国防科工委“十五”规划教材.电气工程

航空航天器供电系统

沈颂华　主编

北京航空航天大学出版社

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

内容简介

本书主要论述航空航天器供电系统的基本概念与术语、结构组成与功能、运行原理与特性、技术现状与发展；同时，对航天器供电系统、飞机直流与交流电源系统、飞机配电系统、飞机供电系统技术要求和工程设计进行了较为系统的展开与讨论，并列举了不同类型航空航天器供电系统的一些实例。每章最后均列出了复习思考题。

本书为高等学校航空航天电气工程类相关课程教材，也可作为从事航空航天电气工程科学研究、技术设计、生产制造和使用维护工程技术人员的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

航空航天器供电系统/沈颂华主编. —北京：北京航空航天大学出版社，2005.9

ISBN 7-81077-665-7

Ⅰ.航… Ⅱ.沈… Ⅲ.航空航天器—供电 Ⅳ.V242

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 048494 号

航空航天器供电系统

沈颂华 主编

责任编辑 韩文礼

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(100083)

发行部电话：010-82317024 传真：010-82328026

http://www.buaapress.com.cn E-mail：bhpress@263.net

北京市松源印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本：787×960 1/16

印张：22.0 字数：493 千字

2005 年 9 月第 1 版 2005 年 9 月第 1 次印刷

印数：3 000 册

ISBN 7-81077-665-7 定价：30.00 元

国防科工委“十五”规划教材编委会

（按姓氏笔画排序）

主　任：张华祝

副主任：王泽山　陈懋章　屠森林

编　委：王　祁　王文生　王泽山　田　莳　史仪凯
乔少杰　仲顺安　张华祝　张近乐　张耀春
杨志宏　肖锦清　苏秀华　辛玖林　陈光[illegible]
陈国平　陈懋章　庞思勤　武博祎　金鸿章
贺安之　夏人伟　徐德民　聂　宏　贾宝山
郭黎利　屠森林　崔锐捷　黄文良　葛小春

总　　序

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

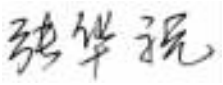
国防科技工业是知识密集型产业，国防科技工业发展中的一切问题归根到底都是人才问题。50 多年来，国防科技工业培养和造就了一支以“两弹一星”元勋为代表的优秀的科技人才队伍，他们具有强烈的爱国主义思想和艰苦奋斗、无私奉献的精神，勇挑重担，敢于攻关，为攀登国防科技高峰进行了创造性劳动，成为推动我国科技进步的重要力量。面向新世纪的机遇与挑战，高等院校在培养国防科技人才，传播国防科技新知识、新思想，攻克国防基础科研和高技术研究难题当中，具有不可替代的作用。国防科工委高度重视，积极探

索，锐意改革，大力推进国防科技教育特别是高等教育事业的发展。

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

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

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



前　言

本书是国防科工委“十五”重点建设教材，根据 1990 年版《飞机供电系统》（国防工业出版社）和 1995 年版《航空航天器供电系统》（航空工业出版社）在实际教学中的使用情况和经验积累，由三校（西北工业大学、南京航空航天大学、北京航空航天大学）二所（原航空 603 所、航空 301 所）组成编写组，经过讨论，提出修改意见后统一撰写。本书针对工程类专业课程的特点，突出了工程观念和工程意识的建立，增设了工程设计章节；又按照航空航天器供电系统的课程定位，特别强调了系统的观念与概念，以当代现役武器装备型号中的供电系统为对象，展开了有关工程技术问题与相关理论的讨论。本书安排有一定比例的新技术与发展动态介绍，以开阔读者思路，跟踪相关学科与技术发展的前沿。

全书共分 8 章。第 1 章概论，主要介绍航空航天器供电系统的基本概念与定义，以及系统的组成、类型与参数；第 2 章航天器供电系统，主要介绍航天器供电系统的组成与特点，以及航空航天器用的化学电源与特种电源；第 3 章飞机直流电源系统，以低压直流系统为主，介绍系统及其组成环节的结构特点，控制保护，并联运行和起动发电，同时对高压直流系统也作了简要介绍；第 4 章飞机交流电源系统，以恒速恒频和变速恒频为主要内容，介绍其结构组成与原理，并联运行和控制保护等有关技术；第 5 章飞机配电系统，主要介绍飞机供电系统中配电与供电的相关技术与理论，并列入了电气系统综合控制管理的相关技术；第 6 章飞机供电的特性及其技术要求，从飞机供电系统的基本参数出发，对飞机供电特性要求和系统的相容性作了介绍；第 7 章飞机供电系统的工程设计，主要介绍飞机供电系统工程设计的要求、原则与程序；第 8 章航空航天器供电系统举例，具有手册类型性质，以有助于读者建立航空航天器供电系统的完整概念。

本书第 1 章由沈颂华编写，第 2 章由袁海文编写，第 3、5 章由张晓斌、吴小华编写，第 4 章由谢少军编写，第 6 章由王守芳编写，第 7 章由马述训编写，第 8 章由马齐爽编写，由沈颂华担任主编。空军工程大学严东超教授、南京航空航天大学严仰光教授和西北工业大学李颂伦教授审阅了全书，提出了极为宝贵意见，北京航空航天大学出版社蔡喆和韩文礼编辑也付出了很多心血，为提高本教材质量作

出了贡献，在此深表谢意。本书在编写过程中还得到了我国航空航天有关部门和厂、所专家的帮助与指导。付晓余、曹宇、何凯和邹勇等同志为成稿也做了大量工作，在此一并表示感谢。

由于水平有限，书中缺点错误敬请广大读者批评指正。

编　者

2005 年 6 月

目　　录

第 1 章　概　论

1.1　航空航天器能源与电气系统 …… 1

1.1.1　航空航天器能源 …… 1

1.1.2　航空航天器电气系统 …… 2

1.2　航空航天器供电系统基本类型及其基本参数 …… 3

1.2.1　基本类型 …… 3

1.2.2　直流供电系统基本参数 …… 4

1.2.3　交流供电系统基本参数 …… 4

1.3　飞机电源系统的功能与构成 …… 5

1.4　飞机配电系统的功能与构成 …… 6

1.5　航空航天器供电系统的工作环境和工作状态 …… 7

1.5.1　飞机供电系统工作环境条件 …… 7

1.5.2　飞机供电系统工作状态 …… 9

1.5.3　航天器供电系统的工作环境条件和工作状态 …… 10

1.6　航空航天器供电系统的技术发展 …… 11

1.6.1　飞机供电系统的技术发展 …… 11

1.6.2　航天器供电系统的技术发展 …… 18

复习思考题 …… 19

第 2 章　航天器供电系统

2.1　航天器供电系统的组成 …… 20

2.1.1　航天器供电系统组成 …… 20

2.1.2　电源与储能装置 …… 20

2.1.3　配电系统 …… 21

2.2　航天器供电系统中的电源 …… 22

2.2.1　航天器电源种类 …… 22

2.2.2　化学电池 …… 23

2.2.3　航天器用特种电源 …… 34

2.3　航天器电源系统 …… 43

2.3.1　航天器电源系统种类 …… 43

2.3.2　航天器电源系统的调节与控制 …… 47

2.4　火箭电源 …… 55

复习思考题 …… 57

第 3 章　飞机直流电源系统

3.1　概　述 …… 58
3.2　飞机直流发电机 …… 58
3.2.1　飞机直流发电机的特点 …… 58
3.2.2　飞机直流发电机的工作特性 …… 59
3.2.3　飞机直流发电机的种类 …… 61
3.2.4　飞机直流发电机的冷却 …… 63
3.3　飞机直流发电机的电压调节 …… 65
3.3.1　电压调节及其技术发展 …… 65
3.3.2　晶体管式电压调节器 …… 67
3.4　直流电源的并联运行 …… 73
3.4.1　并联条件和负载分配 …… 73
3.4.2　自动均衡电路 …… 74
3.4.3　发电机与蓄电池的并联运行 …… 75
3.5　飞机直流电源的控制与保护 …… 77
3.5.1　飞机直流发电机的控制与反流保护 …… 77
3.5.2　飞机直流发电机的过电压保护 …… 79
3.5.3　飞机直流发电机的短路保护 …… 80
3.6　起动发电系统 …… 80
3.6.1　航空发动机的起动特性及其起动要求 …… 80
3.6.2　航空发动机的电起动过程 …… 82
3.6.3　典型的喷气发动机起动发电系统 …… 82
3.7　飞机直流供电系统的二次电源 …… 84
3.8　高压直流供电系统 …… 85
3.8.1　高压直流电源发电机 …… 85
3.8.2　高压直流供电系统的构成 …… 86
3.8.3　高压直流供电系统的二次电源 …… 88
复习思考题 …… 88

第 4 章　飞机交流电源系统

4.1　概　述 …… 89
4.2　飞机恒速恒频交流电源系统 …… 90
4.2.1　齿轮差动式液压恒速传动装置 …… 90
4.2.2　飞机无刷交流发电机 …… 102
4.2.3　飞机无刷交流发电机的电压调节 …… 114
4.3　飞机变速恒频交流电源系统 …… 120
4.3.1　变速恒频电源 …… 120
4.3.2　交交型变速恒频电源 …… 122
4.3.3　阶梯波合成型交直交变速恒频电源 …… 127

4.3.4 脉宽调制型交直交变速恒频电源 …… 133
4.3.5 变速恒频无刷启动/发电系统 …… 150
4.3.6 交流励磁变速恒频发电机 …… 154
4.4 飞机交流电源的控制 …… 158
4.4.1 交流电源系统的并联和不并联运行 …… 158
4.4.2 并联交流电源系统的控制 …… 160
4.4.3 不并联交流电源的控制 …… 163
4.4.4 发电机控制器和汇流条控制器 …… 164
4.5 飞机交流发电机的并联运行 …… 165
4.5.1 发电机投入电网的条件 …… 165
4.5.2 并联发电机间的功率分配原理 …… 166
4.5.3 无功功率检测原理 …… 168
4.5.4 有功功率检测原理 …… 170
4.6 飞机交流电源的保护 …… 171
4.6.1 飞机交流电源的故障 …… 171
4.6.2 不并联交流电源的故障保护 …… 172
4.6.3 并联交流电源的故障保护 …… 174
4.6.4 飞机交流电源的故障分析、自检测与保护设置 …… 175
4.7 飞机交流电源系统的二次电源 …… 180
4.7.1 变压整流器 …… 180
4.7.2 电子式变压整流器 …… 182
4.7.3 蓄电池充电器 …… 183
复习思考题 …… 184

第 5 章 飞机配电系统

5.1 飞机配电系统布局 …… 187
5.1.1 对飞机配电系统的要求 …… 187
5.1.2 电网的线制 …… 187
5.1.3 配电方式 …… 189
5.1.4 供电电网的形式 …… 190
5.2 飞机配电系统的控制与保护 …… 194
5.2.1 配电系统的控制 …… 194
5.2.2 飞机电网的保护 …… 197
5.3 飞机电网计算 …… 200
5.3.1 电网计算 …… 200
5.3.2 电网导线截面计算和选择 …… 201
5.3.3 电网电压降及电压损失计算 …… 202
5.4 电网短路电流计算 …… 205
5.4.1 直流电网短路电流计算 …… 205

