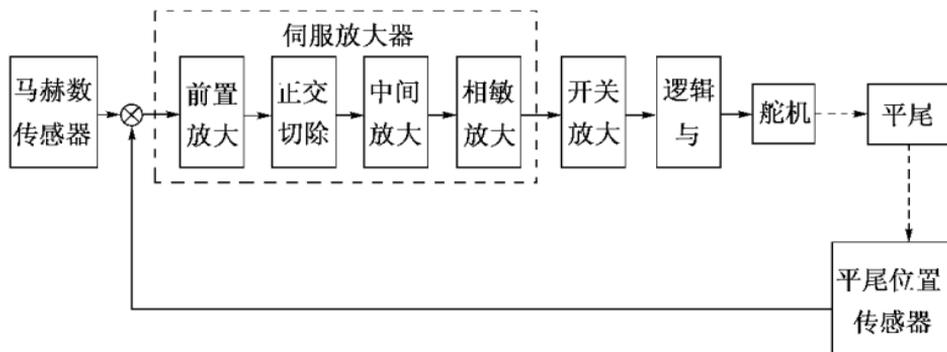


图 5-30 Y-10 飞机的马赫数配平系统框图

第 6 章 自动驾驶仪与其他航空电子系统的交联

现代航空电子技术的发展,使得自动飞行控制系统的功能有了很大的扩展。而自动飞行控制系统的许多功能的实现都是依靠自动驾驶仪与各种机载航空电子设备的交联,如姿态参考系统、大气数据系统、导航系统、雷达系统、火控系统、飞行管理系统等。我们在第 4 章分别介绍了自动驾驶仪系统与仪表着陆系统、导航系统和自动地形跟随雷达系统交联,实现自动进场着陆、自动导航以及自动地形跟随等典型控制模态,本章将对自动驾驶仪与其他机载航空电子系统之间的交联控制作概要介绍。主要有:与火控系统的交联,与飞行管理系统的交联以及与雷达系统的交联。

有关系统综合起来,实现先进的综合控制功能,在本丛书的《现代飞行控制技术》分册中进行介绍。故本册将不涉及这方面的内容,而仅仅讨论作为相互独立的系统,自动驾驶仪接收其他机载航空电子系统的控制指令,控制飞机运动的情况。

6.1 火控系统

与火控系统交联,实现将飞机自动导引向攻击目标,是军用飞机自动飞行控制系统最为普遍而又最为重要的交联控制方式之一。

早期的武器瞄准投放系统,要求驾驶员按飞机的速度、高度、姿态、空气阻力、目标位置、炸弹的重力等进行炸弹投放后的弹道计算,调整轰炸瞄准具,轰炸瞄准具根据计算结果显示目标的位

置。一旦目标落入投放点(瞄准具光环十字线中心),则立即投放炸弹,使炸弹沿计算的弹道落向目标。如果有风,或轰炸运动目标,则还必须不断修正弹道。可见,早期飞机的火控系统是靠瞄准具显示目标偏离瞄准弹道的情况的,在这种情况下,与火控系统交联的自动驾驶仪,主要是用来稳定瞄准具,并通过修正转弯控制,使瞄准具稳定在目标方位上。如 KJ-3 自动驾驶仪,其重要的功能之一就是与轰炸瞄准具交联完成投弹轰炸任务。

KJ-3 自动驾驶仪使用 TH-2 航向陀螺作为航向稳定的敏感元件,它除了可测量飞机的偏航角,向自动驾驶仪输出偏航稳定信号外,还可通过瞄准具离合器将瞄准具与陀螺稳定系统连接起来,使瞄准具稳定在一定的方位上。此时,领航员在利用光学瞄准具进行轰炸瞄准的同时,可以利用瞄准具上的偏流手柄修正飞机的偏流,利用瞄准具上的转弯手柄修正飞机的航向;也可以利用航向陀螺仪上的轰炸手柄控制飞机的协调转弯。它们的作用原理都是相同的,就是通过转动航向陀螺仪上的航向盒中的电位计,给出两个信号分别加到自动驾驶仪的航向通道和副翼通道,通过方向舵和副翼的偏转,将飞机协调地转到新的航向上。

图 6-1 给出了 DMW-1 随动瞄准具稳定器的原理电路图。KJ-3 自动驾驶仪的改进系列 KJ-3B、KJ-3C、KJ-3D、KJ-3E 配套使用 DMW-1 随动系统瞄准具稳定器。这是一个简单的随动系统,同步发送器 573A 固定在航向陀螺的航向轴上,它与装在瞄准具稳定器上的同步接收器 573B 远距连接,573B 的转子与瞄准具稳定器的稳定轴相连。当稳定轴与航向陀螺航向轴不协调时,同步接收器转子就有输出信号,经放大器放大后,驱动电机转动,电机通过减速器与带动瞄准具稳定器的稳定轴转动到使接收器与发送器相协调的位置为止,使瞄准具稳定器的稳定轴与航向陀螺的航向轴保持一致。当瞄准具稳定器稳定轴上端的瞄准具离合器接通时,即可把光学瞄准具稳定在给定方位内。

在瞄准具稳定器稳定轴的下端装有驾驶仪离合器,通过一级齿轮传动可带动供给驾驶仪偏航信号的微动同步器转动,当接通

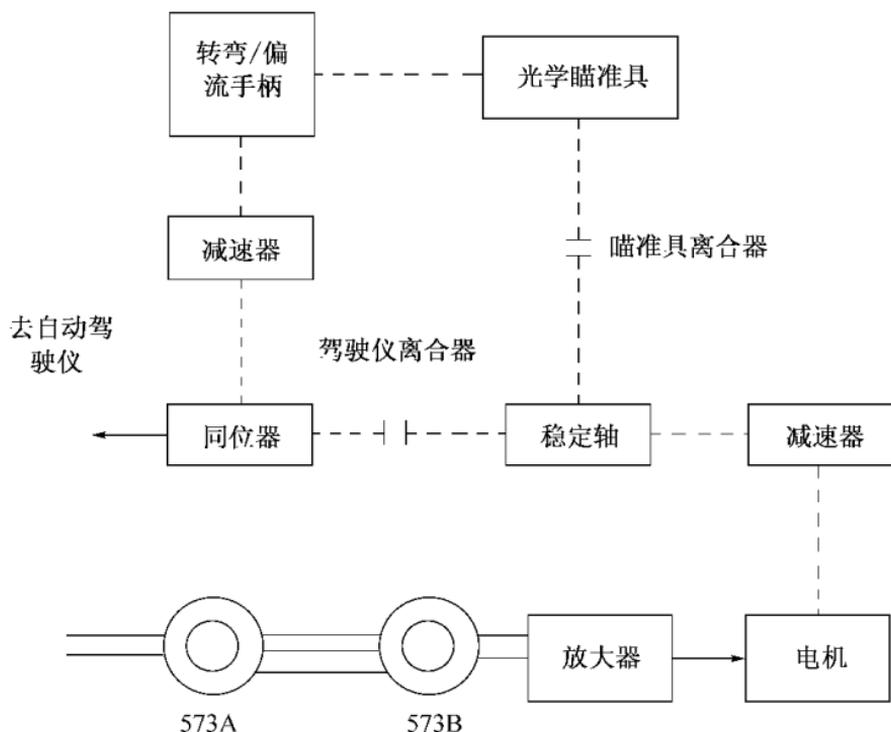


图 6-1 DMW-1 随动系统瞄准具稳定器原理图

驾驶员离合器后,即可稳定飞机在给定航向上飞行。同样,在光学瞄准具上也设有偏流手柄和转弯手柄,通过一级齿轮传动,也可以转动微动同步器操纵飞机改变航向。在瞄准稳定器的壳体上,还装有可操纵飞机作小于 45° 坡度转弯的协调转弯旋钮。

可见,上述轰炸瞄准具系统与自动驾驶仪的交联,仅仅是利用自动驾驶仪的航向陀螺将光学瞄准具稳定在给定方位上。而飞机对目标的航向偏差和偏流角的修正,是由领航员操纵转弯手柄、偏流手柄等操纵机构,给自动驾驶仪提供控制信号实现的。其修正量的大小取决于领航员转动手柄动作的大小。领航员要通过光学瞄准具观察目标所在的位置,决定是否需要修正飞机的航向,向哪一个方向修正。这种交联不能自动产生控制飞机转向预定目标的信号,而仅仅是在领航员进行轰炸瞄准的同时,通过自动驾驶仪提供了一种方便的操纵飞机转弯的手段。

模态 ;另一种是要求自动驾驶仪根据火控系统输出的控制指令进行俯仰和航向机动控制 ,此时火控系统送给自动驾驶仪的纵向控制指令通常为给定高度 H_c 或给定升降速度(给定航迹角 θ)信号 ,横侧向为给定航向信号。自动驾驶仪计算机计算得到它们与飞机现时高度、现时升降速度(或现时轨迹角)和现时航向的偏差 ΔH_c 、 $\Delta H_c(\Delta\theta)$ 、 $\Delta\Psi_c$,产生法向过载控制指令 Δn_{yc} 和转弯控制指令 $\Delta\gamma_c$,送入电传或控制增稳系统 ,通过舵面的偏转 ,控制飞机爬升/俯冲和转弯 ,使飞机进入预定的高度和方位(或航线)后 ,飞机保持平直飞行。如果飞机在自动导引机动控制过程中 ,火控状态指令信号 A 消失 ,则自动驾驶仪将自动使飞机进入改平状态 ,直到接到新的火控指令信号 A 为止。

可见 ,上述飞行控制系统与火控系统的交联构成了一个大回路的闭环自动控制系统。在这个控制回路中 ,火控系统是飞行控制系统的控制器 ,它产生指令信号给飞行控制系统 ,而飞行控制系统则是火控系统的执行机构 ,它依据火控系统的指令信号控制飞机运动 ,飞机到达预定高度和预定方位 ,则火控机动指令回零。

有关横侧向的轨迹控制和垂直高度控制可参见本书第 4 章和第 3 章。

6.2 飞行管理系统

6.2.1 系统简介

飞行管理系统(FMS—Flight Management System)是当代先进干线飞机装备的一种新型机载计算机管理系统。它具有性能管理和三维(或四维)区域制导功能。

早在 20 世纪 70 年代中期 ,中东爆发石油危机 ,石油价格增长使燃油占飞行成本的比例急剧上升 ,各航空公司为摆脱困境 ,采用了多种节能方法 ,其中就有以节能为目标的性能管理系统的研究。该系统是一台与自动驾驶仪和自动油门耦合的性能管理计算机系

统。它可以控制飞机按预定垂直剖面飞行,实现性能优化。这种性能管理计算系统是飞行管理系统的前身。

飞行管理系统的功能简单归结为以下几个方面:性能管理,三维或四维制导,自动飞行控制与自动推力控制,咨询、报警与显示。这些功能的总合将减轻驾驶员工作负担,其中最主要的是将性能管理和区域导航综合在一起。

飞行管理系统的工作模式是:起飞前人工通过飞行管理系统的操纵台向飞行管理计算机装入飞行计划(包括起飞机场、沿途航路点和终端机场的经纬度、高度等三维空间坐标),或从飞行管理计算机导航数据库中调入公司已经存入的航线,飞行管理计算机依据驾驶员指令生成一条性能最佳的应飞航线。在飞行中,当受气象条件和其他因素影响,实际飞行轨迹偏离应飞航线时,根据实际飞行轨迹和应飞航线的偏差,飞行管理系统的制导模块产生三维的或四维的制导信号,作为指令提供给自动飞行控制系统和自动油门控制系统,改变飞行状态(姿态、航向和速度)和推力,控制飞机按应飞航线飞向目标机场。

从系统结构上讲,它将导航系统和飞机姿态量测系统作为飞行管理系统的传感器子系统,将自动飞行控制系统和自动油门控制系统作为飞行管理系统的执行子系统。此外,飞行管理系统还将显示和报警系统综合进来,构成一个大系统,可以完成从起飞到进场的全程自动飞行。