5.4.2 交流电网短路电流计算 …… 206
5.5 先进飞机电气系统综合控制管理技术 …… 224
5.5.1 电气系统综合控制 …… 224
5.5.2 数据通信基本原理 …… 225
5.5.3 1553B 总线通信协议 …… 229
5.5.4 飞机电气综合控制系统结构 …… 234
5.5.5 飞机电气综合控制系统硬件 …… 236
5.5.6 飞机电气综合控制系统软件 …… 241
复习思考题 …… 243
第 6 章 飞机供电系统特性及其技术要求
6.1 概 述 …… 245
6.2 飞机供电系统特性参数 …… 246
6.2.1 飞机供电系统特性参数定义 …… 246
6.2.2 直流供电系统的供电特性参数 …… 246
6.2.3 交流供电系统的供电特性参数 …… 247
6.3 飞机直流供电特性要求 …… 248
6.3.1 飞机直流供电系统稳态特性要求 …… 248
6.3.2 飞机直流供电系统瞬态特性要求 …… 254
6.4 飞机交流供电特性要求 …… 256
6.4.1 飞机交流供电系统稳态特性要求 …… 256
6.4.2 飞机交流供电系统瞬态特性要求 …… 260
6.5 飞机供电系统的相容性 …… 263
6.5.1 飞机供电系统的瞬态与稳态 …… 263
6.5.2 飞机供电系统转换工作状态时的供电特性要求 …… 263
6.5.3 飞机供电系统相容性 …… 264
复习思考题 …… 265
第 7 章 飞机供电系统的工程设计
7.1 飞机供电系统的工程设计和技术要求 …… 266
7.1.1 工程设计依据和工程技术要求 …… 266
7.1.2 工程设计与研制 …… 267
7.2 电气负载和电源容量分析 …… 267
7.2.1 电气负载的分类与统计 …… 267
7.2.2 电气负载分析 …… 268
7.2.3 电源容量分析 …… 269
7.2.4 蓄电池分析 …… 271
7.3 供电系统方案设计 …… 271
7.3.1 供电系统方案设计的主要任务 …… 271
7.3.2 供电系统方案选择 …… 272

7.4 电源系统设计 …… 276
7.4.1 电源系统的接口关系和成品协调 …… 276
7.4.2 主电源系统设计 …… 278
7.4.3 二次电源、应急、辅助、地面和专用电源设计 …… 279
7.4.4 电源系统的控制、保护和自检测方案设计 …… 280
7.5 配电系统设计 …… 282
7.5.1 配电系统设计要求 …… 282
7.5.2 配电形式与布局方案设计 …… 283
7.5.3 电线、电缆选择与截面计算 …… 284
7.5.4 配电网路保护装置的配置 …… 285
7.6 飞机供电系统的可靠性设计 …… 285
7.6.1 可靠性设计准则 …… 285
7.6.2 系统的可靠性评估 …… 287
7.6.3 系统可靠性初步计算 …… 288
7.7 设计图样的绘制 …… 290
7.7.1 图样种类及其用途 …… 290
7.7.2 系统图的绘制原则与方法 …… 295
7.8 供电系统的验证试验 …… 295
复习思考题 …… 297
第 8 章 航空航天器供电系统举例
8.1 飞机直流供电系统举例 …… 298
8.1.1 单发低压直流供电系统 …… 298
8.1.2 并联低压直流供电系统 …… 299
8.1.3 高压 270 V 直流供电系统 …… 305
8.2 飞机交流供电系统举例 …… 308
8.2.1 不并联恒速恒频供电系统 …… 308
8.2.2 并联恒速恒频供电系统 …… 310
8.2.3 变速恒频供电系统 …… 316
8.3 飞机混合供电系统举例 …… 318
8.3.1 混合供电系统 …… 318
8.3.2 低压直流电源系统 …… 320
8.3.3 交流电源系统 …… 324
8.4 航天器供电系统举例 …… 326
8.4.1 太阳同步轨道卫星电源系统 …… 326
8.4.2 “阿波罗”飞船供电系统 …… 328
复习思考题 …… 332
参考文献

第1章　概　论

1.1　航空航天器能源与电气系统

1.1.1　航空航天器能源

在地球大气层内离开地面运动的物体被称作航空器；而在地球大气层外运动的物体则被称为航天器。航空器和航天器统称为航空航天器。它们离开地面，分别在大气层内和大气层外运动，这都需要做功，做功的能量则要由能源来提供。同时，航空航天器中装有诸多设备，各种设备都要完成一定功能，也都需要能量，这同样要由能源来提供。上述能源都要由航空航天器自身载有，称之为航空航天器能源。航空航天器上的动力装置，能利用所载有的蕴藏能量的物质（通常称为燃料）直接产生航空航天器所需的能量，这种动力装置就称为航空航天器的一次能源装置或设备。航空器中的飞机，装备有航空发动机，它是飞机的动力装置，通过消耗航空燃油使叶轮转动，产生飞机所需要的推力、拉力或升力，同时还可以满足机上设备对能量的某些需求，航空发动机就是飞机上的一次能源设备。航天器离开地面进入太空预定轨道，是由运载火箭（亦称导弹）实现的，导弹上装备有火箭发动机，通过消耗火箭燃料产生内部物质的喷射，形成反作用力，促使运载火箭连同航天器的飞行运动，火箭发动机就是航天器的一次能源装置。进入轨道后，航天器将与运载火箭脱离，其在外层空间的轨道运动基本上由天体力学规律确定，一般不需要其他能量的供给。然而，航空航天器上的设备装置，包括发动机，要完成其特定的功能，如发动机点火等，都需要一定能量，且所需能量类型可能与一次能源直接提供的能量类型不同。为此，航空航天器上还需配备其他类型的能源。根据具体情况，其他类型能源的种类可能需要有多种，如电能，液压能，气压能等。航空航天器上的其他能源统称为航空航天器的二次能源。在航天器上，其二次能源，除由变换一次能源设备提供的一次能源来获得之外，还可通过变换航天器外部能源来获得，如卫星上的太阳能电池，使卫星不必携带大量的能源设备，可大大减轻其质量。

飞机起落架的收放，舱门的启闭，飞机操纵面的控制，目前绝大部分都采用液压作动机构，需要液压能类型的二次能源。液压作动机构具有出力大，响应快，体积小和工作平稳等特点；而其正常工作须有高压液压源，蓄压器及其相应的输油管路和控制保护阀，以构成完整的液压能源系统。飞机机轮的刹车，弹药的传输则都用气压能，由机载气压能源提供；机翼的防冰，座舱的温度调节有不少是靠提取发动机压气机增压后的空气来实现，需要的也是机载气压能源。

飞机上还有大量设备靠电能工作，需要有机载电能类型的二次能源。所以，当代飞机上同时存在有三种二次能源，使飞机内部管路与电路纵横交叉，错综复杂，导致了飞机的工艺性、可维护性和可靠性的降低。

第二次世界大战期间，出现了一些大量使用电能的飞机，其起落架收放、舱门启闭、飞机舵面控制等都采用了电动机构。近 30 多年来，电工技术有突破性发展，新电工材料和电工器件不断涌现，微型计算机技术也迅速发展，使新型机电作动机构具有足够的技术支撑，以取代液压和气压作动机构。因此，飞机二次能源的统一问题已摆在航空电气工程技术人员面前。航天器进入大气层外的运行轨道后，不再需要一次能源，其所载设备必须要有专门的二次能源来提供能量，其中电源是航天器上常用的二次能源。早期的人造地球卫星都采用化学电池，即原电池或蓄电池；后来，则以应用太阳能电池作为卫星电源的居多；飞船和航天飞机上的电源，一般采用燃料电池和蓄电池；宇宙探测器和某些军用卫星，常采用核能电源。在航空航天器正常工作期间，直接供应其用电设备电能的装置称为主电源，组成的相应系统就称为主电源系统。

1.1.2 航空航天器电气系统

航空航天器电气系统由供电系统和用电设备组成。其中，供电系统要向用电设备提供电能，而用电设备则消耗供电系统所提供的电能，以完成其特定的功能。供电系统要向用电设备提供电能，必须具有电能产生与变换和电能传输与分配的功能。实现电能产生与变换功能的环节与设施称为电源系统；而实现电能传输与分配功能的环节与设施则称为输配电系统。航空航天器中的供电系统，其电能传输的路径短，一般将其输配电系统简称为配电系统。航空航天器的供电系统由电源系统和配电系统组成，它包含从电源到用电设备输入端的全部环节。其中，电源到电源汇流条之间的部分是电源系统，电源汇流条到用电设备输入端之间的部分是配电系统。航空航天器的用电设备是指航空航天器上所有使用电能的设备，装置和系统。

随着航空航天技术的不断发展，航空航天器用电设备的种类和数量也在不断增加。按照其所实现的特定功能，飞机上的用电设备有：

① 发动机和飞机的操纵控制设备，如发动机的起动、喷油、点火设备，发动机推力或转速控制设备，飞机仪表、飞行控制、导航、通信和燃油供给设备，起落架收放和舱门启闭设备等；

② 机上人员生活和工作所需设备，如座舱环境控制系统、照明与加温设备、氧气设备、安全与救生设备等；

③ 完成飞行任务所需的设备，这与飞机的类型、用途有关，如军用机有火力控制设备、投弹瞄准设备、照明侦察设备等，民用机有客舱照明设备和厨房设备等。

飞机上还有不少靠液压能和气压能工作的设备，前者称为液压设备，后者称为气压设备。航天器上的用电设备按功能分为：

① 动力装置的操纵控制设备；

② 导引、飞行控制、姿态控制和通信设备；

③ 定时引信设备；

④ 装载实验的用户设备等。

用电设备按用电种类可划分为直流用电设备和交流用电设备。例如，直流电动机只有在直流供电时才能工作，异步电动机只在交流供电时才能旋转，三相异步电动机则必须有三相对称交流供电才能正常运行。有的用电设备（例如白炽灯）既可在直流电源供电时工作，也可由交流电源供电，且对电源频率没有严格要求；但有的设备（如电动陀螺仪和某些电动仪表）要求提供频率十分稳定、波形为正弦的三相交流电。因此，用电设备可分为直流、交流和交直流两用三种类型。交流用电设备又可分为与频率无关或关系不大的设备、要求电源频率稳定的设备以及要求电源频率相当稳定的设备。从交流电相数来看，有的用单相交流电，有的则必须用三相交流电。

用电设备一般按照其实现功能的性质及其重要性进行分类，以确定其获得电能的质量要求和优先等级。例如，飞机上的用电设备分为三类，即一般用电设备、重要用电设备和关键用电设备。一般用电设备是指改善飞行条件而不影响飞行任务和安全的设备，如生活设施等；重要用电设备是指完成飞行任务所必需的设备，如火控等；关键用电设备是指安全飞行和着陆所必需的设备，如飞行控制、飞行指示、应急通信和着陆系统等。在航空航天器的电气系统中，用电设备对供电系统提供电能的质量有一定的要求；同样，供电系统，尤其是电源系统，对其用电设备也有一定的要求。对于飞机，已有国家军用标准 GJB 181A—2003《飞机供电特性》作出了规定，此标准也被航天器电气系统参照并应用。

1.2 航空航天器供电系统基本类型及其基本参数

1.2.1 基本类型

航空航天器供电系统的基本类型一般有两种划分方法：一是按照其主电源电能的形式与特性来划分；二是按照其主电源系统电能传输分配的电网络结构与特点来划分。由于电能形式有直流和交流两种基本类型，航空航天器供电系统也有直流供电系统和交流供电系统两大类型。对飞机而言，就目前航空领域电气工程技术的应用与发展现状，直流供电系统又按所应用直流电能电压参数的不同，分为低压直流供电系统和高压直流供电系统，其中低压系统的额定电压为 28 V，高压系统则为 270 V。

现有的交流供电系统，按照所应用交流电能产生机理与参数特点分为恒速恒频交流供电系统、变速恒频交流供电系统和变频交流供电系统。其中，恒速恒频系统输出交流电能的恒频是靠恒定发电机的转速来实现；变速恒频系统的发电机转速不恒定，发电机产生变频交流电能，系统输出的恒频交流由电子变换器实现；变频系统则输出变频交流电能，发电机不恒速，供电系统向用电负载直接提供的是发电机产生的变频交流电能。在某些飞机上，根据其用电设

备对电能类型及其用电量的具体需求，同时存在直流和交流电能形式的两种主电源，供电系统同时提供直流和交流两种形式的电能，这也是航空航天器供电系统中的一种基本类型，称为混合供电系统。

飞机上产生电能的主电源装置(即发电机)数量通常与飞机发动机数量相同，所以存在多台主电源装置同时给机载用电设备供电的状态。根据系统电能传输分配电网络的不同结构及其特点，有并联供电系统和非并联供电系统两种基本类型。其中，非并联供电系统，其主电源装置都有各自的汇流条，且通过此汇流条向各自的机载用电设备提供电能，整个系统分成多个供电网络分别供电，仅当系统处于非正常工作状态时，各个供电网络及其用电设备之间才会有供电关系的切换。至于并联供电系统，其供电网络中设置了所有主电源装置共同的汇流条，所有主电源装置产生的电能都输送至此，所有机载用电设备也都从此汇流条获取电能。当主电源装置数量较多时，一般大于或等于 4，系统的供电网络也采用分组并联的形式，各组都有大于或等于 2 台主电源装置并联运行，而组间不并联，整个系统分成两个或两个以上的供电网络给机载用电设备分别供电，这种系统称为分裂式并联供电系统。

1.2.2 直流供电系统基本参数

供电系统的基本参数是指系统的电气参数、结构及其连接方式等技术指标与形式，与供电系统以及用电设备的质量、体积、大小和性能有密切关系。直流供电系统最主要的基本电气参数是其额定电压值，选择时要考虑诸多因素，如馈电线的长度、配电系统的质量、传输功率大小、线路功率损耗、传输线机械强度、人员安全性、高空工作可靠性等，起主导作用的则是系统传输功率的大小与配电系统质量的合理性；其中受机械强度的限制，飞机供电系统中输电导线的最小截面为 0.2 mm^2；除这些技术因素之外，常常还与经济性和历史继承性等因素有关。

此外，直流供电系统的基本电气参数还有系统的额定容量和相应的额定电流。

目前，采用直流供电系统的飞机，绝大部分仍为低压直流供电系统，其额定电压值为 28 V。而已有少数飞机采用了高压直流供电系统，其额定电压值为 270 V。

飞机直流供电系统的供电线路连接方式，大多数都采用负线接地，即负线接飞机机身壳体的单线制，以有效减轻飞机电网质量。

1.2.3 交流供电系统基本参数

交流供电系统最主要的基本电气参数是额定电压与频率，相数和相位也是其基本电气参数。

飞机供电系统的额定电压值一直随航空技术的发展和机载设备与用电量的增加而不断提高。早期飞机采用直流供电系统，借用汽车电源技术，电压为 12 V。随后，由于飞机设备与用电量增多而采用了 28 V 电压。可飞机设备与用电量依然增长，迫使供电系统额定电压值必须提高。然而，100 V 以上直流开关的电弧与直流发电机换向问题制约了直流供电系统的应用，

于是 115/200 V、400 Hz 恒频交流供电系统诞生。其中，115/200 V 就是目前飞机恒速恒频三相交流供电系统的额定相电压/线电压值。随着飞机设备与用电量的继续增加，供电系统的额定电压值仍需不断提高，230/400 V、400 Hz 三相交流供电系统是一个发展趋势，然而考虑到人员安全性、高空工作可靠性、短路电流与航空技术发展对供电系统的要求等因素，高压交流不一定是优选方案。得益于无触点固态功率控制器和无刷直流发电/电动机的出现，在飞机供电系统领域研制成功了高压直流体制，即高压直流供电系统，其额定电压值为 270 V，正好是 115 V 三相交流电三相全波整流后的直流电压值。

交流供电系统的频率选择与系统中电磁器件的质量、性能、材料、结构、成件技术等因素有关。频率高，电磁器件的体积质量小。交流电机的转速与极对数和频率直接相关，还受轴承寿命和旋转部分结构强度的限制。极对数受结构与制造工艺的限制，电机结构以 2～3 对极为宜，如转速为 10 000～20 000 r/min，则频率以 400 Hz 为宜。若转速再高，频率选择也应提高。而频率过高，因趋肤效应等影响，馈电线压降与损耗增大。按触点电开关特性，交流电频率为 400～600 Hz，开关断开时，电弧燃烧时间最短，开关触点间第一次电压过零后，不再会有电弧产生。目前电机转速多在 10 000～20 000 r/min，飞机广泛应用恒速恒频交流供电系统，其频率的额定数值为 400 Hz。

交流供电系统一般都采用三相结构，飞机供电系统也不例外，通常称 a，b，c 三相。三相之间对应物理量的相位相差 120°，其相序为 a 相超前 b 相，b 相超前 c 相。在某些混合供电系统中，其交流系统也可采用单相结构。

飞机三相交流供电系统供电线路的连接方式一般都采用三相四线制，中线接地，即接飞机机身壳体。三相四线制可以得到线电压和相电压两种大小的电压，且机身壳体为中线，有效减轻了输电线质量。

1.3 飞机电源系统的功能与构成

飞机电源系统的主要功能是产生或存储机载用电设备所需的电能，以保证机上各种用电设备工作时电能的供应。飞机电源系统由主电源、辅助电源、应急电源、二次电源及外部（地面）电源供电插座等电源与设备组成。

飞机主电源是飞机正常工作状态时，为各种机载用电设备提供电能的系统，一般都是由航空发动机直接或间接传动的发电系统，通常由一台发动机传动一台或两台发电机。多发动机飞机，各发动机传动的发电机台数相同。由多发电机构成的飞机主电源，其工作可靠性较高。

飞机在机场进行地面检查或航空发动机不工作时，飞机主电源不工作，需要工作的机载用电设备则由辅助电源或外部（机场地面）电源通过外部电源插座来提供电能。辅助电源有航空蓄电池和辅助动力装置两种类型。小型飞机大多采用航空蓄电池，大型飞机采用辅助动力装置的居多。辅助动力装置由小型机载发动机、发电机、液压泵或空气压缩机等设备组成。工作

时，启动小型机载发动机，使发电机发电或使液压泵提供增压油，给用电设备、液压气压设备供电、供油。小型机载发动机通常由电动机启动。辅助动力装置一般在地面工作，但也有在空中工作的情况。

飞机航空发动机起动阶段，机载用电设备所需的电能由外部（机场地面）电源提供。外部电源和机上主电源不允许同时投入飞机电网。

应急电源是当飞机飞行中主电源发生故障时，为机载用电设备提供电能的供电电源。常用的应急电源有航空蓄电池和冲压空气涡轮发电机。冲压空气涡轮发电机不工作时，收放于飞机机体或机翼内；工作时，则打开放出，靠迎面气流吹动涡轮，带动发电机或应急液压泵。应急电源容量较小，仅能保证提供飞机紧急返回基地或紧急着陆时重要机载用电设备工作所需的电能。

二次电源是将飞机主电源的电能转变为另一种或多种形式电能的装置，以满足机载用电设备对电能形式的不同需求。二次电源有集中供电和分散供电两种供电方式。集中供电的二次电源，其一台或两台二次电源给机上全部或一部分需要相同形式电能的用电设备供电，其中一台为主二次电源，另一台为备份二次电源。分散供电的二次电源，则是每个用电设备自己配备所需二次电源，有时，此二次电源设置于设备内部，称为设备内部电源或机内电源。

有的飞机还配备备份电源，以增加电源余度。

飞机电源系统的这种构成是为了：

① 保证在各种条件下，机载用电设备能连续、可靠地获得电能；

② 保证主电源正常工作时，提供高质量的电能，而主电源故障时，保证飞机能应急安全着陆；

③ 保证飞机具有足够的自足能力，在不依赖地面设备的支持下，可以自行起飞，这对军用飞机尤为重要，可提高其作战的机动性。

1.4 飞机配电系统的功能与构成

飞机配电系统的主要功能是将飞机电源系统的电能传输并分配至机载用电设备；同时，还具有保证配电系统出现故障时，防止故障蔓延扩散的控制与保护功能。飞机配电系统由输电线路、供配电管理装置、保护设备和检测仪表等设施组成。其中，电能的传输线路称为飞机电网，电网中电能的汇集处称为汇流条，它是输电线路的一部分。飞机上一般设有电源汇流条和用电设备汇流条。电源汇流条是飞机电源系统中电源输出电能的汇集之处；用电设备汇流条是用电设备所需电能的汇集之处，用电设备的所需电能直接来自于用电设备汇流条。电源汇流条与用电设备汇流条之间的输电线路称为供电电网，而用电设备汇流条到用电设备之间的输电线路称为配电电网。输电线路中还设有控制电源和用电设备供电或断电以及控制供电线路切换的功率开关设备，如常规的断路器、接触器或现代的固态功率控制器等。供配电管理装

置是确定飞机配电系统输电线路中功率开关设备正确闭合或断开的控制管理中心。在正常状态下,它能实现供电电源的正常转换,如外部电源与飞机主电源间转换、辅助电源与主电源间转换、外部电源与辅助电源间转换、主电源间的相互转换等功能;当主电源出现故障时,它能实现电源与汇流条间的切换,将故障主电源隔离,并保证机载重要用电设备的供电。

按输电线路的电网结构形式,飞机配电系统可分为集中、混合、分散和独立四类配电方式。其中,集中配电系统中所有电源的电能均汇集于中心配电装置,并联于唯一的公共电源汇流条上,用电设备也将由此获得所需电能。混合配电系统则除设置有中心配电装置外,还分区设置多个分配电装置,大功率用电设备直接由中心配电装置供电,其他用电设备所需电能,从就近的分配电装置获取。分散配电系统设置有相互连接的多个中心配电装置,系统中每个电源的电能传送至最近的中心配电装置,大功率用电设备由中心配电装置供电,并与就近的中心配电装置连接;同时设置有分配电装置给其他用电设备供电,每个分配电装置的电能由就近的中心配电装置提供。此种配电方式下,用电设备的电能可由多个通路获取。独立配电是指供电系统中,每个电源各自设置配电装置和相应用电设备相连接,往往由多个集中配电子系统或混合配电子系统组成。正常情况下,各配电子系统互不相通,而当系统中某个配电子系统故障时,其用电设备的供电路径将被切换,改由其他子系统或几个其他子系统提供电能。

按配电的控制管理方式,飞机配电系统又可分为常规、遥控和固态三种类型。常规配电,配电盘置于飞机座舱内,需将功率输配电线路引入座舱,仅小型飞机采用。遥控配电,其配电盘置于飞机座舱外,配电系统中的功率开关设备,其通断控制由遥控方式实现,仅控制信号线路引入座舱,对现代大、中型飞机适用。固态配电是应用计算机多路传输技术来实现对配电系统中功率开关设备的通断控制,与遥控配电相比,它不需要众多控制线,提高了配电系统的自动化程度和可靠性。固态配电自 20 世纪 80 年代以来得到较大发展,现已逐步应用到先进飞机供电系统中。

根据不同场合和技术要求,飞机供电电网有开式(辐射式)、闭式和混合式三种供电形式。开式供电形式,用电设备汇流条仅能从一个方向获得电能;闭式供电形式,用电设备汇流条能从两个或两个以上方向获得电能;混合式供电形式,则有仅能从一个方向获得电能的用电设备汇流条,也有能从多个方向获得电能的用电设备汇流条。

1.5 航空航天器供电系统的工作环境和工作状态

1.5.1 飞机供电系统工作环境条件

航空电气设备的工作条件比地面工业设备复杂。飞机在飞行、使用与停放过程中,其周围的气候条件十分复杂,且变化剧烈。例如,当飞机飞行高度和速度变化时,飞机及其机载设备,

包括供电系统，它们周围的温度、湿度、霉菌、盐雾和沙尘等因素都会有很大变化。飞机在工作过程中还会产生很大的振动、冲击和加速度，使机载设备周围的机械环境条件也十分恶劣。同时，飞机上常常还存在有害气体和有害液体，使机载设备的化学环境也很不理想，并且在飞机飞行与工作过程中还会遇到电磁辐射和核射线辐射的干扰。可见，飞机供电系统的工作将会受到气候、机械、化学和核环境因素的影响。要精确确定各种环境因素对飞机供电系统工作运行与特性的影响是十分困难的，但正确估计可能出现的影响是十分必要的，因此，产品在研制与生产过程中必须要通过严格的环境试验。

飞机及其机载设备的气候环境因素包括温度、高度、湿度、淋雨、霉菌和沙尘等。航空航天器电气设备的工作气候环境不仅变化范围大，而且变化速度相当快。飞机停于寒带或在高空飞行，气温可低到－60 ℃，夏天机场的气温则在＋50 ℃左右。在 11 km 以下的对流层内，随着高度增加，气温将会降低。在 11 km 至近 30 km 的高空，温度为－55 ℃；继续升高到 40 km，气温为 0 ℃，该层称为平流层；50 km 至 80 km 高度为中间层，气温低于 0 ℃。在航空发动机附近工作的电气设备，其环境温度比大气温度高。温度不同，会直接影响电气设备的工作，使发电机允许的最大输出功率发生变化，使控制电器工作准确度变差，甚至使它产生误动作。