飞行管理系统工作原理的简化框图如图 6-3 所示。

所谓性能管理,就是在全程或阶段飞行过程中,取某种性能指标最佳,如最省油,最短飞行时间,最大航程,最大爬高角,最大爬升速率,最小直接营运成本等。应用最多的是最小直接营运成本指标。

直接营运成本(DOC—Direct Operating Cost)性能指标 J 定义为

$$J = \int_{t_0}^f (c_f + c_t) dt \quad (6-1)$$

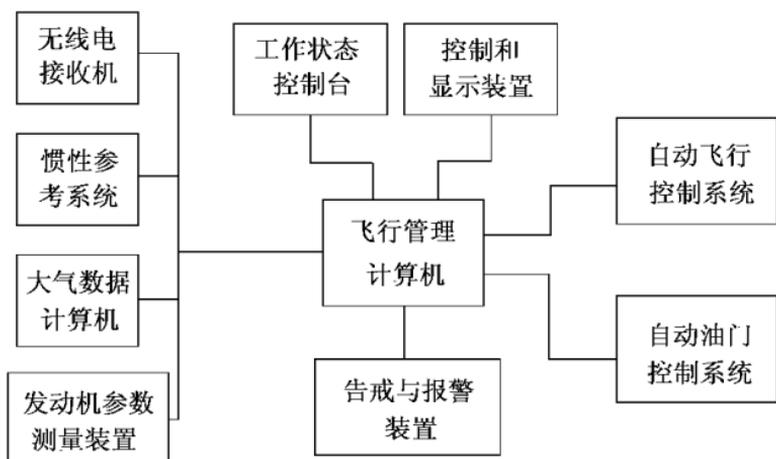


图 6-3 飞行管理系统简化框图

式中 f 为燃油量(kg) t 为航行时间(h) t_0 为计算初始时刻 t_f 为计算终点时刻 c_f 为燃油成本(元/kg) c_t 为耗时成本(元/h)。

直接营运成本包括了耗时(人工费用、机械寿命、维护费用等)和耗油。是一项较全面的经济指标。

当 $c_t = 0$,有

$$J = \int_{t_0}^{t_f} c_f f dt \quad (6-2)$$

表示最省燃油轨迹的性能指标。

性能指标可以按全程计算(积分上下限为起飞时刻 t_0 到着陆时刻 t_f) ,也可以分段计算(爬升段 ,巡航段 ,下降段)。

按 DOC 指标计算最优轨迹 ,得到最佳飞行速度剖面。在爬高段 ,最佳速度是递增的。在巡航段 ,最佳速度是恒定的。下降段 ,最佳速度是递减的。飞行管理计算机将最佳速度作为指令速度 ,由自动飞行控制系统和/或自动油门控制系统来执行。

飞行管理计算机除了提供速度指令外 ,对自动飞行控制系统还可能提供轨迹指令、角度指令等 ,对自动油门系统还可能提供推力指令。为此 ,自动飞行控制系统应有足够的控制模态与之相适应。

6.2.2 自动飞行控制系统的控制模态

以下举例说明自动飞行控制系统与飞行管理系统交联工作可能包括的控制模态：

1) 纵向通道控制模态

(1) 俯仰角控制(保持)模态

简化控制律

$$\delta_z = L_\vartheta \vartheta + L_\vartheta (\vartheta - \vartheta_c) \quad (6-3)$$

式中 δ_z 为升降舵偏角 ; ϑ , ϑ_c , $\dot{\vartheta}$, L_ϑ , L_ϑ 分别是俯仰角 , 给定俯仰角 , 俯仰角速率 , 俯仰传动比和俯仰角速率传动比。

(2) 速度跟踪加速控制模态

简化控制律

$$\delta_z = L_v \vartheta + L_v \dot{\vartheta} - L_v v - L_v (v - v_c) \quad (6-4)$$

式中 v , v_c , \dot{v} , L_v , L_v 分别是飞行速度 , 给定飞行速度 , 飞行加速度 , 飞行速度传动比和飞行加速度传动比。

(3) 速度跟踪控制模态

简化控制律

$$\delta_z = L_v \vartheta + L_v \dot{\vartheta} - L_v v - L_v (v - v_c) - L_v \int_0^t (v - v_c) dt \quad (6-5)$$

式中 L_v 是速度偏差积分的传动比。

(4) 高度保持与选择控制模态

简化控制律

$$\delta_z = L_H \vartheta + L_H \dot{\vartheta} + L_H H + L_H (H - H_c) + L_H \int_0^t (H - H_c) dt \quad (6-6)$$

式中 H , H_c , L_H , L_H 分别是飞行高度 , 给定飞行高度 , 高度差传动比和高度差的积分传动比。

(5) 高度截获控制模态

简化控制律

$$\delta_z = L_\vartheta \vartheta + L_\vartheta \left[\vartheta + \int_0^t \frac{0.05g}{v} dt \right] + L_{gcd} [K_H (H - H_c) +$$

$$K_H H | H |] + L_{Hcd} \int [K_H (H - H_c) + K_H H | H |] dt \quad (6-7)$$

式中, K_H 、 K_H 分别是高度差和 $H|H|$ 项的传动比。

(6) 垂直速度控制模式

简化控制律

$$\delta_z = L_\vartheta \vartheta + L_\vartheta (\vartheta - K_0 H_d) - K_1 (H_d - H) - K_2 \int_0^t (H_d - H) dt \quad (6-8)$$

式中, K_0 、 K_1 、 K_2 分别是期望垂直速度 H_d , 实际垂直速度 H 与期望垂直速度差及其积分项的传动比。

2) 侧向通道控制模式及控制律

(1) 偏航阻尼器

简化控制律

$$\delta_y = K_y^{\omega_y} F(s) \Psi = K_L \Psi \quad (6-9)$$

式中, Ψ 为偏航角速率, $F(s)$ 为清洗网络

$$F(s) = \frac{\tau s}{\tau s + 1}$$

(2) 协调转弯控制模式

简化控制律

$$\delta_y = K_L \Psi + K_y^\beta \beta + \int_0^t \beta dt \quad (6-10)$$

式中 δ_y 为方向舵偏角, β 为侧滑角。

(3) 姿态保持/选择控制模式

简化控制律

$$\delta_x = I_y \gamma + I_y (\gamma - \gamma_c) \quad (6-11)$$

式中 δ_x , γ , γ_c 分别为副翼偏角, 倾斜角, 倾斜角速率和给定倾斜角。

(4) 航向保持/选择控制模式

简化控制律

$$\delta_x = I_\gamma \gamma + I_\gamma \gamma - I_\psi (\Psi - \Psi_c) \quad (6-12)$$

式中 Ψ, Ψ_c 分别为偏航角和给定偏航角。

(5) 轨迹控制模态

简化控制律

$$\delta_x = I_\gamma \gamma + I_\gamma \dot{\gamma} + I_Z Z + I_Z \dot{Z} + I_Z \int_0^t Z dt \quad (6-13)$$

式中 Z, \dot{Z} 分别是偏航距和偏航距的微分。

3) 自动油门控制系统的速度控制模态

$$N_1 = -K_v v - K_v (v - v_c) - K_v \int_{t_0}^t (v - v_c) dt \quad (6-14)$$

式中 N_1 为发动机低压转子相对转速 v, \dot{v} 分别是飞行速度和飞行加速度 v_c 是给定速度,也就是飞行管理计算机给出的指令速度。

什么时候调用相应的控制规律,是由飞行管理计算机系统中的制导模块计算结果生成的制导指令来确定。

飞行管理系统在垂直制导过程中,通常用自动飞行控制系统来控制飞机的飞行速度或飞行轨迹(如高度保持、垂直速度和飞行航迹角)。用自动油门控制系统控制推力(最大状态、额定状态、巡航状态、最小状态),也可以控制飞行速度。飞行管理计算机对自动飞行控制系统/自动油门控制系统的控制模态概括为以下4种:轨迹/推力控制模态;轨迹/速度控制模态;速度/推力控制模态;垂直速度/推力控制模态。

全程飞行过程中,飞行管理系统的正常工作次序可分为下列6~7个阶段:

- | | |
|---------------|---------|
| (1) TAKE OFF | 起飞(TO) |
| (2) CLIMB | 爬高(CLB) |
| (3) LEVEL OFF | 改平(LVL) |
| (4) CRUISE | 巡航(CRZ) |
| (5) DESCENT | 下降(DES) |
| (6) APPROACH | 进场(APP) |
| (7) GO AROUND | 复飞(GA) |

如果用自动飞行控制系统及自动油门控制系统自动着陆,或利用飞行指引系统(FDS)与仪表着陆系统(ILS)盲目着陆成功,则用不着复飞阶段,否则,一次着陆不成功,便会有7种不同的飞行阶段。

现分阶段叙述。

(1) 起飞(TO)阶段。在所有飞行前的准备工作已完成,且飞机构型已适合起飞,驾驶员便按压 TO/GA 按钮,自动油门便把推力控制到 TO 时要求的 N_1 值,起飞推力约为额定推力的 110%。起飞后,在适当高度上,自动飞行控制系统接通。当稳定爬高时,飞行管理系统的侧向导航和垂直导航接通,进入了飞行管理计算机(FMC—Flight Management Computer)的控制,并自动地按 FMC 计算的飞行剖面飞行。

(2) 爬高(CLB)阶段。飞行管理计算机在爬高阶段能提供对自动飞行控制系统及自动油门控制系统全面控制。除开正常应用最佳性能飞行外,FMC 也可提供最大爬升速率、最大爬高角或选定速度的飞行剖面。FMC 还能根据在 N_1 值极限内提供降额爬高功率。

爬高剖面可以有以下 6 种飞行剖面供选择:

① 最经济爬高(ECON CLB),DOC 性能指标在爬高段内计算;

② 最大角度爬高(MAX ANGLE CLB),它始终保持最大剩余推力。最大爬高角度与起飞重量有关。这一角度在性能数据库中存储。

③ 人工速度爬高(按某个指定速度爬高)。

④ 最大速率爬高(MAX RATE CLB)。使用最大允许推力爬高。

⑤ 巡航阶梯爬高(CRZ CLB)。

⑥ 单发爬高(ENG OUT CLB)。

(3) 改平阶段(LVL OFF)。平滑地过渡到平飞,可根据飞行计划自动地完成。FMC 自动地为巡航调节空速,且不断地调节以

达到最佳性能。

(4) 巡航阶段(CRZ)。在巡航时。FMC 不断地计算建议的最佳高度。控制显示装置(CDU)显示预计节油情况(按设计的飞行计划)。当飞机沿航线飞行时 ,FMS 自动地把无线电导航系统接收机的频率调谐到侧向导航所需的导航台。飞机一直沿航线飞行直到转入进场。

巡航段也还有下列 4 种飞行剖面供选择 :① 最经济巡航(ECON CRZ) ;② 最长距离巡航(LRC CRZ) ;③ 单发巡航(ENG OUT CRZ) ;④ 人工速度巡航(某个 Ma 数 CRZ)。

(5) 下降阶段(DES)。因为下降太早或太晚都会对燃油消耗造成显著影响 ,FMC 不断计算最佳下降点。如果飞行员事先已在 FMC 中选定了下降点 ,垂直导航的下降模态必然会在该点自动开始下降。

下降段也有 4 种不同飞行剖面可供选择 :① 最经济速度下降(ECON SPD DES) ;② 最经济航迹下降(ECON PATH DES) ;③ 人工速度沿航迹下降 ;④ 巡航时阶梯下降(CRZ DES)。

(6) 进场阶段(APP)。在进场时 ,自动飞行控制系统接到指令(CMD)后 ,接通进场模态 ,航向信标 LOC 与下滑信标 GS 用于导航 ,若飞行控制系统属故障-工作式系统 ,可实现 III_a 级着陆。

(7) 复飞阶段(GA)。复飞模态由按压 TO/GA 按钮开关启动。一旦在接地前选择 GA 模态 ,油门杆将自动地向前推到 GA 油门位置 ,从而保证达到 N_1 极限 ,而自动驾驶仪 AP 及飞行指引系统 FDS 的指令控制飞机保持航向并使飞机上仰以便复飞。