大气压力、密度、含水量、氧气成分均随高度的变化而变化。高空飞行时，由于气体密度降低，风冷发电机散热条件变差，允许输出功率显著降低。高空大气中水蒸气含量的下降，是造成直流电机电刷迅速磨损的主要原因。温度和大气压力的急剧变化是密封继电器漏气的主要原因。潮湿空气可经曲折的路径进入设备内部，导致绝缘性能变差。淋雨和潮湿有类似的影响。霉变使绝缘材料性能显著降低，甚至导致失去绝缘能力。盐雾使海军用飞机电气设备严重腐蚀，因此，不仅应防止盐雾进入电气设备内部，而且对电气设备的外壳材料及表面处理方法均应严格控制。沙尘进入电机内部会使其绝缘性能降低，加速轴承磨损，应采用紧密配合的外壳结构和密封等办法防止沙尘侵入，必须开孔的设备要留意沙尘侵入可能产生的影响。

飞机及其机载设备的机械环境因素是飞机在飞行与工作过程中产生的振动、冲击和加速度。航空发动机工作产生的振动频带相当宽，活塞发动机为 5～500 Hz，喷气发动机则高达 2 000 Hz。火炮的发射、飞机的起飞与着陆、特技飞行等会引起很大的加速度。机械因素造成零件变形，材料疲劳而损坏，使导线折断、旋转电机电刷发生跳动、继电器产生误动作等。电气设备必须有好的抗振强度和抗振稳定性，不能发生机械谐振。必要时可采取减振与隔振措施。

飞机及其机载设备的化学和核环境因素包括有害气体、有害液体、电磁辐射和高能粒子辐射等。有害气体如蓄电池气体、燃油蒸气和臭氧等。有害液体如燃油、液压油和润滑油等。电磁辐射包括红外线、紫外线、X 射线和 γ 射线。高能粒子辐射如 α 射线、β 射线、质子和中子等。要防止电火花与易爆气体接触，以免导致火灾。设备自身不应爆炸，而外部的爆炸也应不

会导致设备损坏。应防止有害液体滴入设备内部引起腐蚀。还要充分考虑到电磁辐射和高能粒子流对无线电电子设备造成的干扰与损害。

飞机供电系统是飞机机载设备之一,飞机机载设备的工作环境条件也就是飞机供电系统的工作环境条件。

1.5.2 飞机供电系统工作状态

飞机供电系统有三种工作状态:正常工作状态、非正常工作状态和应急工作状态。

不同工作状态下,要求供电系统向用电设备供电所满足的供电特性极限不同。在飞机飞行或完成其他任务的工作期间,供电系统执行预定任务而未发生故障的状态为正常工作状态。此时,传动主发电机的发动机转速可能变化,发电机之间的并联关系或汇流条之间的联接关系可能会转换,也可有负载加卸等工作情况的变化。其中,供电系统中电源之间的正常转换,例如外部电源与机上电源之间的转换,是供电系统的转换工作状态,属系统正常工作中的一种状态;飞机发动机的电起动、辅助动力装置用蓄电池的电起动是供电系统的起动工作状态,属供电系统正常工作状态中的一种特殊情况。由于飞机电起动负载很大,供电系统中电压的变化可能会超出正常的工作极限。

供电系统的非正常工作状态是指系统出现不正常或故障的一种状态,并且在超出非正常工作极限之前,系统的保护装置应动作,将系统的不正常或故障与系统的其余部分隔离。供电系统在非正常工作状态,其电源可以在降额状态下连续工作,向用电设备提供电能的供电特性允许超出正常工作极限,但需保持在非正常工作极限之内。

飞机供电系统的应急工作状态是系统中主电源全部故障失效而不能供电,供电系统由一个与主电源无关的容量有限的应急电源来向保证飞行与乘员安全所必需的少数配电装置和关键用电设备供电的状态,此时飞机必须尽快返航与降落。

现代飞机上的用电设备按其重要程度,如 1.1.2 节中所述分成三类,即关键设备、重要设备和一般设备。高性能飞机常采用主动控制技术,允许放宽飞机静稳定性设计要求,可减小平尾面积,使尾翼结构质量和尾翼阻力减小,以减小飞机平飞和机动时的配平阻力。这种飞机只能靠控制系统的增稳功能飞行,且采用电传操纵形式。电传操纵是将驾驶员的操纵指令变为电信号,并由此电信号来操纵飞机。电传操纵系统由侧杆、敏感元件、计算机、伺服机构和助力器等构成,将飞机的自动控制系统与主操纵系统结合在一起。

控制系统的失效意味着飞机的失控,所以必须要采用余度技术,以保证高可靠性。余度技术要求有余度电源。通常飞控系统采用四余度电源,即两套独立的主电源,一套备用电源,一套应急电源。若应急电源是蓄电池,则正常工作时,必须保证电池处于充电工作状态,以便蓄电池在应急时有足够的电能容量。重要用电设备通常采用三余度供电方式,由两套主电源和一套备用电源供电,用电设备的供电通道可选择。通用用电设备通常由主电源供电,一套主电源故障时可转到另一套主电源供电。

供电系统正常工作期间，用电设备的所有技术性能应全部完好并保证安全运行。在汇流条转换时出现供电中断期间，对用电设备的性能不作要求，但供电系统恢复正常后，用电设备的特性应能全部恢复。

在供电系统非正常工作期间，一般对用电设备的性能不作要求，甚至允许失去部分或全部功能，但必须保证安全，并能在供电特性恢复正常后恢复用电设备的全部特性。

在应急供电时，对于需要执行任务的用电设备应能具有规定的技术性能并保证运行的安全可靠。供电特性恢复后，应恢复全部特性。

有的用电设备要求不中断供电。通常，飞机直流电源系统易于实现不中断供电，因为多个直流电源易于并联工作，在电源采用反向保护二极管与电源汇流条连接时，电源本身的故障不会导致用电设备供电中断。交流电源不中断供电技术则比较复杂。

1.5.3 航天器供电系统的工作环境条件和工作状态

航天器在大气层内的飞行阶段，其供电系统的工作环境条件与飞机供电系统类似，而其飞行速度极快，机械环境因素中的加速度很大，气候环境条件的变化极快。航天器电气设备在失重工作环境和任意位置条件下能保证正常工作的这种要求，为航天器电气设备的结构设计带来了复杂性。

航天器在外层空间飞行时的环境叫空间飞行环境，在太阳系内可分为行星际空间环境、地球空间环境和其他行星空间环境。行星际空间是一个高度真空的环境，有连续的太阳电磁辐射、爆发性的高能粒子辐射、稳定的太阳风(等离子体流)和行星际磁场，它们主要受太阳活动的影响；此外还有来自宇宙空间的高能带电粒子和微流星体。地球空间环境包括高层大气、电离层和磁层环境。高层大气密度随高度上升而降低，并与大气温度有关，而温度又随季节、地点和太阳活动而变化。从距地面 60 km 开始，由于太阳的电磁辐射和粒子辐射，大气分子电离，构成电离层，其电子浓度也随时在变化。地球磁场近似于偶极子磁场，太阳风将地磁场屏蔽在地球周围的一定空间内，形成地球磁层。太阳风的扰动会引起磁层暴和磁层亚暴。磁层亚暴会出现 3～200 keV 的高能等离子体，向地球注入时可达到地球静止卫星高度。磁层中相对密度较大的高能带电粒子区叫做范爱伦辐射带。其他行星空间环境，如水星上大气稀薄，昼夜温差极大，白天达 700 K，晚间为 100 K；金星表面大气压是地球的 90 倍，主要成分为二氧化碳，表面温度达 465～485 ℃。空间环境对航天器材料和器件均有影响，如高能带电粒子会使太阳电池、光学表面、有机材料和半导体器件损伤。紫外线辐照使太阳电池转换效率降低。在真空环境下，各种材料会失去内部的溶解气体和表面的吸附气体，造成材料出气现象，从而使材料质量逐渐减小。低气压环境会使电路产生气体放电击穿，造成损伤。高真空条件下固体表面相互接触会发生粘着和冷焊现象，造成航天器上活动部件出现故障，从而加速轴承磨损，导致电气触点卡住和太阳电池翼板伸展困难等现象。微流星体对航天器表面的沙蚀作用也会对光学表面和太阳电池产生影响。

航天器供电系统的工作状态与航空器类似，有正常与应急状态。以太阳能电池作为主电源的航天器，其供电系统的正常工作有光照和阴影两种状态。当航天器由光照区转入阴影区或由阴影区转入光照区时，其工作状态将发生转换，转换前后其供电系统中的设备及其用电负载的工作状况不同。

1.6 航空航天器供电系统的技术发展

1.6.1 飞机供电系统的技术发展

1. 飞机供电系统发展沿革

在航空事业发展初期，飞机仅限于白天、低空飞行，而且航程短，飞机上的电气设备也很简单。在早期飞机上，电能仅用于点燃航空发动机内燃料混合气的电点火装置。以后，由于战争的需要，要求飞机能够实现夜间飞行和远距离飞行，于 1914 年飞机安装了通信电台、飞机内部照明、乘员加温设施和着陆灯。到 20 世纪 20 年代，直流发电机及其控制保护器以及蓄电池用于飞机以后，逐渐形成了飞机供电系统。

飞机电源的类型是指飞机主电源类型。各种飞机电源类型的产生、发展直至被其他类型所替代的过程，正记录了飞机供电系统技术发展的历史进程。

① 低压直流电源。

低压直流电源是飞机最早采用的电源，在第二次世界大战期间趋于成熟。现代飞机低压直流电源调节点电压为 28.5 V。主电源是由航空发动机直接传动的发电机和控制保护器构成。辅助和应急电源为航空蓄电池。发电机与蓄电池或发电机与发电机并联工作。在大型飞机上有辅助动力装置传动的直流发电机作辅助或备用电源。二次电源为旋转变流机或静止变流器，将低压直流电转变为 400 Hz 三相或单相交流电或其他形式的电能，供飞机上的仪表和其他设备使用。

航空发动机的转速随其工作状态而改变，最高工作转速与最低工作转速之比一般在 2∶1 之内。为了使发电机输出电压不变，必须设置电压调节器，靠调节发电机的励磁电流使调节点电压不因转速和负载的变化而变化。早期飞机上发电机容量在 1 000 W 以下，常用振动式电压调节器。20 世纪 40 年代，发电机容量增加到数千瓦，遂改为炭片式电压调节器。20 世纪 60 年代出现晶体管式电压调节器。发电机与蓄电池并联工作时，为了防止蓄电池的电流在发电机不工作时流入发电机，还有专门的反流保护器。过电压保护器也在大容量飞机直流电源中应用。目前，飞机直流电源已应用具有微处理器的发电机控制器，它兼有控制、保护、自检、故障记忆与隔离报警等多种功能，既提高了电源供电质量，又改善了其维修性与可靠性。

起动/发电机是喷气式飞机诞生后发展起来的双功能电机。发动机工作前，它作为电动机工作，带动发动机转子旋转，达一定转速后发动机喷油点火，使发动机进入能自持工作的状态。

此后，发动机反过来传动电机，使其成为发电机而向用电设备供电。一台电机两种用途，减轻了总质量，是航空直流电源的重要发展。

低压直流电源的主要优点是简单可靠，用蓄电池作备用及应急电源很方便。但是随着飞机的发展，用电设备特别是交流用电设备的增多，低压直流电源的弱点也日益暴露。直流发电机的电刷与换向器限制了电机转速，从而限制了电机的最大容量，通常飞机直流发电机的最大容量为 18 kW；电源容量加大后，飞机直流电网的质量显著增加；二次电源为机械旋转式变流机，效率低，质量大。