下面举例说明垂直剖面各飞行阶段的控制模态。

在图 6-4 中 :

1 为平飞加速段 ,采用速度/推力控制模态。升降舵控制速度 ,用速度跟踪加速模态。自动油门置于起飞推力状态。

2 为爬高段 ,采用速度/推力控制模态。升降舵控制速度 ,当速度误差(飞行速度和指令速度的误差)小于 5m/s 时 ,采用速度跟踪模态 ,否则采用速度跟踪加速模态。自动油门置于额定推力

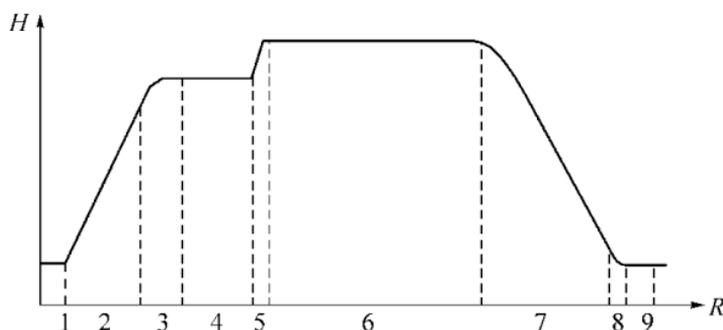


图 6.4 垂直剖面各飞行阶段

状态。

3 5 8 为改平段 ,采用轨迹/速度模态 ,升降舵控制轨迹 ,用高度截获模态。自动油门控制速度 ,用速度跟踪模态。

4 6 为巡航段 ,采用轨迹/速度模态。升降舵控制轨迹 ,用高度保持模态。自动油门控制速度 ,用速度跟踪模态。

7 为下降段 ,采用速度/推力模态。升降舵控制速度 ,用速度跟踪模态。自动油门控制推力 ,油门置于慢车推力状态。

9 为平飞减速段 ,采用速度/推力控制模态。升降舵控制速度 ,用速度跟踪模态。自动油门控制推力 ,油门置于慢车推力状态。

沿航线的水平飞行轨迹由航路点和航路点间的直线段和航路点上的圆弧段组成。这些直线段和圆弧段称为导航支路。直线段的飞行通常采用大圆航线飞行(如第 4 章所述)。

飞行管理系统水平轨迹的控制将依据当前导航支路和下一个导航支路的转移类型来决定 ,可分为 :直线转移 ;弯曲转移 ;航向截获 ;方位截获 ;非标准截获 ;特殊图形的保持或转弯。飞行管理计算机将依据上述类型调度自动飞行控制系统侧向通道相应的控制律 ,实现航路转移。这里就不再举例说明了。

飞行管理系统的三维制导 ,就是在三维空间的垂直制导和水平制导的合成。在三维空间的基础上 ,加上‘时间轴’的约束 ,就是四维制导。四维制导过程是既有三维空间(经纬度和高度)的要求 ,也有时间的要求。通常用改变飞行速度来实现。

飞行管理系统的内容还很多,这里只着重介绍它和自动飞行控制系统及自动油门控制系统的联系。有关飞行管理系统较全面的研究,请详见本丛书《先进飞行控制系统》分册。

6.3 其他机载系统

6.3.1 雷达系统

与自动驾驶仪交联的雷达包括前视雷达和下视雷达(无线电高度表)。自动驾驶仪与前视气象雷达交联,可实现对飞机飞行前方雷雨区的探测与回避控制;与风切变探测雷达交联可以实现对风切变的回避控制。作为地形跟随控制的初级阶段或飞行安全的保证措施,自动驾驶仪可依据前视雷达对前方障碍的探测计算,实现自动拉起控制。与无线电高度表交联,当飞机离地高度低于某一预定危险高度时,由无线电高度表给出开关量指令控制自动驾驶仪接通自动拉起状态,也是低高度飞行控制常用的保安措施之一。以下概要介绍风切换变回避系统。

国际航空和气象界公认低空风切变是飞机起飞和进近着陆阶段的一个重要危险因素。在极端形式下,风切变可能释放出很大的能量(在短距离内风向/风速发生突然大的变化),严重影响飞机的航行路径,有时产生灾难性的后果。因此,从20世纪80年代以来,国际航空界对风切变的探测和回避技术进行了广泛的研究,取得了很大的进展。国外许多先进的民用客机备有风切变回避系统,如波音757,波音767,A-320,A-340等。其一般工作原理为:对高空的风切变及低空强度大的风切变,尽可能采用回避技术,避免进入风切变场,而对低空强度小的风切变场,则根据当时飞机的能量水平和飞行高度,实施穿透飞行或复飞改出。

由于飞机在遭遇风切变前预警时间不易做到很长(受前视风切变探测传感器的作用距离限制),因此,在设计机载风切变系统时,要求系统具有探测、告警和回避一体化的功能。即系统不仅要

有测定风场的探测部分及告警装置,而且还要与飞行指引系统及自动驾驶仪系统交联,使飞机能实施自动回避。

从风切变现象及其对飞行影响的情况来看,最重要的是在低空和机场终站区域附近,因此系统可设计成在该区域范围内进行工作,不在此范围内飞行时不工作。图 6-5 给出了探测范围示意图,它表示了一条跑道的机场的探测范围。

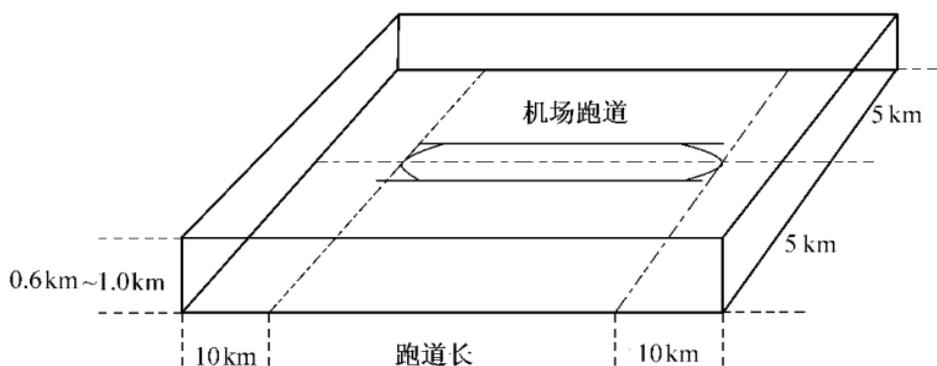


图 6-5 探测范围示意图

风切变回避改出系统应在上述范围内,依据前视风切变探测装置所提供的风切变信息及当时飞机的性能水平,按照安全告警的门限和决断高度,作出回避、改出或穿透的飞行管理决策及相应的告警,并生成最佳飞行航迹及制导控制指令,由自动驾驶仪和自动油门系统控制飞机实现该最佳飞行轨迹,及时引导飞机回避风切变场或控制飞机进行改出/穿透操作。

图 6-6 给出风切变回避改出系统的原理组成框图。系统的核心是风切变计算机系统,与之相交联的系统有机载前视风切变探测系统、航向姿态系统(HAS),大气数据系统(ADS),电子飞行仪表系统(EFIS),自动油门系统(ATS),自动驾驶仪系统(APS)及迎角传感器和襟翼位置传感器。以下概要介绍各部分完成的工作。

1) 前视风切变探测系统

机载前视风切变探测系统用于对飞机飞行前方大气风切变进行探测。通常对其作用距离、测量精度、抗干扰(云、雨、电磁及湍流的影响)能力、漏测和虚警率以及体积和可靠性作为主要要求。

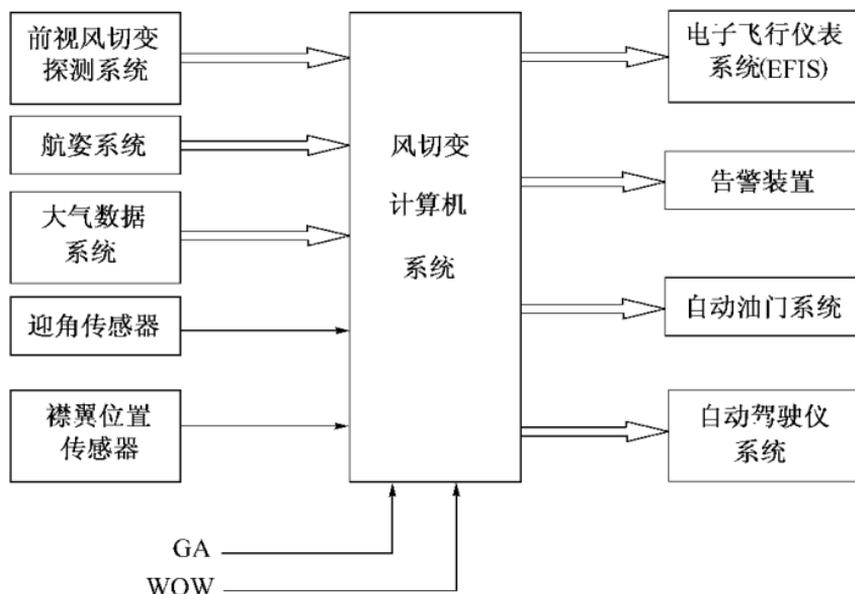


图 6-6 风切变回避改出系统原理组成框图

目前以红外辐射仪、微波多普勒雷达和激光多普勒雷达三种探测方式有较好的发展应用前景。

2) 现场风切变检测装置

利用迎角传感器、襟翼位置传感器、航向姿态系统(提供纵向、垂直加速信息及俯仰姿态角)和大气数据系统(提供飞机速度和高度等信息)的信息进行综合处理,确定飞机是否进入风切变场。

3) 风切变计算机系统

是风切变探测回避改出的核心,是风切变探测系统和自动驾驶仪、自动油门之间的界面,它主要完成以下工作:根据前视风切变探测系统提供的风切变场强度、尺度、位置以及飞机的性能水平,风切变计算机通过管理决策功能模块作出回避或改出的飞行管理决策,实时生成最佳风切变飞行轨迹,并给出指令自动引导飞机回避和改出;同时,在 EFIS 上向驾驶员提供决策结果、告警信息及最优飞行轨迹和实际飞行轨迹;在起飞时从飞机离地(WOW)到襟翼收回阶段,着陆时从放襟翼到飞机着地阶段,风切变计算机

利用有关传感器的信息,进行风切变现场检测,并在风切变场中向驾驶员提供告警信息和最佳俯仰姿态角,由自动驾驶仪保持最佳俯仰姿态,由自动油门保持飞机的最大推力状态,控制飞机安全穿透起飞或着陆。

4) 执行机构

执行机构包括自动驾驶仪和自动油门系统,二者联合控制以实现风切变计算机给出的回避或改出的最优飞行轨迹。自动驾驶仪在进场和离场飞行阶段,接收来自风切变计算机的控制指令,在风切变场中对飞机进行飞行姿态的控制或进行飞机总能量的分配。自动油门系统在风切变相遇时控制飞机的速度或总能量。

5) 风切变告警装置

该装置将来自风切变计算机的各种信息转换为灯光、语音和字符形式向飞行员告警。可分为两级告警功能,即“注意”和“告警”:

- ① 对于检测出的逆风和上升气流风切变,发出“注意”信号。
- ② 对于检测出的顺风 and 下降气流风切变,发出“告警”信号。

6) 电子飞行仪表系统

该系统用于显示空速、风速、风向矢量、飞机姿态、风切变飞行轨迹及其他信息。

应该指出,风切变的探测与回避技术目前尚在研究,还未达到成熟阶段,以上仅介绍其一般工作原理。

6.3.2 航向姿态参考系统和大气数据系统

航向姿态参考系统向自动驾驶仪提供飞机的姿态和航向信号;大气数据系统向自动驾驶仪提供迎角、气压高度、速度、Ma 数以及动静压信号。它们是自动驾驶仪完成基本的姿态、航向、高度和速度保持与控制模态所必不可少的。对于模拟式自动驾驶仪,上述信号通过同步(同位器)或电位计的形式输出给自动驾驶仪,而对于现代数字式自动飞行控制系统,数字式的自动驾驶仪计算机通过数字总线与航向姿态参考系统(或惯性导航系统)和大气

数据系统相交联。

第 7 章 研制阶段的系统试验

研制阶段自动飞行控制系统出厂(出所)前试验是自动飞行控制系统研制中不可缺少的重要环节,它的主要目的是检查并验证全系统及各部件是否已经达到设计要求,发现并修改暴露出来的各种问题,选配出合格的产品供机上地面试验及试飞使用。而产品出厂(出所)后的机上地面试验和空中飞行试验则是鉴定系统及各部件是否满足飞行使用要求的最终环节。

出厂(出所)前试验一般是指在实验室里进行的半物理仿真试验、性能试验和环境试验。仿真试验时飞行控制系统部件尽量用真实产品,如飞行控制计算机、伺服作动器和部分传感器。有些难以用真实产品参与试验的可用数学模型或仿真设备替代,如飞机对象、部分交联设备。

研制阶段出厂(出所)前试验一般分为:系统开环试验;系统闭环试验;余度管理和 BIT 试验;人机组合试验;互换性试验;环境试验;可靠性试验。

组成系统的各部件的静态与动态特性和参与试验的各设备(如角位置转台、角速度转台和气压模拟器)的特性测试虽然不是出厂(出所)前试验的范围,但其对试验影响很大,所以文中略加叙述。

出厂(出所)前的系统试验应具备下述条件方可进行:各部件处于交付系统试验状态;试验设备已经完成静态和动态测试,满足试验要求;制定了试验大纲及完成试验大纲的评审。

7.1 系统综合试验

7.1.1 试验设备的性能测试

在系统试验前对参与系统试验的各种设备必须进行静态和动态性能测试或复查,这对保证系统试验的正常进行十分重要。因为飞行控制系统日趋复杂,系统组成部件较多,除硬件外尚有软件,试验中参与的设备也较多,当试验中出现问题时,如果对试验设备和系统的硬件、软件特性不够清楚,则很难判断故障所在。另外,欲得出正确的试验数据也需了解设备的实际性能数据。

对试验设备的特性应当有严格的要求。就静态而言,设备的使用范围应比被测部件要大,设备的死区应尽量小,静态传动比要有线性度要求,试验时应将这些特性测试清楚。

试验设备的动态性能一般应高于被测部件。就其带宽而言,应高于被测部件 5 倍~8 倍。当试验设备带宽不够时,可在设备的输入网络中加校正网络,使加入校正环节后的设备在使用对象的响应范围内相移和幅值衰减尽量小。例如用于某飞机放宽静安定性系统试验时,其迎角转台性能较差,加入校正网络 $\left[\frac{3s+10}{s+10} \right]$ 后,转台的动态性能有很大改善。校正后的某转台动态性能如表 7-1 所列。

表 7-1 校正后的某转台动态性能

频率 f/Hz	0.1	0.2	0.5	1.0	2.0	3.0	4.0	5.0
幅值衰减/dB	0	0	0	0	0	0	0	0
相移角($^{\circ}$)	0	-0.2	-0.65	-2.2	-8.5	-12.3	-20.65	-23.65

使用试验设备和测试仪器时还应当注意的问题是设备和测试仪器的地线问题。若使用不当可能使测量数据不正确、系统工作混乱、系统发生自振或烧坏产品设备,所以在系统试验前应将飞行控制系统和各参试设备及仪器的地线规定好,并按规定连接到位,

检查正确无误后方可投入使用。

7.1.2 部件静态特性及动态特性测试

在系统试验前应对组成系统的各部件进行一次功能及性能的复查,看其功能及性能是否符合要求。测试项目应按部件的技术要求进行,可视具体情况有所增删。对传感器而言,测量的内容应包括测量范围、灵敏度、精度、零位信号、输出信号梯度及线性度、输出及输入阻抗、迟滞、漂移、信号极性、地线连接及幅频相频特性。对有余度的传感器还应测量余度间的一致性和相互干扰影响等等。对有自检测功能和逻辑控制功能的产品,还应当检查自检测功能和逻辑控制关系。

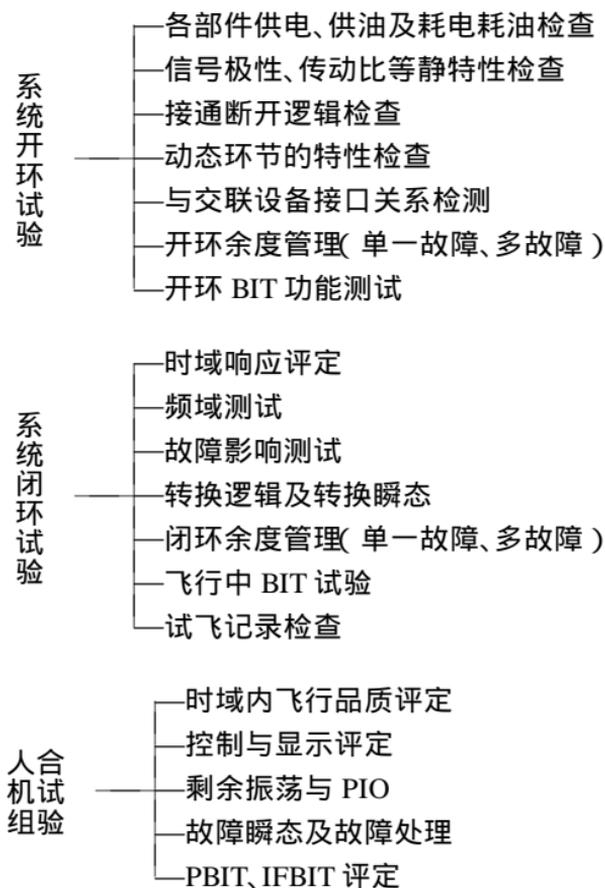
对模拟线路和数字机的检测比较复杂,系统试验前应安排好检测内容和检测次序。一般按功能块进行,如供电与功耗检测、地线布置检测、各路模拟输入输出检测、各路离散输入输出检测、BIT功能检测……这里值得重视的是计算机软件—硬件联合调试,该项检查主要是测试软件调度情况、信息传输情况及机时耗费情况等,该项检查可与软硬件联调同时进行,即软件综合试验。

伺服作动系统的检测随舵机的不同差异很大,例如电动舵机与液压舵机就大不相同,而液压舵机由于余度配置和功能结构不同也应当有不同的检测项目。由于作动器对闭环系统影响较大,所以它的主要静动特性应当十分清楚。有余度的舵机应测试一致性,有自检测功能的舵机应检查自检测功能。伺服器动态性能随输入信号的大小变化较大,测试时应根据技术要求用所需幅值的输入进行测试。

7.1.3 系统综合试验

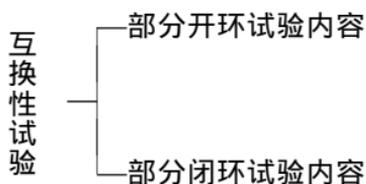
飞行控制系统综合试验内容较多,大体可分为系统开环试验,系统闭环试验,人机组合试验和互换性试验。系统的各种功能检查分别在系统开环试验和系统闭环试验里进行,如控制律试验、余度管理试验和 BIT 试验等等。系统开环试验是指飞行控制系统不

与飞机对象组成闭环系统时对一些功能性能的测试,如信号极性检查,信息链传动比测试等。系统闭环试验是指飞行控制系统与飞机对象组成闭环系统时的性能功能检测,如带有飞行控制系统的飞机的飞行品质评定,故障瞬态影响检查等。人机组合试验是指飞行员参与到飞机与飞行控制系统的控制回路里进行仿真,评定飞行品质,检查有无驾驶员诱发振荡(PIO—Pilot Induced Oscillation)以及评价系统的控制显示等。互换性试验是检查系统部件间的互换能力,常在上述试验完成后分别或逐步替换产品,检查有关的功能与性能。各类试验的内容如下。



这里:PBIT(Preflight Built-in Test)为飞行前机内自检测

IFBIT(In-flight Built-in Test)为飞行中机内自检测



7.1.3.1 系统开环试验

系统开环试验包括各部件在飞行控制系统试验环境下的供电、供油试验,控制逻辑检查,静态特性测试,动态特性测试,开环余度管理和 BIT 试验。有关余度管理试验有专门章节(7.1.3.3)论述。

1) 接通断开逻辑检查

开环试验首先应进行的是系统供电、供油的检查,在检查电缆上电源电压正常后先接入系统控制部件(例如控制盒),再按安排好的顺序接入其他部件,检查系统的接通与断开逻辑。

接通与断开逻辑包括飞行控制系统的投入及断开,各种功能的投入与退出。这些通断逻辑分别由硬件逻辑(开关),软件逻辑(开关)来实现。这些逻辑在数字系统中也体现在离散量的输入、离散量的输出里。

飞行控制系统的投入一般是由系统总开关来实现。该开关接通时会有一系列的软硬件效果,例如供给系统交流直流电源(有时交直流电源连锁);系统处于准备或工作状态;部件处于准备或工作状态;软件进入加电 BIT 等。检测系统接通逻辑就应把这一系列的软件硬件结果检查清楚,包括系统接通时的正确显示。

飞行控制系统的断开逻辑又分为正常断开逻辑和应急断开逻辑。断开逻辑试验应分别检查这两种情况。

使系统产生逻辑变化的开关大体上有两种:一是安装在飞机各部位的开关,如起落架开关、襟翼开关、操纵杆上的开关;另一种是安装在飞行控制系统部件上的开关,如飞行控制台或机内 BIT 开关,这些开关应按传递信号链逐项逐点进行检查,使其逻辑正确无误。

各逻辑的输出往往用于控制不同的部件,如断开伺服器的电

磁控制阀(SOV—Soleniod Operated Valve) ,点亮指示灯等。进行显示的逻辑试验时应先对指示灯进行检查(即验灯)。

进行系统的接通—断开逻辑试验时应十分重视系统 BIT 的投入与断开逻辑的验证。要确保系统的飞前 BIT(PBIT)和维护 BIT (MBIT)在空中不能投入使用。

有些软件开关 ,例如飞机达到一定速度后对积分器的控制也应设置条件逐项验证。

2) 系统开环静态特性测试

系统开环静态特性测试是在部件性能测试的基础上 ,在系统试验环境下测试全系统的供电、功耗、供油、信号极性、传动比、接通与断开逻辑等项目的检测。这些检测着眼整个系统 ,试验时注意的问题有 :

(1) 系统供电和功耗测量时应按各部件的供电次序分步进行 ,并且应当加装保险丝等保护措施 ,防止故障的扩大。应先测量电缆的电压以后 ,断电接入被测部件。对有多块插件板的计算机也应按次序分步接入检查供电。在检查供电时还应检查地线连接情况 ,检查接地点是否正确 ,隔离的地线是否符合要求 ,测试设备的地线是否与系统要求一致。这项检查很重要 ,不仅在供电前应检查地线 ,在试验中引入新设备时也应及时检查。

(2) 在检查信号传动比时要注意机械零位和电气零位的对应关系 ,舵面转角是按顺气流计算还是按绕转轴计算 ;有些信号的传动比是按飞行状态或力臂调节器的位置来变化 ;对高通(洗出)网络或积分网络的信息链应设法解决测量传动比的问题。检测传动比时要将各分支都测量到 ,包括软件各分支。测量某一分支时应将其他分支断路或接地。

(3) 信号极性检测时应按系统规定严格检测信号链各段极性 ,不可随意改变极性 ,在有软件的系统中更应注意这一点 ,否则危及飞行安全。同时应注意引入设备的极性和产品在设备上的安装方向。图 7-1 列出某系统杆力传感器至舵面信号链的极性规定情况。