电力电子技术的发展，无刷直流发电机、静止变流器等设备的出现为低压直流电源提供了新的发展条件。

② 恒速恒频交流电源。

1946 年，美国发明恒速传动装置，开辟了航空恒速恒频交流电源的时代。目前，飞机恒频交流电的额定频率为 400 Hz，电压为 115/200 V。飞机交流发电机通过恒速传动装置由航空发动机传动。恒速传动装置(简称 CSD)，将变化的航空发动机转速变为恒定的转速传动交流发电机，故发电机能输出 400 Hz 交流电。恒频交流发电机的额定容量有 15，20，30，40，60，90，120 和 150 kVA 等数种。中大型飞机的辅助电源为辅助动力装置(简称 APU)传动的交流发电机。应急电源有冲压空气涡轮发电机或蓄电池/静止变流器。二次电源为变压器和变压整流器。恒频交流电源的应用消除了低压直流电源的缺点。

几十年来，恒速恒频(简称 CSCF)电源经历了四个发展阶段。20 世纪 50 年代为第一阶段，采用差动液压恒速传动装置、有刷交流发电机和电磁机械式调节保护器。20 世纪 60 年代为第二阶段，采用齿轮差动液压恒速传动装置、无刷交流发电机和电磁式控制保护器。20 世纪 70 年代进入第三阶段，发展了组合传动发电机(简称 IDG)，其特点是：恒速传动装置与发电机一体化设计，减少了零部件，使结构紧凑；发电机采用喷油冷却，铁心采用高性能铁钴钒软磁材料，转速可升高到 12 000 或 24 000 r/min，这样，电源的功率质量比显著增大，过载能力增强，可靠性进一步提高。20 世纪 80 年代进入第四阶段，交流电源的设计思想由以降低质量为主转变为以提高维修性和降低全周期费用为主，于是，由微型计算机构成的控制器居主导地位，标准化、模块化、智能化成为重要的考虑因素。

CSCF 电源的优点是：工作环境温度高，过载能力强。其主要缺点是：CSD 生产制造、使用维护困难；电能变换效率较低，主电源效率约为 70%；电能质量难于进一步提高；难于实现起动发电。

③ 变速恒频电源。

电力电子技术的发展为变速恒频(简称 VSCF)电源奠定了基础。1972 年，美国 GE 电气公司研制的 20 kVA VSCF 电源首次装机(A－4 飞机)使用。30 多年来 VSCF 电源有了迅速的发展，成为新型飞机电源发展的方向。VSCF 电源的优点是：电能质量和电能转换效率高；旋转部件少，工作可靠；结构灵活性大；能实现无刷起动发电；生产使用维修方便。这种电源的

缺点是:电力电子器件的应用,使其允许的工作环境温度较低;承受过载和短路能力较差。

VSCF 电源与 CSCF 电源不同之处仅在于主电源。CSCF 电源的主电源由恒速传动装置、交流发电机和发电机控制器构成,VSCF 则由交流发电机、功率变换器和控制器构成。功率变换器有两种类型:交交型变换器和交直交型变换器。目前,变换器中的功率器件大都采用晶闸管或功率晶体管,由于功率晶体管允许结温比晶闸管高,且晶体管变换器所用功率器件少,故可靠性高。从 20 世纪 80 年代起,变速恒频电源已广泛采用晶体管变换器。

④ 混合电源。

飞机上装有两种或两种以上主电源类型的电源,称为混合电源。例如,前苏联是较晚发展恒速恒频电源的国家,它的不少飞机装备低压直流电源,但因供电量不足,又装了交流电源,构成了混合电源。低压直流电源大多采用起动/发电机。交流电源有两种,一种是变频交流电源,交流发电机直接由发动机驱动,由于交流电频率变化范围较大,只适合于照明加温等对频率没有要求的用电设备。有的飞机发动机(如涡轮螺旋桨发动机)工作转速范围较窄,一般仅变化 5%左右,发电机产生接近恒频的交流电。另一种是恒频交流电源,有的飞机发动机上装有由恒速传动装置驱动的发电机,输出恒频交流电。这类混合电源比较复杂,体积、质量大,电能质量较差,是一种过渡性飞机电源。

新一代混合电源,其变频无刷交流发电机由对应的飞机发动机传动,然后通过电力电子变换器得到 270 V 高压直流电、115/200 V 400 Hz 恒频交流电,甚至还有 28 V 低压直流电,未经变换的变频交流电可供照明、加温等对频率没有要求的用电设备。20 世纪 80 年代投入运行的湾流型公务机(G-3,G-4)就采用这种方案,其发电机为 30 kVA,通过变换器获得 22.5 kVA 400 Hz 恒频交流电和 28 V 低压直流电(7.5 kW)。270 V 高压直流电有良好的应用前景,具有电网质量轻、易实现不中断供电等特点。新一代混合电源的特点是:发电装置运动部件少,故在发动机上安装所需空间小;电能质量高;效率高、损耗小;使用维修简单。

2. 航空技术发展对飞机供电系统的要求

① 飞机供电系统的基本要求。

对供电系统的基本要求是:可靠性、设备费用、维修性、质量和供电质量。其中,可靠性要求最重要。供电系统中每个电源应能独立于机上任何其他电源而工作,一个电源的故障不应使另一电源也失去供电能力,并且每个电源应能自身起动和供电。同时,电源故障不应导致与它连接用电设备的故障,电气系统任一部件的故障或故障组合不应导致不安全状态,不会使故障扩大或引起火灾等严重事故。高可靠性来自于良好的设计、认真的制造、全面的检查、合理的使用、准确的安装和正确的维护。

设备费用是必须考虑的因素。由于飞机电气系统大量采用高新技术、新材料、新器件,研制和试验费用十分昂贵,因而减小设备费用是设备应用的重要前提。

维修性与飞机的战术技术性能密切相关。由于机载设备日益复杂,故障率相应增加,因而快速有效地实现故障诊断和排除故障,使装备恢复良好状态,可提高民航飞机的出勤率和军用

飞机的战斗力。现代飞机电气系统都有内部自动测试(简称 BIT),对系统或部件进行初始自检和运行自检,随时发现并记录故障,还能实施故障隔离,以提高使用可靠性与维修性。

减小飞机电气系统和装置的质量不仅会使飞机性能提高,而且还有利于提高其经济性。在讨论质量时不仅要考虑设备本身的质量,而且必须考虑它的附加质量。对发电机或电能变换器应考虑其内部损耗引起的燃油质量增加等因素。精心的设计与制造可使发电系统的质量减小,以使材料和部件的电、磁、绝缘和机械性能充分发挥。另外,还必须注意到电能质量对用电设备质量的影响。

供电质量是指供电系统提供电能的质量。直流供电系统的电能质量主要由稳态电压极限、电压脉动和电压瞬变三个指标衡量。稳态电压极限是指稳态时用电设备端电压的最大变化范围,取决于电源的调压精度和馈线压降。电源的调压精度与它的电压调节器密切相关。几十年来,调压精度有很大提高。电压脉动通常由传动装置转速脉动、有刷发电机换向和电压调节器工作等因素导致,电压脉动量必须限定在允许范围内。电压瞬变是指发电机转速变化或负载突变时电压超出稳态极限,并在一定时间内回到稳态极限的状态,常用电压最大变化量和恢复时间表示。在供电系统运行中,时常会出现电压浪涌和电压尖峰现象。电压浪涌是供电系统在外部干扰作用下引起,并通过内部调节作用抑制的电压变化,其持续时间较长,一般自数毫秒至数十毫秒,属电压瞬变范畴。电压尖峰是由电路转换引起,持续时间为数微秒,属电磁兼容范畴。国家航空供电标准对电压浪涌和电压尖峰都有明确的要求。

交流供电系统的电能质量包括电压和频率两个方面。电压质量指标有稳态电压极限,电压波形,三相电压对称性,电压调制和电压瞬变等 5 个方面;频率指标有稳态频率极限,频率漂移,频率调制和频率瞬变等 4 个方面。交流电压波形应为正弦波,但实际上有所偏离,常用波峰系数(相电压波形峰值与有效值之比,正弦波为 1.414)、畸变系数和畸变频谱来衡量。电压调制是供电系统稳态运行时,电压在其峰值的平均值附近周期性或随机的或两者兼有的变化,常用调制幅值和调制频率来衡量。

电磁兼容性是系统及其部件在总的电磁环境下按要求完成其功能的能力。必须防止供电系统中的干扰信号影响用电设备的运行,同时也要抑制用电设备产生的干扰对供电系统的影响。

② 余度、容错和不中断供电。

在现代飞机上,为了满足更高的可靠性要求,往往都装有两套主飞行仪表,规定了三级自动着陆,采用了电传操纵或主动控制技术。每套飞行仪表都要由单独的电源供电;三级自动着陆需要有三个独立的电源;电传操纵或主动控制,则采用四余度飞控系统,要求有四套独立的电源供电。上述仪表、仪表着陆系统和电传系统都为关键飞行设备,直接影响飞行安全性,故必须有余度,如双余度、三余度和四余度等。用电设备的余度必然要求供电的余度,否则不能满足其可靠性要求。当前的先进战斗机要求供电系统在发生一次故障时,仍能向任一机上负载供电;在发生二次故障时,仍能向任一关键任务负载供电;在发生三次故障时,仍能向任一关

键飞行负载供电。这些故障可能发生在同一供电通道的不同元件上,也可能发生在不同供电通道上,也可能是上述两种情况的组合。于是,对飞机供电系统提出了容错供电要求。容错供电要求比余度供电更高,只有四余度的供电系统才能满足容错供电的基本要求。

例如,4 台发电机构成的高压直流电源系统,正常情况下有 6 组电源可供选用,4 台主发电机、1 台辅助发电机和应急蓄电池。只要发电机容量选择合理,任意 1 台或 2 台主电源故障,仍可向所有设备供电,3 台主发电机故障,还可向重要任务负载供电,完成飞行任务,此时可以启用也可不启用辅助发电机。

而单发飞机只有一套主电源,且因飞机体积小,很难装辅助电源,因此就需要应急发电机或蓄电池。但这种安排只有两套独立电源,不能满足余度和容错供电要求。故一些飞机上加装有备份电源,如备份发电机。有的飞机备份电源中有两套或多套独立发电系统,应急电源也设有多套独立发电系统,以构成四余度供电,满足飞控系统或全权发动机数字控制系统的要求。

不中断供电是对现代飞机供电的又一新要求。计算机等设备的应用不允许供电中断。供电中断由两个原因引起,一是电源间转换,另一是电网短路等故障。电源间转换包括外部电源向机上电源转换,机上主电源间转换和主电源与辅助或应急电源转换。电源间转换有的属正常转换,如机场外部电源与机上主电源间转换。有的属故障转换,如一台主发电机故障,该电机在控制器作用下退出,原来由其供电的设备转由正常发电机供电。因一个电源脱离电网到另一电源投入,会有供电中断过程,电源间转换免不了造成供电中断,技术要求规定供电中断间隔不应大于 50 ms。电网出现短路到熔体熔断或自动开关跳闸,也要一段时间。由于短路时电网电压下降,也使用电设备无法工作,视为供电中断。此间断时间与电网布局、熔体设置和短路位置、短路故障性质等多种因素有关。对于 270 V 高压直流系统,由于电源与汇流条或汇流条与汇流条间连接是使用反向保护二极管,因此可避免电源转换引起的供电中断,只要不发生一个汇流条上的电源全部脱开即可。在采用固态配电系统时,由于用固态功率控制器代替了普通开关和熔体或自动保护开关,故电网短路也不会使电网电压急剧下降,造成供电中断。因此高压直流电源和固态配电系统相结合可构成不中断供电系统。

③ 飞机电气系统的分布式综合控制。

目前,绝大多数的飞机供电系统还不具备综合控制管理能力,并且一般都采用中央集中配电方案。但随着飞机用电设备的不断增加,特别是由于全电飞机和多电飞机方案的提出,辐射式的集中配电布局不再适应。为了提高配电可靠性、增强安全性、减轻配电系统质量和提高功率管理和负载管理的效能,国外已研究并使用了分布式配电布局。另外,为了能根据飞机发电容量的大小、供电系统的完好程度以及飞机不同飞行阶段自动地断开和接通用电设备,使系统具有重新布局的能力,国外也已积极开发和使用数字式负载自动综合控制管理技术。目前,分布式配电布局和数字式负载管理技术已在美国新研制的 P-7A 反潜机上使用。美国为先进战术战斗机研制的容错供电子系统样机也采用了上述两种技术。另外,在配电系统中还采用