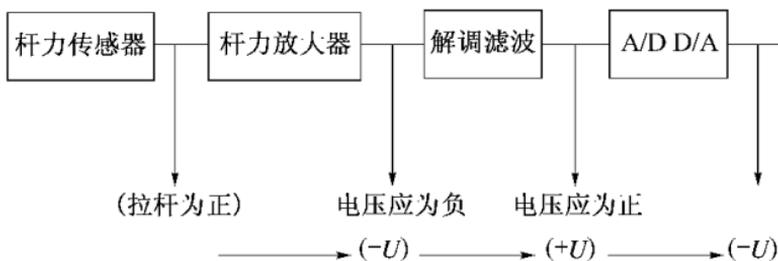


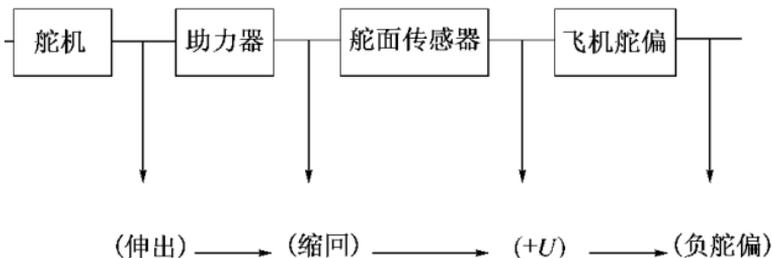
图 7-1 某系统杆力信

接通与断开逻辑因系统不同差异很大,有些系统的通断逻辑比较复杂,应按事先列好的内容逐一完成检查。

3) 系统动态环节的特性检查

飞行控制系统动态环节直接影响系统的性能指标,有些还影响到某些功能的完成,因此,在试验中必须对系统中的动态环节进行性能测试。系统中的动态环节除部件本身具有的动态特性外尚有用数字机和模拟线路实现的动态环节,也就是硬件实现的动态环节和软件实现的动态环节。软件实现的动态环节一般是控制律及某些易于用数字机实现特殊要求的动态环节,如数字滤波器等。硬件实现的动态环节常是数字机前后置滤波器或模拟线路实现的控制律动态网络。测试这些动态环节的方法有两种,一是时域法,另一种是频域法。例如测量一个惯性环节,可用阶跃输入,测量输出时间响应曲线的过程稳定值和稳定时间,也可测幅频与相频特性。测软件的动态环节常用软件与硬件接口相配合的方法,例如数字机控制律里的惯性环节,可编一小段测试程序,使该惯性环节的输入和输出分别是连接 A/D、D/A 变换器,再用频率扫描仪测量该惯性环节。

测试伺服器环节的动态特性时应当注意输入信号的幅值大小,因为伺服器的动态特性常常是随着运动幅值大小而变。一般在规定伺服器频带指标时,常用满量程的 1/10 来衡量。除伺服器外,有些传感器也有类似的特性,在测量其动态特性时也应同样的考虑。



号链极性规定

4) 其他交联设备接口关系的检测

与自动飞行控制交联的设备通常有：航姿系统(垂直陀螺及航向系统)、大气数据系统、导航系统(惯性导航、多普勒导航、GPS 导航、无线电导航)、无线电高度表、地形雷达(包括数字地图)、火控系统、综合控制与管理系统、操纵系统、飞行记录系统(包括机载记录和遥测系统)。除上述系统外尚有飞机电源系统、液压源系统、冷气系统及发动机控制和机上各种开关等。

在飞行控制系统试验时,凡是与系统交联的设备都应检测接口关系,交联设备最好是实际产品参与试验,如果不能用实物而使用交联设备仿真器时,应覆盖接口关系及静动特性等项检测。

飞行控制系统试验时应检查飞机电源特性对系统的影响,例如电源波动特性及反电动势、电源间切换特性、直流电源的交流分量影响等。

航姿系统应检查接口关系、阻抗匹配、信号传动比和信号极性、逻辑控制关系等。航姿系统参与试验时其转台的极性和转台负载特性都应予以注意。

大气数据系统给飞行控制系统提供高度信号(或静压)、Ma 数(或动压)等信号,试验时常用抽真空的膜盒试验器或大气计算机专用试验器实现大气数据的有关特性。

导航系统包括惯性导航或捷联导航、多普勒导航、GPS 及无线电导航。与导航系统的接口可有数字量、模拟量、控制离散量。检查数字量时应注意两个系统间的速率协调性。

其他系统的检测有类似的内容及注意事项,不再叙述。

7.1.3.2 系统闭环试验

系统闭环试验是指飞行控制系统与飞机组成的闭环试验。闭环试验的目的是模拟系统在空中的工作情况,所以闭环试验应当尽量接近飞机上的实际情况而不只是试验台架环境,电源、液压源及舵机安装应尽量逼近空中的使用条件而不是地面环境,应有气动载荷、紊流及突风的仿真。试验的主要内容包括飞行控制系统控制飞机的飞行品质评定,控制与显示评定,余度管理及故障瞬态试验等。试验应按有关标准进行,试验设备应首先进行校核,其静态动态特性应当满足要求。

1) 飞行品质评定

飞行品质规范是设计和鉴定人工和自动飞行控制系统必须遵守的准则。固定翼飞机和旋翼飞机都有一系列的飞行品质规范。一般应严格遵守的是国家军用标准飞行品质规范和专用合同中的有关规定,其参考规范可有美国军用标准飞行品质规范和其他国家有关规范。

飞行品质规范中主要的内容有稳定性、操纵性。稳定性问题又可分为静稳定性和动稳定性两方面来评定。按飞机的运动可分为基准运动和扰动运动,所以在评价飞行品质时应考虑各种扰动情况,例如大气紊流等。

评定系统飞行品质时应在要求的飞行包线内选取足够的飞行状态(不同的飞机重心、不同高度、不同速度),尽可能用大扰动全量方程来做闭环仿真。

按飞行品质规范评定飞行控制系统时常在时域内或频域内进行。时域响应曲线常用于求出时间响应的快慢、稳态值、最大值、振荡次数及发散与收敛参数。频域响应常用于求出带宽、等效时延、稳定储备、等效拟配参数等。

在做时域响应特性时应注意输入信号的幅值和输入信号的形式。在做频域特性时也应注意死区、饱和等非线性特性对其影响。

大气紊流试验有独特的不同的试验方法,试验时要注意实验

方法的正确性,本文不再叙述。

各种不同工作状态(正常状态、安全工作状态等)和不同工作模态(姿态保持、高度保持等)都有不同的飞行品质要求。

2) 状态逻辑检查

现代自动飞行控制系统往往是多功能多模态的飞行控制系统。常有的状态逻辑有系统投入(接通)及断开(包括正常断开与应急断开)逻辑,地面及空中模态转换,各种人工选择功能,各种边界限制逻辑。模态转换应当注意的问题有,逻辑的正确性和转换瞬态的大小。检查状态逻辑的正确性有些可在开环试验时进行,有些状态逻辑的正确性则需在闭环条件下进行,例如,迎角限制器的投入断开逻辑在闭环条件下检查更好,因为它是根据迎角的变化而频繁变化的逻辑。状态变化逻辑不可混乱,不能同时接通的逻辑应绝对禁止同时工作,飞机各轴间兼容的模态应检查组合效果,这对多轴多模态控制系统特别重要。表 7-2 是某直升机自动飞行控制系统部分模态转换要求。模态转换的另一个要注意的问题是转换瞬态的检查。在一个模态投入或断开时,或各种允许的模态间转换时都应有减小转换瞬态的措施,例如淡入—淡出方法,试验的目的就是要检查这些措施是否满足要求。

表 7-2 某直升机自动飞行控制系统部分模态转换要求

新投入 模 态	原 模 态 (原 状 态)			
	空速保持	高度保持	导航模态	无
空速保持	断开空速保持 (第二次按压时)	俯仰轴空速保持 总距轴高度保持	滚转轴导航模态 俯仰轴空速保持	俯仰轴空速保持
高度保持	俯仰轴空速保持 总距轴高度保持	退出高度保持	滚转轴导航模态 俯仰轴高度保持	俯仰轴高度保持
导航模态	俯仰轴空速保持 滚转轴导航模态	俯仰轴高度保持 滚转轴导航模态	退出导航模态	滚转轴导航模态

7.1.3.3 余度管理和 BIT 试验

1) 余度管理试验

余度管理试验的主要目的是确定正确的余度管理策略,确定

监控值域(门限),确定确认故障的时间(时延),求出故障检测覆盖率、故障误报率及故障瞬态等。

余度管理策略包括信号的表决、监控和重构等策略。余度管理试验分为开环余度管理试验和闭环余度管理试验。开环余度管理试验主要任务是验证和确定余度管理策略,初步确定各种故障的时间延时和监控门限,并初步统计出监控覆盖率。闭环余度管理试验的主要任务是在系统闭环条件下校核开环余度管理得出的结论,仿真故障情况下系统的闭环瞬态响应,若瞬态过大,还要修正有关的监控参数。由于余度管理试验内容很多,工作量相当大,所以在做余度管理试验前应有正确的试验策略,先做开环余度管理试验后做闭环余度管理试验。有些余度策略及参数能在开环条件下选定的就不必都在闭环条件下进行。

余度管理的一个内容是检测与申报故障。在做这项余度管理试验时应抓住两个关键参数:一是监控故障的门限值;另一个是确认故障(判为永久故障)的延时时间。在飞行控制系统设计阶段已经初步确定过这些值,但根据系统的实际情况这些值大多数应予以调整和最终确认。所以余度管理试验的重要任务是确认和修整监控故障门限值和申报故障的时间延时。

余度管理的另一个内容是信号的表决与重构,例如,对三余度系统在无故障时,取中值作为各余度共用输出信号;一次故障后取均值或小值供系统各余度使用。在试验检查这一策略时应注意信号故障顺序,因为不同支路上的信号有不同的差值,则剩余支路(无故障的余度)表决值就不大相同。

在做余度管理试验时应考虑下述诸因素:

(1) 不同类型的部件。余度管理试验按部件的类型区分有:
 ① 电源及液压源的波动或故障情况下的余度管理试验;
 ② 各种传感器的余度管理试验;
 ③ 计算机及其接口线路的余度管理试验;
 ④ 伺服器的余度管理试验。

不同类型的部件信号特性不同,则时延和门限不同。例如数字机计算准确,门限和时延都可以小些,角速率陀螺信号波动量

大,门限和时延相对较大。

(2) 不同故障发生顺序。多余度信号发生故障的先后顺序有时也影响故障监控效果。例如传感器,由于余度间有容差,不同余度发生故障次序对表决结果就有影响。

(3) 不同幅值信号输入。大、中、小不同的信号输入对监控和表决有不同的影响,有时根据输入信号大小不同,采取的监控方法不同,例如根据输入信号的大小改变监控值域(也称之为变门限),所以在做余度管理试验时应考虑到大、中、小三种不同的输入信号。传感器等部件的零位和噪声对小信号的监控影响较大,试验时应做实测记录。

(4) 故障信号类型。故障信号类型常有断路、短路、常值、振荡、漂移等类型。在做断路故障试验时要注意空间干扰电压的影响。常值输出,振荡、漂移故障也应注意幅值及频率的影响。

(5) 故障产生方式。故障产生方式大体分为软件和硬件两种。计算机故障和难以用硬件实现的故障(例如二比二故障)常用软件开发综合设备(DIF)注入的方式试验,有些故障用系统试验器生成。

(6) 故障组合方式。故障有单一故障和组合故障之分,其组合故障又分为同一类部件的组合故障(也称之为相似故障)及不同类部件故障(称之为非相似故障)。故障发生在四余度系统中有时会出现二比二(2:2)故障,即同时有两个信号不同于另外两个信号,这种组合故障都应逐一验证。

(7) 故障申报类型。系统发生故障可能申报的部件有指示灯,咨询灯盘,码声器,也可能记录到非易失存储器,也可能发送到飞行测试设备中,这些申报或记录方式也都应予以验证。

(8) 时延与门限协调性试验。为了不出现漏检与误切,根据实际试验情况,时延与门限应相关调整才能收到良好的效果。

2) BIT 试验

BIT 试验是用硬件和软件共同完成的多项检测任务。BIT 分为加电 BIT(PU-BIT),飞前 BIT(PBIT),飞行中 BIT(IFBIT)和维

护 BIT(MBIT) ,BIT 试验应覆盖这 4 种 BIT 功能。BIT 试验的目的是要验证各项 BIT 功能 ,确定 BIT 策略和手段 ,调整出所需参数 ,给出 BIT 检测覆盖率和误报率。