了固态功率控制器。

飞机电气综合控制管理系统是一个分布式微型计算机系统，由电气负载管理中心内的内置式终端、远程终端、发电机控制器中的计算机、汇流条控制器中的计算机和控制与显示部件等环节构成，以实现对飞机电气系统的自动控制，实现各电源的组态控制和根据电源状态进行用电设备的优先级管理。在电源正常情况下，保证对所有需要用电的设备供电；在一台或若干台电源故障情况下，合理配置电源和保证重要用电设备的供电。由于实现了自动管理，用电设备优先级可划分成多级，以使在电源故障情况下让尽量多的用电设备工作，从而提高了飞机完成任务的能力。由于用电设备通过固态功率控制器由电气负载管理中心内的计算机控制，而各终端间信息均由总线传递，从而大量减少了常规飞机配电系统中的控制线，减轻了电网质量。该系统有自检测功能，可实现地面维护自检和运行自检，正确地记录与隔离故障，从而显著地改善了使用和维修性。多功能显示屏可以自动或根据需要来显示系统运行参数、状态信息与故障情况，便于飞行员对飞机电气系统进行人工监控。

3. 多电和全电飞机

目前，飞机上存在有三种二次能源，即液压、气压和电能。多种二次能源使飞机发动机附件盒上要装配发电机、液压泵、燃料泵和压气机等附件，安装空间紧张，检查维修困难，发动机迎风面积大。抽取发动机引气使发动机效率降低，燃油消耗加大。液压和气压系统容易泄漏，生命力和可靠性低，使用维护困难。机场辅助设备多，飞机上接口多，飞机对地面设备的依赖性大，自主性小。因此，很有必要改变现有飞机使用多种二次能源的状况。

20 世纪 60 年代开始，电工技术领域发生了深刻的变化。电工材料，包括软磁、永磁和绝缘材料有了新的突破，如研制成功的铁钴钒高磁密合金、稀土永磁材料、非晶微晶及超微晶导磁材料等。同时，电力电子器件从不可控发展到半控、全控，甚至智能功率模块，所能处理的电功率容量日益提高；大规模集成电路和微处理器得到发展和广泛应用；器件、电路和系统的优化设计、最优控制、自检测自诊断和自修复技术、容错技术的发展，使系统性能提高，可靠性和维修性大为改善。

20 世纪 70 年代左右，国外一些装备液压作动器的军用飞机多次失事，迫使人们寻求更可靠的飞机舵面操纵系统。由于电工技术的发展和飞机的需求，用机电作动筒作为液压作动筒的备份提上了日程，通过研究、试验和试飞，证明在新技术基础上发展的机电作动筒具有和液压作动筒相同的性能、体积和质量，而可靠性、生命力和维修性则显著提高，从而证明机电作动筒不仅可作液压作动筒的备份，还可直接替代液压作动筒。实际上，这不是简单的替代，它导致了液压能从飞机上消失，即可减少一种二次能源。由此也设想了用电能取代气压能的问题，引发了全电飞机(All Electric Aircraft)的概念，即没有液压和气压能源，只有电能为二次能源的飞机。当然，事物的发展都有一个过程，以电能完全取代其他两种二次能源尚需一段时间，但部分取代即将成为现实，这就是所谓的多电飞机(More Electric Aircraft)。

多电和全电飞机的特征是具有大容量的供电系统和广泛采用电力作动技术。为了实现全

电飞机的设想，还必须完成以下部件或系统的电气化：飞机舵面、机构和起落架的电力操纵和电力传动；舱门、阻力板的电力传动；燃料输送和供给的电气化；座舱和电子设备舱的电动空气调节；其他任务设备的电气化和电源系统的高效化与加大容量。

将电能替代液压能和气压能，实现多电和全电飞机的主要技术关键有：

① 机电作动筒。

只有成功地用机电作动筒代替液压作动筒，才能用电能代替液压能。机电作动筒由无刷直流电动机、离合器、制动器、减速器和输出机构组成，包括了电机、电力电子、控制、计算机等综合机电部件，涉及到余度、自诊断、自检测和自修复等多方面技术。

② 高速电机。

提高工作转速是减轻电机质量的有效途径。为了适应电气环境控制系统、燃油供给系统电气化、襟翼和起落架等大部件电气操纵的需要，必须发展高速电机，这涉及到电工材料、结构强度、轴承、制造工艺等多方面问题。长期工作的大功率高速电机不能使用普通轴承，气浮和磁浮轴承的应用已提上日程。由 400 Hz 电源供电的同步和异步电动机的最高转速为 24 000 r/min，已不能适应更高速度的需要，必须研究新的方案。

③ 电气环境控制系统。

目前的飞机环控系统以航空发动机放气工作，飞机机翼等防冰也采用这种方式。引气主要决定于飞机飞行和发动机的工作状态，不易控制，且效率低。环控系统的电气化实质就是将发动机引气改为使用电力。试验表明，GE 电气公司的 FPS－9 节能发动机工作在 $Ma=0.8$，$H=35\ 000$ ft(1 ft＝0.304 8 m)时，如提取 $1.5L_b$($1L_b=0.453\ 592\ 37$ kg)引气，燃油消耗量要增加 2.14％。若运用与同样引气量等效的 150 马力(1 马力＝735.499 W)电功率，燃油消耗量只要增加 0.85％。环控系统的耗电量相当大，例如 500 座客机仅座舱增压电动机的功率就达 500 马力。

④ 电动燃油和滑油供给系统。

通常燃油和滑油供给系统采用电动泵，使发动机附件机匣上只有发电机和起动机。如采用起动发电机，则附件机匣只安装一台或两台起动发电机，使其结构十分简单，迎面阻力减小。但是，发动机工作绝不可缺少燃油和滑油，故电动燃油和滑油系统必须十分可靠。

⑤ 电气防冰系统。

电气防冰系统是飞机供电系统的主要用电设备，用电量大，其负载特性必须适应多电或全电飞机的电源体制。

⑥ 航空发动机电力起动系统、起动发电系统。

正在发展的 B737－700 将采用交流电力起动 APU。

⑦ 电源系统和配电系统根据用电量大的特点，必须要实现余度供电、容错供电和不中断供电；对负载的管理也需要采用综合控制技术。

国外已在电气和有关功率电子技术领域实施了一系列支持多电飞机的计划，其中美国已

有多电型 F/A－18 战斗机，开发了开关磁阻式起动/发电机，将常规的变速恒频发电系统演变成 270 V 高压直流和 400 Hz 交流混合的双输出系统；同时开展了容错供电和固态功率控制器的技术开发，制订的实现目标为：大功率（＞750 A）智能功率控制器和能实现控制、保护和状态反馈的接触器；灵巧的过流、差动电流和接地故障保护系统；在产生电弧时能触发保护装置动作的电弧探测电路；高度可靠和牢固的电连接器和互连器件。另外，在电力作动方面也已取得很大进展，用于飞行控制、环境控制、刹车、燃油和发动机起动系统的电力作动系统都已得到验证，并正继续进行飞行试验。对多电飞机来讲，电力作动技术的发展重点是：容错的机电作动器和电动静液作动器；用于电动环境控制系统、冷却风扇和燃油泵的综合电动机控制器，以实现电动机变速控制和提高能量变换效率；光电传感器，以减轻控制器质量和改善电磁兼容性；内装式起动/发电机。

1.6.2 航天器供电系统的技术发展

前苏联 1957 年发射的第一颗人造地球卫星以三组银锌电池为电源。要求长期运行的卫星和某些空间探测器则采用太阳能电池作电源。例如，1961 年发射的美国徘徊者号探测器装有可伸展的太阳电池翼和蓄电池，两者联合工作，以保证在各种飞行条件下向设备供电。1959 年 1 月美国研制成放射性同位素温差发电器，1961 年在子午仪导航卫星上首次应用，输出电功率为 2.7 W，功率质量比为 1.3 W/kg。1965 年 8 月美国进行了第一次燃料电池飞行试验，之后成功地在载人飞船和航天飞机上应用。航天器类型很多，功用各不相同，对电源功率和性能指标要求也各不相同。为了合理选择电源和供电系统，必须对各类电源的特性进行分析比较。其中电源能量比（kW·h/kg）和电源功率（kW）与航天器有效工作时间的关系尤为重要。蓄电池或原电池只适合于工作时间在 10 h 以下的航天器。在 250 h 以内工作、所需电功率又较大的航天器，例如航天飞机，则以选用燃料电池为好，因为它的能量质量比相当高。但是对于工作时间在一个月以上的航天器，则以太阳电池和核电源为好。

未来的航天器向着大型化和长期工作方向发展，因此用电功率将进一步增大，发展高效太阳能电池、聚光太阳能电池、太阳能热动力电源、再生式燃料电池和数百 kW 的空间核电源显得十分迫切。同时，电源的控制、切换、保护和故障后自恢复等技术也需要有相应的发展。

空间电源领域的工程技术研究人员正在积极探索并开发新型空间电源，其中以热电循环理论为依据的热电转换装置是受关注的一个方向，它与太阳辐射能或核能相匹配可组成新型的太阳热动力电源供电系统或核反应堆动力电源供电系统，其能量的转换效率高；同时，能量的储存也改变传统的化学电池方法，而采用相变材料（如氟化锂）的热能储存形式。总之，新技术的不断开发和应用，航天器电源及其供电也将会不断地发展与提高，进而促进航天器和整个空间技术的发展。

复习思考题

1.1 试述航空航天器能源的种类及其定义并举例。

1.2 试述航空航天器供电系统的组成及其各组成环节的定义与功能。

1.3 试述航空航天器供电系统的基本类型、分类依据,以及各类型的基本技术参数与参数选择的原则。

1.4 试述飞机电源系统的组成及其各组成设备的作用与功能。

1.5 试述飞机配电系统的配电方式、供电形式和配电控制管理方式的分类及其各自的特点与适用场合。

1.6 何谓飞机供电系统的气候、机械、化学与核环境条件,及其特点。

1.7 试述飞机供电系统的工作状态与用电设备的分类,以及两者之间的关系。

1.8 试述航天器的空间飞行环境及其特点。

1.9 试述飞机供电系统的发展阶段与各阶段的典型供电系统及其特点。

1.10 试述航空技术发展对飞机供电系统的基本要求和余度、容错、不中断供电及供电系统分布式综合控制的定义与意义。

1.11 试述多电和全电飞机的基本概念及其实现需突破的关键技术。

1.12 简述航天器供电系统的技术发展与趋势。

第 2 章　航天器供电系统

2.1　航天器供电系统的组成

2.1.1　航天器供电系统组成

航天器供电系统的组成与航天器总体设计及航天器各(分)系统设计有关。国内外航天界对航天器供电系统的组成没有一致的划定,同一国家不同型号的供电系统定义也可能不同,但所有的供电系统一般由密不可分的三部分组成,它们是电源及储能装置、电源控制设备(即功率调节与控制系统)和配电系统。

图 2.1.1 为一般航天器供电系统组成框图,也有电源系统与配电系统两大部分组成。

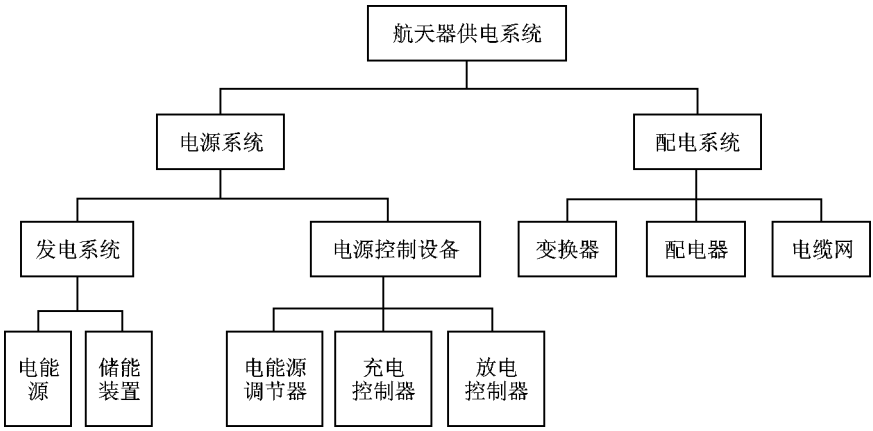


图 2.1.1　一般航天器供电系统组成框图

2.1.2　电源与储能装置

电源是航天器中输出原始电能的装置,亦可称为原生电源。工作寿命短的航天器可采用原生电池作为电源。航天器中常用的电源有以下几类:银锌电池、化学动力系统、燃料电池、放射同位素热电系统或动力系统、核动力系统、太阳电池阵以及太阳动力系统等。电源的选择是电源分析的首要任务,航天器的功率需求与使用寿命是电源选择的基本依据。比功率或(与)

能量密度是电源重要的一项性能指标，它与供电系统的质量有关。供电系统质量对航天器的发射费用及空间运输器的运输能力有直接的关系。

原电池以较高的能量密度著称，但一般不能再充电，通常适用于短期飞行任务（几天、十几天）。最常用的原电池是一次性锌银电池。在长寿命空间系统中，原电池可作为副电源应用，主要为火工品点火与伸展装置的启动提供电功率。近年来，锂电池已在太空任务中应用。在现有的空间原电池中，锂电池有很高的能量密度。

储能装置可称为再生电源，如蓄电池（常用镍镉电池与镍氢电池）、再生式燃料电池以及飞轮等。蓄电池的能量密度比原电池要低得多，且受放电深度的限制，可以利用的能量密度（能量密度与放电深度之积）更低。飞轮的能量密度与蓄电池差不多，但可用能量密度比较高，可达 30 W·h/kg。

在太阳光电供电系统中，太阳电池阵是电源，即电能生成装置，蓄电池组是储能装置。太阳电池阵与蓄电池组发出的电能，在功率调节与控制系统作用下，其电压调节为额定值。

2.1.3 配电系统

供电系统输出的直流电一般要经过变换，调节为各个负载所需的电压值，并输送给用电设备。在航天器供电系统中，这个过程由配电系统完成，故配电系统可以视为电源变换分配系统的简称。

一般的配电系统包括变换器、配电器、故障保护设备负载开关装置、用于特定负载续电器通断的解码器以及电缆网等。

航天器负载（特性）曲线，在配电系统设计中是一个决定因素。负载特性曲线显示出在飞行任务期间，航天器各用电负载（需求）随时间的变化规律。供电系统额定电压的确定应考虑负载特性曲线的总功率需求。大多数航天器需求的功率不大，低于 2 000 W，所以系统额定电压取为 28 V。但对于大功率需求，考虑到电缆损耗与质量，28 V 可能不再适合，特别是载人航天器需以高压传送电能。

配电器是配电系统中最主要的部件，其主要作用是调节电压。航天器的主要负载（雷达、通信设备、电机、计算机）可能需要 5～270 V 直流电、单相 115 V、60 Hz 交流电或三相 120/440 V、400 Hz 交流电。某些航天器负载也需要与系统电压额定值不同的电压。

在一般航天器中，配电系统中的变换器通常只有直-直变换器，而载人航天器除直-直变换器外，通常还需直流-交流变换器，为载人航天器中的交流用电设备提供电能。功率变换器将用电负载与系统中的一次电源隔离，能起到一定的抑制干扰的作用，也能防止用电负载失效时对系统的损害。

2.2 航天器供电系统中的电源

2.2.1 航天器电源种类

电源是航天器上的发电装置,将其他形式的能量转换成电能,其能量来源有自载能源和外界能源两种。自载能源是指航天器自带的能源,如化学能源、核能源等。外界能源是指从航天器外部获得的能源,如太阳能。若航天器采用外界能源,则航天器不必携带大量能量,从而可大大减轻其质量。

能量转换方式有静态(无机械运动)和动态(有机械运动)两种,每种能源都可由上述两种方式转换成电能。

以核能为例,它由放射性同位素衰变或原子核裂变反应释放能量,最终均以热的形式输出。它可以通过温差电偶或热离子二极管等静态形式直接转换成电能,也可以用动态方式转换,先由热机转换成机械能,再由发电机组将机械能转换成电能。由于动态转换的可靠性较低,目前在空间应用的电源均采用静态转换方式。

不同的能源和不同的能量转换装置可以构成不同的航天器电源,见表 2.1.1。

航天器电源主要有下列三类:

① 化学电源,如锂电池、锌银蓄电池、氢氧燃料电池等;

② 太阳电池阵-蓄电池组联合电源,在航天器光照期由太阳电池阵将太阳光能直接转换成电能,向航天器供电并给蓄电池组充电,在阴影期则由蓄电池组供电,目前采用的太阳电池阵由硅太阳电池或砷化镓太阳电池组成,蓄电池组由镉镍蓄电池或氢镍蓄电池组成;

表 2.2.1 航天器电源

能源		能量转换器件	航天器电源
化学能		化学电池	原电池:锂电池 蓄电池:锌银蓄电池 镉镍蓄电池 氢镍蓄电池 燃料电池:氢氧燃料电池
太阳辐射能		太阳电池	太阳电池阵-蓄电池组联合电源
核能	放射性同位素	温差电偶	放射性同位素温差发电器
	核反应堆	温差电偶 热离子二极管	核反应堆温差发电器 热离子反应堆

③ 核电源，如放射性同位素温差发电器、反应堆温差发电器和热离子反应堆等。

2.2.2 化学电池

1. 化学电池及其分类

化学电池是一种将物质反应的化学能直接转换成电能的储能装置或换能装置，由电极、电解质、隔膜和壳体等四部分组成。其中正、负电极是化学电池输出电能的源泉，是决定电池性能的核心成分。化学电池，依据其工作性质和储存方式不同，一般分为以下四类：

(1) 原电池

原电池又称一次电池，是经常处于可工作状态的一种电池。这种电池不能用充电方法使其活性物质完全复原，是放完电后只得丢弃的电池，如锌锰干电池和锌银一次电池等。

(2) 蓄电池

蓄电池又称二次电池或可充式电池。这类电池在放电后，可以用充电方法使其活性物质完全复原并继续放电，而且充电和放电能够反复循环多次。如铅酸蓄电池、镉镍蓄电池、氢镍蓄电池、锌银蓄电池、钠硫电池和锂离子电池等。

(3) 储备电池

这类电池的电极活性物质和电解质在储存期间并不直接接触，因而能够长期保存而不失效，只在使用前才临时注入电解液或用其他方法使电解质与活性物质发生作用而“激活”电池使其放电，因此又称激活电池。如镁银电池(也称海水电池)、锌银储备电池、铅高氯酸电池和锂–二硫化铁热电池等。

(4) 燃料电池

燃料电池又称连续电池，其特点是只要活性物质连续地注入，电池就能够长期不断地进行放电。实际上燃料电池就是一个能量转换装置，靠输入燃料而输出电能。常见的有氢氧燃料电池和肼空气燃料电池等。

2. 化学电池的特性参数

化学电池除电动势、工作电压、工作电流和内阻等主要性能参数外，常用的还有以下几项参数。

(1) 容量与电化当量

电池容量有理论容量、实际容量和额定容量之分。理论容量是当电极活性物质 100% 参加电池成流反应时所给出的电量。实际容量即放电容量，是电池在一定工作条件下所输出的电量。额定容量又叫公称容量，它是指在给定的工作条件下，由电池设计者规定或保证输出的最低限度电量。

电化当量 k 代表了电池中产生单位电量时所消耗的活性物质的质量，或电解槽中通过单位电量时电极上所获得的产物质量。

(2) 放电速率

放电速率有倍率和时率两种表示方法。倍率是在规定时间内按电池的额定容量所确定的输出电流值;时率又称小时率,是在规定的放电电流条件下,电池放完额定容量的时间。

(3) 放电深度

放电深度定义为电池的放电容量与其额定容量的百分比。

(4) 能量与比能量

在一定放电条件下,电池对外做功所输出的电能叫能量,单位是 W·h。比能量是单位质量或单位体积电池所输出的能量,又称能量密度,比能量有质量比能量和体积比能量之分,单位分别是 W·h/kg 和 W·h/L。

(5) 自放电速率与循环寿命

储存过程中电池容量下降的主要原因是两个电极的自放电所致,自放电速率常用单位时间内容量下降的百分数表示,也可用储存至规定容量时的时间表示。

循环寿命是衡量蓄电池性能的重要参数。它是在一定的充、放电制度下,容量下降到规定值前电池所经受的充、放电循环次数,循环寿命简称为寿命或周期。

3. 蓄电池

(1) 铅蓄电池

航空用铅蓄电池,由多个单格蓄电池串联而成。例如,型号为 12HK-28 的铅蓄电池,HK 表示航空用,12 表示串联单格电池个数,因每个单格电池的额定电压为 2 V,故电池组的额定电压为 24 V,28 表示电池容量,单位为 A·h。

单格电池由容器、正极板、负极板、隔板和电解液构成。铅蓄电池的正极板由二氧化铅 PbO_2 组成,负极板为海绵状铅 Pb,正负极板间的隔板由多孔橡胶或木板制成,电解液为稀硫酸,充足电时电解液的密度约为 1.26～1.285 g/cm^3。二氧化铅和铅是参与化学反应的有效材料,称为活性物质。极板都为疏松多孔状,以便电解液渗入。极板的活性物质涂在铅锌锑合金制成的栅架上,栅架用来提高极板机械强度和改善导电性。容器由耐酸橡胶制成。容器上方有专门的工作螺塞,在正常工作位置,它可以排出电池内的气体;而在飞机机动飞行时,使电解液不会溅出。

电解质在水中电离成正负离子,正负离子有等量而异性的电荷,故电解液呈中性。硫酸在水中电离成 H^+ 和 SO_4^{2-}。这些离子在水中不断运动,两异极性的离子相碰又成为分子,这是复合过程。动态平衡时,分子的电离和复合速度相等。

铅电极置于硫酸中,铅的正离子 Pb^{2+} 受水极性分子吸引而溶解,与 SO_4^{2-} 化合成为硫酸铅 $PbSO_4$,使电解液带正电、铅电极带负电。铅电极吸引电解液中的正离子,使它们紧靠于电极表面,形成了双电层。双电层一方面阻止金属离子进入电解液,另一方面使电解液中的金属离子 Pb^{2+} 回到电极。电极溶解速度和离子回到电极的速度相等时,达到动态平衡。于是在电极和电解液间形成一定的电位差,即电极电位。铅电池的负极电位为 −0.13 V。正极板的二

氧化铅 PbO_2 溶于电解液，与 H_2SO_4 作用生成高价硫酸铅 $Pb(SO_4)_2$。$Pb(SO_4)_2$ 电离为高价铅离子 Pb^{4+} 和 SO_4^{2-}。Pb^{4+} 离子沉积于正极板，SO_4^{2-} 留于电解液，也形成双电层。正极板的电极电位为 2.0V。故铅蓄电池正负极板间电位差(电动势)为 $2-(-0.13)=2.13$ V。

气体和电解液接触也会产生电极电位，叫做气体电极电位。充足电的铅蓄电池继续充电，引起水的电解，在正极板上附有氢气，负极板上附有氧气，形成气体电极电位，使电池电动势增加。

铅电池与用电设备接通后，电路中有电流。电子由电池的负极板通过负载，流到正极板。电解液中正离子向正极运动，负离子移向负极，形成离子流。电子离开负极板后，双电层减弱，电液中的硫酸根离子与极板上的铅离子化合，生成硫酸铅分子，沉积在极板表面。负电极方程为

$$Pb^{2+} + SO_4^{2-} \rightarrow PbSO_4 \tag{2.2.1}$$

在正电极，外电路来的电子与高价铅离子作用生成二价铅离子，也削弱了双电层。二阶铅离子即溶于电解液，与硫酸根离子化合，生成硫酸铅分子，沉积于极板表面。正电极的反应方程为

$$Pb^{2+} + SO_4^{2-} \rightarrow PbSO_4 \tag{2.2.2}$$

电子的流动，使电极附近双电层减弱，因而负极板的铅可不断电离，正极板的二氧化铅分子也不断分解，形成动态平衡，放电持续进行。铅蓄电池放电过程的总反应方程式为

$$Pb + 2H_2SO_4 + PbO_2 \rightarrow PbSO_4 + H_2O \tag{2.2.3}$$

可见，放电时化学能不断转化为电能，正负极均逐渐转化为硫酸铅 $PbSO_4$，硫酸不断消耗，水却不断增加，电解液的浓度不断减小。铅蓄电池的电动势与电解液浓度相关，浓度降低，电动势减小。放完电的蓄电池应接外电源充电。电池正极接外电源正极，负极接外电源负极。若外电源电压高于电池的电动势，外电源电流将流入电池，故充电电流方向与放电电流方向相反。这是放电反应的逆反应，电能转化为化学能储于电池，负极板的硫酸铅转为海绵状铅，正极板的硫酸铅转变为二氧化铅，电解液 H_2SO_4 的浓度不断增加。可通过测量电解液的浓度判定电池的充放电程度。这种分析铅蓄电池充放电机理的方法称为双硫化理论。