BIT 试验时应做到如下几点 :① 对系统中无故障的部件不应出现误报现象 ,对有故障的部件不应出现漏报现象 ;② 对系统中各部分的监控器也应进行 BIT 测试 ;③ 应特别注意 BIT 连锁条件的测试 ,特别应注意有些地面 BIT 动作不能在空中出现 ;④ 规划好 BIT 试验内容 ,因为 BIT 试验内容较多 ,应防止试验内容漏掉或繁琐 ;⑤ 激励方式和激励信号大小的选择以验证各部分好坏为准。

BIT 试验可按 BIT 种类进行 ,即按加电 BIT ,飞前 BIT ,飞行中 BIT 维护 BIT 四大模块进行 BIT 试验。每个模块可有系统 BIT ,计算机 BIT ,传感器 BIT ,电源和液压源 BIT ,伺服器 BIT 等内容。

系统 BIT 试验一般应检查 BIT 连锁条件(投入—退出逻辑) ,信号零位 ,信号链极性和信号传动比等。

计算机 BIT 试验一般都是自动进行的测试 ,对数字机更容易实现自动测试。计算机 BIT 试验应包括对 CPU、ROM、RAM、CCDL(交叉传输)、看门狗、中断及定时器、回绕、NVM(非易失存储器)等的测试。很多测试在加电 BIT(PUBIT)后就能完成。

传感器 BIT 试验在飞前 BIT 或维护 BIT 时常用传感器地面自检手段进行 ,例如激励测试力矩器 ,拉偏线位移传感器 LVDT 供电电源。飞行中 BIT 一般都包含在余度管理策略中。

伺服器 BIT 试验包括对伺服器监控器的检测 ,机械液压部分的检测和伺服放大线路的检测 ,反馈传感器的检测等等。在地面 BIT 时可给伺服器加入所需要的激励。但在飞行中只能用余度管理中的监控程序 ,一定要避免不必要的激励带上天。

电源和液压源的 BIT 试验一般都是在将电源(包括二次电源)和液压源拉偏或加入脉动的条件下进行 ,这是一种模拟故障的手段 ,一般不允许在空中进行。

7.1.3.4 人—机组合试验

人—机组合试验有时也称之为驾驶员在闭环回路中验证试验。在系统研制过程中应当尽早让驾驶员介入系统。当飞行控制系统在做台架试验或机上验证时一般都应请驾驶员来评价系统。人—机组合试验的主要任务是评价飞行控制系统的控制显示情况 检测各种功能性能指标 培训驾驶人员对应急情况的处理等。

人—机组合试验包括：

(1) 控制和显示。包括正常情况下的控制与显示及系统故障情况下的控制与显示 ,特别是应急情况下的控制与显示。控制与显示十分重要 ,既要符合各种规范标准又应照顾到驾驶员的习惯 ,所以人—机界面必须充分验证。

(2) 控制律试验。驾驶员参与飞行控制系统对飞机进行控制 ,这样就构成驾驶员—飞行控制系统—飞机的闭环系统。驾驶员的响应特性对该闭环的影响应予以验证。在做驾驶员在回路中的试验时 ,试验环境(条件)尽量逼真实际情况。例如 ,最好使用动座舱 ,液压源、电源与飞机液压源、电源相似 ,控制与显示部件安装与飞机上相仿等。

飞机方程最好是六自由度全量方程。选用的飞行状态应当覆盖整个飞行包线。

由驾驶员参与的控制律试验内容有 :① 基本功能试验 ,包括起飞着陆及空中飞行各种功能 ,诸如控制增稳、自动驾驶、导航、飞行指引等功能 ,② 操纵力及操纵习惯的评定 ,包括起飞着陆杆力特性 ,自动配平特性等 ,③ 各种状态转换的评定 ,包括转换操纵控制 ,转换瞬态影响等 ,④ 各种边界限制的评定 ,如迎角过载限制 ,进入与退出转弯时角速率或角加速度限制 ,⑤ 特技飞行 ,如翻斤斗、跃升转弯等 ,⑥ PIO 考查 ,考查是否会发生驾驶员诱发振荡。

由驾驶员参与的余度管理试验主要检查故障后显示情况 ,故障瞬态影响 ,对余度管理策略和余度参数提出修订意见。该试验最好在闭环条件下进行 ,选用的飞行状态也应包括边界状

态。

应急情况及其处理方法是驾驶员在回路中试验的重要内容，也是培训驾驶员时应十分重视的项目。危险情况尽量去仿造，处理措施一定要经过验证。

7.1.3.5 互换性试验

研制阶段的互换性试验一般在第一套产品调试完成后进行，定型生产的产品根据技术条件的要求按批次任意抽取两套产品进行。在做互换性试验时应注意的问题有：

(1) 逐个产品替换。用所需替换产品逐个替换下已做过试验的产品。这样做防止故障蔓延，同时便于查找分析出现的问题。有时出于安全考虑，像计算机这类产品并不是整个产品替换而是一块块插件板替换。

(2) 注意互换试验的顺序。首先应当检查该替换产品的供电（供油）情况，然后再检查产品的功能与性能。在替换电源部件和电源控制部件时应先将其余部件的插头脱开，待电源部件无载供电正常后，断电陆续接上相应插头，分步进行试验。

互换性试验的主要内容有：① 供电供油检查 ② 逻辑检查 ③ 开环静态特性与动态特性检查 ④ 余度管理检查 ⑤ 典型状态闭环（研制阶段）试验 因为第一套产品已经做过较详细的系统功能与性能试验，替换产品已做过开环有关的检查后，系统闭环试验可以简化。替换试验闭环状态下，试验重点应放在继续考核系统，所以选择典型飞行状态即可。⑥ 驾驶员在回路中试验（研制阶段）。

驾驶员可利用新的一套产品再次评定控制显示、飞行品质及BIT等功能。

7.2 环境试验

7.2.1 环境试验条件的确定

环境试验是针对产品创造各种各样的人工环境条件，以模拟

环境对产品的影响,考核产品的环境适应性能。

由于飞机的飞行所经历的气候条件复杂多变,同时又经受振动、冲击、恒定加速度等各种诱发环境的影响,作为控制飞机飞行的飞行控制系统必须保证在使用中安全可靠,具备一定的环境适应能力。

环境试验的种类按试验方法划分有三种:自然暴露、现场试验和人工模拟试验。前两种是人工模拟试验的基础。为适应周期短,且能主动地进行试验而不受天气、季节和地区的影响,就必须采用人工模拟的方法。

人工模拟试验是在试验室创造一个单因素或多因素综合作用在产品上的局部环境试验条件,以考核产品受主要环境因素作用下的适应性。

1) 环境试验条件确定的原则

(1) 试验所采用的环境条件应能反映受试设备使用和任务环境的特征,即应模拟现场的综合条件,如不具备,可选一项或几项环境条件。所选条件应慎重考虑,应选择对设备可靠性影响最大或较大的环境条件。

(2) 对于可靠性验证试验的环境条件应不同于环境试验的极限值,应时序地模拟受试设备使用中经历的主要应力。

(3) 制订飞行控制系统产品的详细规范或技术条件时,应根据飞机的实际情况来选择合适的试验项目和等级。只规定那些与产品使用范围有关的试验,而不进行所有的试验。

(4) 对于每一种飞行控制系统所规定的环境条件应根据所属飞机的种类,飞行速度和高度,装机的位置,机上气密性,机上振动等具体环境确定。

(5) 对于飞行控制系统中各个部件的不同工作环境,如:具体装机位置,自身结构特点等,在其技术条件中应给出不同于其他部件的具体环境条件要求。

(6) 根据产品可能遇到的环境条件及结构的材料对环境条件

的敏感性规定合理的严酷度等级。

2) 环境条件的分类

环境条件的分类最常用的方法是按环境因素属性来分,它包括下列4种:

- (1) 气候因素。包括温度、湿度、气压、雨*、雷*、霜*、沙尘*、盐雾、腐蚀性气体等;
- (2) 机械因素。包括振动、冲击、恒定加速度、爆炸、噪声振动*等;
- (3) 生物因素。包括霉、昆虫*、海洋生物等;
- (4) 辐射因素。包括无线电干扰、雷电、电场和磁场、核爆辐射等。

注:带*的因素在机械设备中一般不采用。

3) 有关环境条件和试验方法的标准

在我国已制订了多种关于环境条件和试验方法的标准。

HB 6-76 《航空仪表通用技术条件》

HB 6167 《民用飞机机载设备环境条件和试验方法》

HB 5830 《机载设备环境条件及试验方法》

GJB 150 及 GJB 150.1 ~ GJB 150.27 《军用设备环境条件和试验方法》

在我国编制的有关自动驾驶仪(飞行控制系统)的专业规范中对环境条件试验项目选择方面,根据前边所选的原则做了重要剪裁,也即选择了适用于自动驾驶仪的环境条件和试验方法。

尽管如此,有时候某个机型根据自己的特殊情况还可能在环境条件中提出某项特殊要求,只要是合理的,通过协议或合同也应予以确定。

自动驾驶仪的专业标准有:

HB 6366-89 《有人驾驶飞机自动驾驶仪通用技术条件》

GJB 1690-93 《有人驾驶飞机自动驾驶仪通用规范》

GJB 2191-94 《有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范》

7.2.2 环境试验的类别和要求

产品质量保证规定中明确确定了产品的三种检验(试验)方式 : 鉴定检验和质量一致性检验 , 质量一致性检验又分为验收检验(试验)和定期检验(试验)。在这三种形式的试验过程中环境试验项目的选取有巨大的差别。

1) 验收试验

验收试验的目的是为订货方接收产品所制订的验收方式 , 它是最基本的试验方式 , 也是非常必要的。

此项试验是检查产品在正常环境条件下工作的基本性能。产品处于正常气候条件下 , 施加额定应力 , 不施加机械应力。

验收试验在产品专用规范(技术条件)中对验收规则有专门规定 , 产品都应 100% 地进行验收试验。

2) 定期(例行)试验

定期试验是为定期考核产品质量而制订的一种试验方法。它全面地考验批量生产的产品在极限环境条件下工作的适应性并考核产品在设计、工艺、施工、材料等方面的质量。定期试验采用抽样考核的办法。在试验规则中对如何从每批产品中抽样做了具体规定 , 一般的规定从每批产品中抽 1 台 ~ 2 台进行试验。如果批量很大时 , 每年可能抽样试验两次 , 通常每年抽检一次。当批量特别小时 , 可累计到一定数量 , 例如 , 15 台 ~ 20 台时抽检一次。定期试验中的环境试验项目在技术条件中以及通用规范中作了具体规定。

3) 鉴定试验

鉴定试验是为鉴定产品而制订的一种试验形式 , 是产品研制必不可少的一个过程。产品通过鉴定才能设计定型并投入批量生产。

鉴定试验中的环境试验项目是在定期试验的基础上增加一些在某型产品生存期内只做一次的试验项目 , 如霉菌、炮振试验等。

鉴定试验对一项产品来说只有一次 , 一般该项试验的项目和

方法须事先经订货方和供货方协商,并将试验大纲报上级批准后执行。

环境试验项目在验收试验、定期试验和鉴定试验中一般都是施加单一应力进行。在最近的一些规范中也规定了一些双应力或多应力试验项目,如温度—高度试验项目。每项试验的方法有的是在产品技术条件下作了具体说明,通常还需详细阅读有关规范中关于环境试验方法的说明。

作为一个小结,下面引用 GJB 1690-93 中规定的在不同的试验类型中有关环境试验项目和方法列在表 7-3 中,以便准确理解以上条款的叙述。

表 7-3 有关环境试验项目和方法

序号	试验项目	鉴定试验	质量一致性试验	
			验收	定期
1	低温	√	√	√
2	高温	√	√	√
3	低气压(高度)	√		√
4	温度—高度	√		√
5	温度冲击	√		√
6	湿热	√		√
7	霉菌	√		
8	盐雾	√		
9	砂尘	√		
10	爆炸性大气	√		
11	加速度	√		√
12	振动	√		√
13	冲击	√		√
14	飞机炮振	√		
15	运输包装	√		

7.3 可靠性试验

7.3.1 概述

可靠性是产品的一项重要指标。机载设备的可靠性直接影响飞机的出勤率和飞行任务的完成。我国对武器装备的可靠性和维修性要求已经制订了相应规范,并作了许多有关推行可靠性工作的具体规定。在近期研制的飞行控制系统产品中可靠性指标已纳入技术条件。

国内外在可靠性工程方面制订了相应标准。

MIL-STD-781C 《可靠性设计鉴定试验及产品验收试验(美国)》

GJB 450-88 《装备研制与生产的可靠性通用大纲》

GJB 899-90 《可靠性鉴定和验收试验》

寿命指标包括首次翻修期、翻修间隔期限、总寿命、使用期限,储存期限等。可靠性指标包括平均故障间隔时间 MTBF、失效前平均时间 MTTF 等。

鉴定试验用于寿命指标的验证,如首次翻修期。而可靠性指标的验证采用不同的方法。这里主要针对可靠性指标 MTBF 的验证方法展开讨论。GJB 899-90 中规定的方法是基于产品在试验过程中施加综合应力(振动、温度、湿度)的方法,所采用的试验设备十分昂贵。对于飞行控制系统来说它的部件一般都处于不同的机械和气候条件下工作,即一部分部件装在非密封的设备舱内,一部分部件安装在密封的驾驶舱内,这往往需要有两台或两台以上的综合应力试验设备同时工作,用于安放处于不同环境条件下的部件,使试验成本成倍增长。在不具备这些试验手段时则可采用外场使用数据统计的方法,例如在“九五”期间研制的某些飞机在开始研制时就规定了用外场统计方法。用若干架飞机,共飞行多少飞行小时后对设备的可靠性指标进行统计、分析。国外一般是用可靠性计算、试验室试验,外场统计数据三种方法得到的数据进行

分析对比。一般可靠性估算值大于试验值。国外经过几十年的努力已通过改进设计和完善试验方法使得试验值和统计值十分接近。

7.3.2 可靠性鉴定试验

可靠性鉴定试验是鉴定新研制的产品可靠性指标 MTBF 时的一种方法。

从飞行控制系统的实际应用中已经证明这种可靠性测定方法是很有成效的,受到生产厂和使用单位的好评。

下面以某自动驾驶仪可靠性鉴定试验为例来说明此项试验的基本设计思想。

选择定时截尾试验方法。选定使用方风险率 $\beta = 10\%$; 生产方风险率 $\alpha = 10\%$; MTBF 的下限值 $\theta_1 = 81\text{h}$, 相图 A21(GJB899-90)中 10-6 方案, 得知

判决故障数: 拒收 6 接收 5

总试验时间 9.27 (θ_1 的倍数)

MTBF 的观测值 $\theta = 1.55^+$ (θ_1 的倍数)

鉴别比 $d = 2.95$ $d = \frac{\theta_0}{\theta_1}$ (其中 θ_0 为 MTBF 的上限值)

选取试验样品数 $n = 2$

总试验时间 $T = 81 \times 9.27 = 750\text{h}$

每套产品的试验时间为 375h。

施加三综合应力(温度、湿度、振动)进行试验。试验剖面是试验中所遵循的应力(温度、湿度、振动)规范。试验剖面是由任务剖面转换成环境剖面再按工程方法处理制成试验剖面。三者间的转换方法详见 GJB-899-90 中 B3.4 节的详细说明。试验剖面图如图 7-2 所示。

在进行正式试验之前,为剔除早期故障,需进行应力筛选,环境应力剖面图如图 7-3 所示。

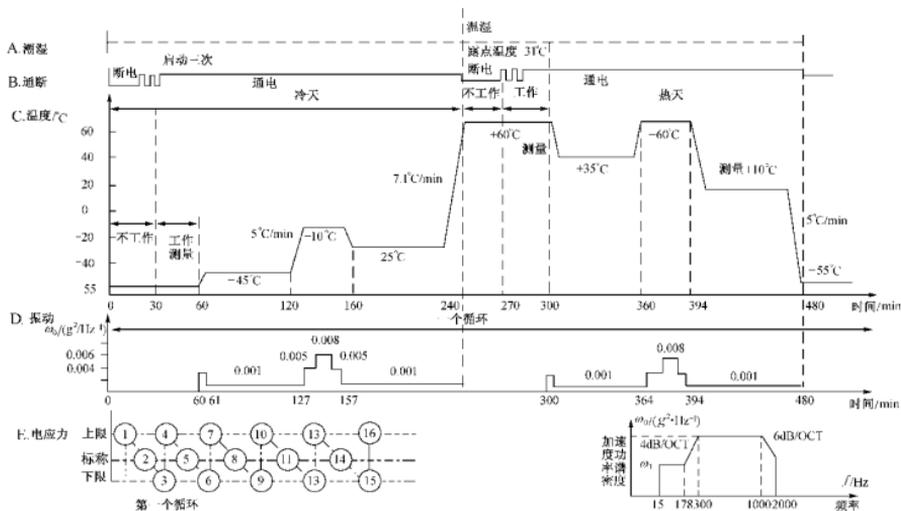


图 7-2 试验剖面图

7.3.3 可靠性增长试验

1) 目的

可靠性增长试验的目的是使产品可靠性不断增长。可靠性增长试验的作用是使产品在规定的条件下经受试验,激发产品故障,找到设计和制造缺陷,分析造成故障的机理。通过分析、采取有效改进措施、使故障不再发生,从而使可靠性提高。

2) 应用

此项试验主要是在工程研制阶段进行的,通过试验—分析—改进—再试验的周期地循环,来达到研制阶段对可靠性的要求。

增长的过程也是为判断所采取措施是否有效提供依据。

可靠性增长快慢取决于解决问题的改进措施的完美程度及其有效程度。可靠性增长试验是反复试验和改进的过程,试验本身不能提高产品的可靠性。在工程研制阶段结束后,不再用可靠性增长试验来提高产品可靠性。

3) 试验方案

增长试验总的试验时间取决于增长模型和产品合同、可靠性定量要求和生产方的经验,一般为产品要求的 MTBF 值的 5 倍 ~ 25 倍。增长试验要求有严格的管理程序,制订试验大纲,绘制试

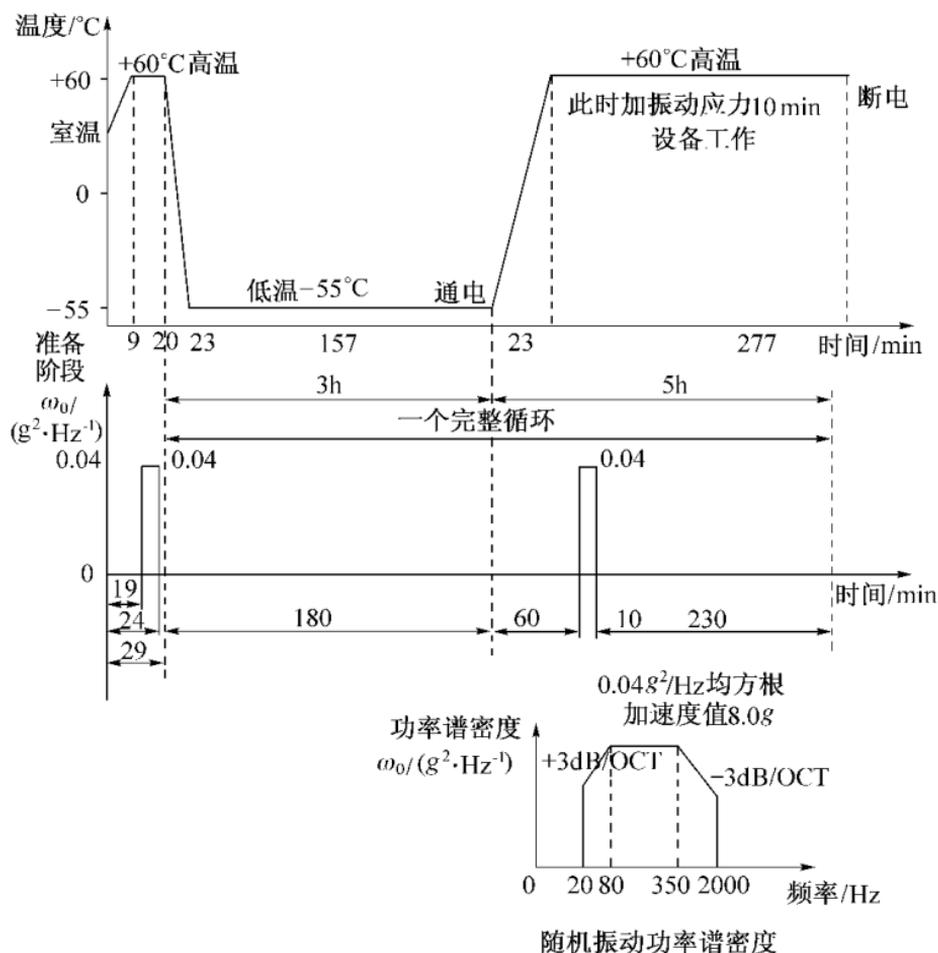


图 7-3 环境应力筛选应力剖面图

验剖面,该试验剖面可采用与可靠性鉴定试验相同的试验剖面。

飞机经常在高空飞行,低气压对飞行控制系统各部件的性能产生明显的影响,特别是对密封件影响较大,会导致性能参数变化。在低气压条件下电接触的触点产生电离火花,绝缘材料零件绝缘性能下降。因此,在综合环境应力中应加入低气压应力因素。这样一来综合应力变为四综合应力(振动、温度、湿度、低气压),施加四综合应力试验的结果更接近在使用中统计的可靠性指标。国外在飞行控制系统的可靠性验证试验中已经应用施加四综合应力的试验方法。在我国,四综合应力试验方法正在研究中,并开始

在部分产品中的应用。

7.4 出厂后的试验

本节中所讲的试验是针对研制阶段所必须进行的试验项目，待产品设计定型并投入批生产后，出厂后的试验项目和内容将大大简化或取消。

7.4.1 装机试验

1) 系统的接通与断开检查

飞行控制系统在操纵系统、电源系统、液压系统、航向姿态系统及大气数据计算机系统均正常工作后才能接通。

系统通电到投入工作一般都经历一个准备过程，此时系统处于协调状态。如果协调过程需经一定时间才能结束，在将工作接通开关接通时要考虑这一因素。

在工作状态检查各种控制机构转换开关的有效性。通常是按通道分别进行检查。检查项目一般都与具体产品型号和功能有关。像调整片效应机构的接通与断开、力开关的功能、负过载断开、极限迎角的限制功能等都存在于具体型号中，但一定有普遍定义。

功能转换、电路转换等也应做相应检查。例如，接通航向角稳定的条件在通用规范中有规定，这些逻辑功能也是检查项目之一。

系统的断开顺序往往与接通的顺序相反，按顺序操作有利于电路的保护。应急切除（断开）按钮（开关）的使用则另当别论。

2) 系统传动比检查

系统的传动比是决定飞行品质的极为重要的参数，必须全面仔细的调整。在总装车间调整时调出精确数值并锁紧，以防飞行中发生变化。在试飞后出厂前要复试。飞行中发现参数不正常时，对有关项的传动比要进行检查。

对有积分或高通网络的信息链应设法解决传动比检测问题。

比例式飞行控制系统的传动比是指舵面偏角与给定输入信号

的比值,在某些小权限系统中,可能接入调效机构并联工作扩充权限或者接入其他并联舵面控制机构,在此情况下其他辅助的并联机构,在检查传动比时一定要暂时切断。在舵机小权限情况下,舵面偏角只有 $1^{\circ} \sim 2^{\circ}$,此时舵面偏角的测量应采用能保证测量精度的夹具和仪表。这里说的舵面偏角是指顺气流的角度,如果在机上测得的角度是舵面绕转轴的角度,则在计算传动比时必须加以校正。测量时要注意测量机械零位和电气零位,电气零位过大时,应通过系统调零环节调整并锁紧。在某些系统中,传动比是随飞行状态的变化自动调节的或者按力臂调节器的臂值调节,检查时要检查各种状态下的传动比,对带有高通滤波器的信号通道传动比,如 k_{ω_z} 、 k_{ω_y} 等,由于测量的是静态参数,在测量这些传动比时要短接高通滤波器。对某些交联信号,如来自大气数据计算机的 ΔH 和 α 信号,在大气数据计算机不开机时给不出来,即使是开机时给出这些信号操作起来十分不方便,也可用测试设备上的模拟器取代这些输入信号。

必须调整系统传动比时,可利用调参部件中的电位计调节。调参电位计带有锁紧螺帽,需用专门的力矩扳手拧紧,从外部加以铅封。

以上所述传动比检查的方法适用于模拟式系统。对数字式系统,改变传动比需改变存储器中的数据,具体方法视情况而定。

3) 电磁兼容性检查

在飞机上,电子设备总是在一定的电磁环境中工作。在电子系统或分系统内,设备之间必然产生电磁干扰。在机上的传递途径可以是沿电源线传导也可以通过辐射传递。机上电磁兼容性检查的目的是为了在飞机上这个特定的生存环境中,在相互干扰的条件下检查系统是否还能正常工作。对飞行控制系统来说,它产生的电磁干扰很小,对其他电子设备的影响较小,在该项机上检查中主要是测定机上的强干扰源,如大功率电源、雷达工作时飞行控制系统还能否正常工作。在机上地面检查时主要看飞行控制系统是否正常投入工作,转换电路是否正常工作以及舵机输出端(舵

面)是否抖动。

4) 与有关交联设备、交联系统的检查

在机上与飞行控制系统交联工作的设备和系统种类繁多。在研制过程中首先在地面交联试验过程中,凡有条件的地方均已做过接口对接验证试验。在机上安装后,在现场条件下有的设备难以通电操作并向飞行控制系统输出相应的控制或开关信号。大量应用的与飞行控制系统交联的设备,如航向姿态系统和大气数据计算机系统(含迎角信号),它们向飞行控制系统输送的信号一般占飞行控制系统从外部设备获取信号数的50%左右。这些系统在现场通电操作相对较为简单可行。试验时,航向姿态传感器(惯导平台)安装到手摇三轴转台上,通过操纵手摇转台可方便地给出姿态角和航向角,用于检查阻抗匹配、逻辑转换、传动比等。与大气数据计算机的交联试验要动用较多测试设备,如大气数据计算机专用试验器,膜盒仪表试验器(用于抽真空),连接空速管全压和静压的管路等。这里可以检查高度信号传动比,动态调参效果,迎角传动比等。有些设备,如无线电高度表、火控系统等要求实物参与飞行控制系统调整试验阶段的工作比较困难。必要时,例如欲检查传动比时可用模拟器代替。

7.4.2 飞行试验

飞行试验是飞机自动飞行控制系统研制过程中的一个重要环节。工程发展阶段的飞行试验通常称为原理性试飞。新型(或改型)军用飞机设计定型阶段飞行控制系统的飞行试验是国家鉴定试飞的一部分,通常称为设计定型试飞。新型(或改型)民用飞机型号合格审定中的飞行试验是符合性验证方法之一,通常称为型号合格审定试飞。批生产的飞机在出厂交付使用部门之前进行的飞行试验通常称为检验试飞。

下面着重讲述原理性试飞、设计定型试飞和型号合格审定试飞。

7.4.2.1 原理性试飞

设计研制单位完成试验室各种试验之后将进入工程发展阶段的重要环节——原理性飞行试验,有时也称之为科研试飞。

原理性试飞的主要目的是验证系统设计的各项功能,测试系统的技术性能指标,调整系统参数,发现和排除系统设计、制造上的故障和缺陷,校正系统技术说明书和使用维护说明书。

飞行控制系统是飞机飞行的关键系统,属二类航空产品。通常,由国家授权的试飞鉴定单位承担试飞任务。

系统设计研制单位应向承担试飞任务的单位提交试飞任务书。同时,提供系统设计的有关技术资料(系统技术说明书及总图、模拟试验报告、使用维护说明书等)。如有可能,至少在系统最后一轮模拟试验时,请试飞主管工程师和主管试飞员参加,便于准备飞行试验测试方案,研究试飞方法。

试飞大纲由试飞主管工程师和主管试飞员以及系统总设计师一起制定。整个飞行试验在飞行试验主管工程师领导下完成。

为保证试飞进度,缩短试飞周期,及时模拟复现试飞中出现的问题和分析解决问题,应当提供三套试飞产品(一套装机、一套备份、一套装模拟台)。

试飞过程中系统设计师的首要任务是保证系统正常工作,及时排除故障;其次是根据试飞工程师提供的试飞曲线和数据与原设计和模拟试验结果进行对比分析。

如果通过原理性试飞发现设计、制造上有重大缺陷或通过调整参数仍不能达到设计指标,系统设计师有可能对系统设计进行改进,经过模拟试验,再次进行原理性试飞。因此,在系统的工程发展阶段,原理性试飞可能不止一次。

7.4.2.2 设计定型试飞

设计定型试飞的主要目的是以设计定型状态的飞机为控制对象,鉴定系统的各项功能和技术指标是否达到批准的战术技术要求,为设计定型提供依据。同时为驾驶员手册和机务人员手册提供必要的数据库。

设计定型试飞必须由国家授权的试飞鉴定单位承担。

设计单位应向试飞鉴定单位提交试飞任务书,同时提供有关的技术资料。

装机试飞的系统必须是批准的技术状态。为保证试飞顺利进行,应提供备份产品。

设计定型试飞大纲由试飞鉴定单位根据 GJB2191-94《有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范》、批准的战技要求和定型技术状态以及研制情况,征求设计研制单位意见后起草编制,报航空军工产品定型委员会审批。整个飞行试验在试飞主管工程师领导下完成。

飞行试验测试设备应能将每次飞行的时间历程记录下来,其精度应不低于被测系统。测试参数通常有三类:鉴定系统性能指标所必需的;分析试飞结果所必需的;处理试飞数据所必需的。

飞行试验前,除进行 7.4.1 的试验内容外,还应完成大量的地面工作:测试设备的加(改)装及其校准;按给定的公差范围测定各传动比的额定值、上限值和下限值;测试舵回路的动态特性;测定人工干扰信号量;测试人工超控力;试飞员进行座舱实习。

飞行试验分为四个阶段:

(1) 检验飞行。在正常重心、重量条件下,在典型飞行剖面上对系统的功能进行检查,对测试设备的工作情况进行检查。

(2) 调参飞行。在不同的重心、重量条件下,在整个飞行包线范围内选择不同的高度、速度组合,采用阶跃指令输入法测试系统的动态特性。在传动比的公差范围内调整参数,选择较佳的增益组合。

(3) 性能试飞。在不同的重心、重量条件下,在整个飞行包线范围内选择不同的高度、速度组合,采用三角脉冲指令输入法测试系统的静态特性,采用阶跃指令输入法测试系统的动态特性,检查系统的各项技术指标。

(4) 安全试飞。通过故障模拟测定系统的瞬态响应,试验测定人工超控力。

系统设计师对每次飞行后试飞员的评述意见应当十分重视。试飞员的评述意见是对系统性能的定性评价,根据试飞记录处理出的数据是对系统性能的定量评价,两者通常是一致的。

7.4.2.3 型号合格审定试飞

型号合格审定试飞的目的是为了演示验证系统对民用航空条例各类飞机适航标准相关条款的符合性,为型号合格审定提供依据。同时为飞行手册和维护手册提供必要的数据库。

型号合格审定的依据是适航标准 CCAR-23 部和 CCAR-25 部相关条款。通常采用美国联邦航空局咨询通报 AC 25.1329-1A《自动驾驶仪系统批准》和 AC 23.1329-2《自动驾驶仪系统在小型飞机上的安装》所推荐的符合性验证方法。

民用飞机型号合格审定试飞与军用飞机设计定型试飞在测试方法、试飞方法、飞行前机上地面试验等方面有很多相似之处,也有某些不同之处,这里重点介绍不同之处,相似之处不再重复。

飞行试验大纲由型号合格审查组审核,型号合格审定委员会批准。试飞期间应通知型号合格审查组到现场观察飞行试验。

飞行试验分五个阶段:

(1) 调试飞行。在正常重心、重量条件下,在典型飞行剖面上对系统功能进行检查,对测试设备的工作情况进行检查,包括引入阶跃指令、引入简单故障。

(2) 调参飞行。在不同的重心、重量条件下,在整个飞行包线范围内选择不同的高度、速度组合,采用阶跃指令输入法测试系统的动态特性,从而确定最佳参数组合。

(3) 性能试飞。在不同的重心、重量条件下,在整个飞行包线范围内选择不同的高度、速度组合,伺服力矩取下限值,演示验证系统能够完成其预定的功能。

(4) 安全性飞行试验。这是民用飞机自动飞行控制系统在型号合格审定试飞中十分重要的内容。主要目的是验证系统对适航标准中以下两款的符合性:“由一个驾驶员就足以克服自动驾驶仪的作用,而使他能够操纵飞机”和“自动驾驶仪的设计和调整必

须做到在驾驶员可以调整的范围内,在适于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下,不论正常工作或失灵(假如在合理的时间内开始纠正)均不会对飞机引起危险的载荷或使飞机航迹产生危险的偏离”。试飞时,伺服力矩取上限值。

对前一款,要实测强迫操纵力。适航标准有明确的定量要求。

对后一款,要在整个飞行包线范围,各种不同的飞行状态下进行大量的故障演示。咨询通报有定量要求和可供采用的试飞方法。为此,系统设计师应在飞行试验前完成系统故障和容限分析。

(5) 验收飞行。拆除测试设备后,在正常重心、重量和正常增益条件下,演示系统的全部功能。

参 考 文 献

- 1 张明廉. 飞行控制系统. 北京: 航空工业出版社, 1994, 225 ~ 234
- 2 文传源. 现代飞行控制系统. 北京: 北京航空航天大学出版社
- 3 Brain L. Stevens, Frank L. Lewis. Aircraft Control and Simulation. Wiley INTER-SCIENCE, 1992
- 4 [英]阿诺德·菲尔德. 国际空中交通管制. 李春锦等译. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990, 26 ~ 29
- 5 菲利普丁·克拉斯. ICAO 已不再要求必安装 MIL. 韩世杰译. 国际航空, 1995, (7) 52 ~ 53
- 6 王宫清译. ICAO 探讨着陆方案. 导航与雷达动态, 1995 (5) 37 ~ 40
- 7 北航导航教研室. 利用 GPS 进近着陆方案的研究. 国际航空, 1990 (11) 50 ~ 52
- 8 吴晓进译. KCPT 满足 III b 类自动着陆要求. 导航与雷达动态, 1995 (6) 38
- 9 拉沃仁期·恒格尔著. 刘英伟译. 利用 GPS 进行精密进场的可行性研究. 导航, 1989 (3): 49 ~ 61
- 10 周其焕. 区域导航概述. 国际航空, 1992 (1)

内 容 简 介

本书比较全面地介绍了自动飞行控制系统所属各主要分系统的设计原理和设计方法,概略地介绍了系统的研制内容以及对系统主要组成部件的设计要求。是对国内 30 年来自动飞行控制研制工程实践经验的概括总结。因此,本书具有较强的工程性。

本书可供从事飞行控制系统研制的工程技术人员阅读,也可作为航空工业院校和空军、民航有关院校自动飞行控制专业的参考书。

Abstract

This book introduces fully design principle and method of each main system which belongs to the automatic flight control system, and describes briefly developing contents and design requirements of main parts of the system. It is an engineering practice summary of automatic flight control system according to the experiences in the past thirty years in China. Therefore, the book has stronger engineering characteristic.

The book can be provided for engineering technicians

to read ,who are engaging flight control system development , and also ,it is a reference to the students who are studying automatic flight control subject in the colleges of aeronautic industry ,air force ,and civil aviation.