电动势、内电阻、充放电曲线、容量和自放电是表征蓄电池电气性能的主要参数。

电解液密度在 1.05～1.30 g/cm^3 范围内变化时，铅蓄电池的电动势可用以下经验公式表示

$$E = [0.84 + d/(g/cm^3)]\ V \tag{2.2.4}$$

式中：d 为 15 ℃时电解液的密度。若 $d=1.25\ g/cm^3$，则 $E=2.09$ V。

铅蓄电池内阻由极板电阻、电解液电阻、隔板电阻和电解液与电极间过渡电阻组成，其中主要是电解液电阻和过渡电阻。电解液的电阻与浓度有关，浓度高，流动性差，电阻大；浓度低，离子少，电阻也大，密度为 1.20 g/cm^3 的电解液电阻率最小。过渡电阻是电解液与极板间的接触电阻，接触面大则电阻小。加大极板面积、增多极板片数和改善极板疏松度，可减小电池内阻。电池的化学反应不仅应在极板表面而且应在极板内部进行。极板疏松，电解液渗透

得深，反应深度也深，电池内阻小，但极板强度变差。铅蓄电池的内阻还和充放电程度有关。放电反应生成的硫酸铅，附着在极板上，其内阻大而密度小。随着放电程度的增加，附着在极板上的硫酸铅增多，堵死了极板微孔，降低了电化学反应深度，使内阻加大。放电电流大，电解液来不及渗透到极板内部，减小了有效作用面积，也会增加内阻。工作温度低，电解液流动性差，内阻也加大。因此，铅蓄电池内阻不仅和电池构造有关，也和使用情况有关。航空用铅蓄电池的内阻为百分之几欧至千分之几欧。

放电特性曲线是指以一定电流放电时，电池端电压与时间关系的曲线。同样，充电时电池端电压与时间关系曲线称充电特性曲线，见图 2.2.1。图 2.2.1(a)曲线 2 是铅蓄电池端电压与时间关系曲线，曲线 1 是电动势与时间关系曲线。刚放电时电动势下降速度较快，此后逐渐减慢。放电完毕的象征之一是电动势下降速度再次加大，若此时将外电路切断，电动势又稍许回升。放电初期极板附近及其孔隙中的电解液密度迅速下降，造成电动势的快速下降。孔隙中的硫酸与容器中的浓度差加大后，电解液的渗透作用也增强。放电电流一定时，硫酸的消耗速度与电解液的渗透速度相等，达到动态平衡，电动势下降速度减慢，放电特性趋于平坦。此时电动势的缓慢下降是由于容器中的电解液密度下降。放电完毕时，极板表面硫酸铅增多，极板孔隙堵塞，反应区电解液密度迅速降低，电动势快速下降，必须中止放电。电池端电压的下降速度比电动势下降速度更快，因为电池内阻随放电时间的增长而加大。放电到 D 点的电压叫终止电压。铅蓄电池的终止电压为 1.7 V。

图 2.2.1(d)曲线 3 是铅蓄电池的恒流充电特性曲线，曲线 4 是充电过程中电动势的变化规律。充电结束时，极板上活性物质几乎全部还原，电池电压达 2.3 V。若此后继续通电，电解液的浓度不再增加，充电电流只用于水的电解，负极板逸出氢气，正极板逸出氧气，电极电位增加，电势升高，单格电池电压达 2.6 V，表示充电过程结束。

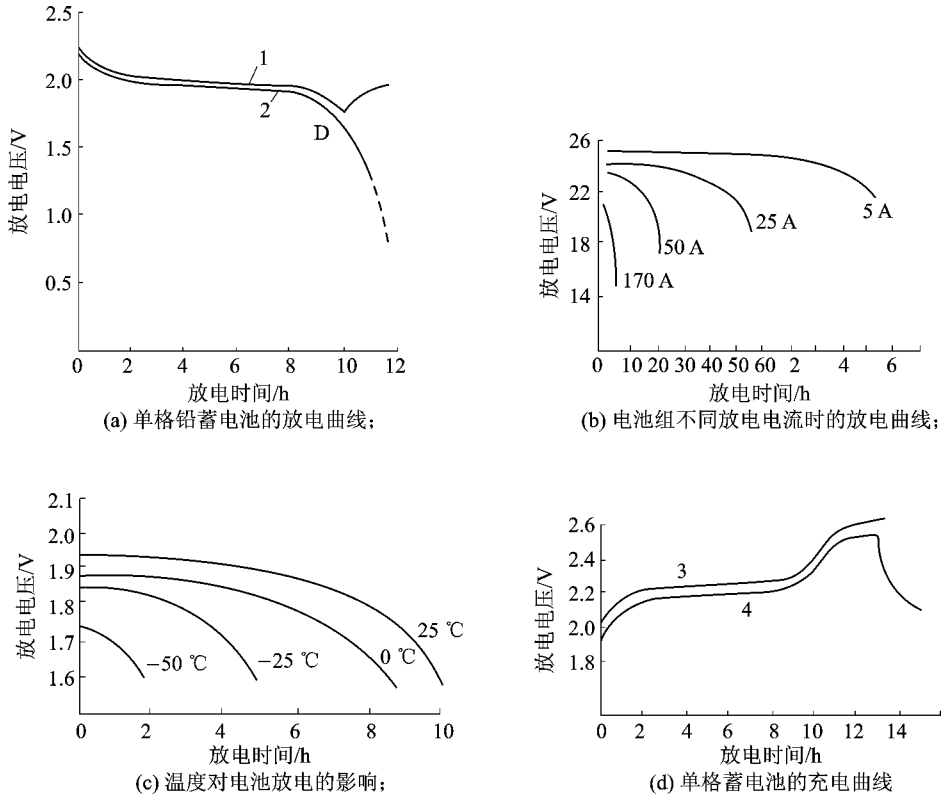
铅蓄电池的放电特性和放电电流及电池温度的关系如图 2.2.1(b)和(c)所示。放电电流小，则放电时间长，电池电压高，终止电压也较高。反之，放电电流大，则放电时间短，电池电压低，终止电压也低。电解液温度高，内阻小，放电电压高，但温度太高，会缩短极板的寿命。

通常在电解液温度为 25 ℃，以额定电流连续放电，放到终止电压的时间(单位 h)与放电电流(单位 A)的积为电池的额定容量。例如 12HK－30 航空铅蓄电池以 3 A 电流放电 10 h，终止电压为 1.7 V，故额定容量为 30 A·h。实际电池容量一般比额定容量大些。但是，放电电流大小和电解液温度高低会影响活性物质的利用率。在低温、大电流放电时，电池容量会显著减小。

铅蓄电池的极板和电解液中往往含有金属杂质，它们与极板有效材料构成微型电池，并由电解液短路。即使外电路未接通，也存在内部电化学反应，消耗有效材料，这就是自放电现象。因此，长期存储的铅蓄电池必须定期充电。

(2) 锌银蓄电池

锌银蓄电池是以金属锌为负极，银的氧化物为正极，氢氧化钾水溶液为电解液的碱性电



(a) 单格铅蓄电池的放电曲线；
(b) 电池组不同放电电流时的放电曲线；
(c) 温度对电池放电的影响；
(d) 单格蓄电池的充电曲线

1—电动势；2—电压；3—电压；4—电动势

图 2.2.1　铅蓄电池的特性

池。锌银蓄电池不但比能量高，而且比功率也很大。

由于锌电极的电化当量低，蓄电池阳极溶解反应的极化小，且极化过程可逆，所以锌是理想的负极活性物质。当蓄电池电解液处于 ZnO 饱和时，锌电极的极化过程首先形成锌酸盐 $Zn(OH)_4^{2-}$，然后锌酸盐又分解成 $Zn(OH)_2$，最后再转变成氧化锌 ZnO。

负极：

$$Zn + 2OH^- - 2e \rightarrow Zn(OH)_2 \rightarrow ZnO + H_2O \tag{2.2.5}$$

反应的标准电极电位分别为 −1.249 V 和 −1.260 V。

银正极活性物质有 AgO 和 Ag_2O，它们得到电子发生还原反应。反应式分别为

正极：

$$2AgO + H_2O + 2e \rightarrow Ag_2O + 2OH^- \tag{2.2.6}$$

$$Ag_2O + H_2O + 2e \rightarrow 2Ag + 2OH^- \tag{2.2.7}$$

反应的标准电极电位分别为+0.607 V和+0.345 V。

根据电极反应，蓄电池放电时的总反应为

$$Zn + 2AgO + H_2O \rightarrow Zn(OH)_2 + Ag_2O$$

$$Zn + Ag_2O + H_2O \rightarrow Zn(OH)_2 + 2Ag$$

或

$$Zn + 2AgO \rightarrow ZnO + Ag_2O$$

$$Zn + Ag_2O \rightarrow ZnO + 2Ag \tag{2.2.8}$$

蓄电池的充电总反应是上述放电反应的逆反应。

蓄电池的开路电压（电动势）E 等于正负电极的标准电位差。当负极放电产物为 $Zn(OH)_2$ 时相应于不同氧化态的正极反应，银锌蓄电池的电动势 E 为 1.856～1.594 V；当放电产物为 ZnO 时，则 E 为 1.867～1.605 V。

锌银蓄电池的放电特性分为两个阶段。第一阶段正极由过氧化银 Ag_2O_2 转变为氧化银 Ag_2O，电动势约 1.82～1.86 V，此时因 Ag_2O 电阻较大，故电池内阻也较大。第二阶段正极板由氧化银变为银，电动势较低，为 1.54～1.61 V，由于正极板含银增多，内阻要小些。

图 2.2.2(a)是锌银蓄电池（额定容量为 45 A·h）4.5 A 和 9 A 放电特性曲线，有明显的两个阶段，第一阶段电压较高，电压下降较快，但时间较短，第二阶段电压低些，但在一个相当长时间内电压变化较小。与铅蓄电池不同，锌银蓄电池不能通过检测端电压来判断放电程度，而应用安时表来确定放电情况。

图 2.2.2(b)是大电流放电特性，放电曲线的阶段性不明显了。由图可见，蓄电池的内阻很小，大电流放电时电压下降量不大。

图 2.2.2(c)是放电电流为 9 A，不同温度下的放电特性。在－20 ℃，放电时间为 5.3 h，放电电压只有 1.44 V；而在＋20 ℃，放电时间为 7.3 h，电压为 1.54 V。因此，低温时蓄电池容量减小，内阻却大。

图 2.2.2(d)是大电流(100 A)放电时的特性。这时，即使在低温下，大的放电电流也使电解液温度很快升高，初始放电电压为 20.4 V（单格电池电压为 1.36 V），11 min 后电压增加到 21 V。

锌银蓄电池的容量也随放电电流加大和温度的降低而减小。

锌银蓄电池的充电特性也有明显的阶段性，第一阶段电压为 1.62～1.64 V，第二阶段为 1.92 V 左右。

与其他蓄电池比较，锌银蓄电池的优点是：

① 比能量高，其中比能量为 60～160 W·h/kg、比功率为 30～400 W/kg；

② 内阻小，大电流放电特性平坦，放电时间只受蓄电池发热限制；

③ 充电效率和能量输出效率高，容量输出效率是蓄电池输出容量与充电时输入容量之比，能量输出效率是放出电能与充电时输入电能之比；其容量输出效率＞95%，能量输出效率为 80%～85%；

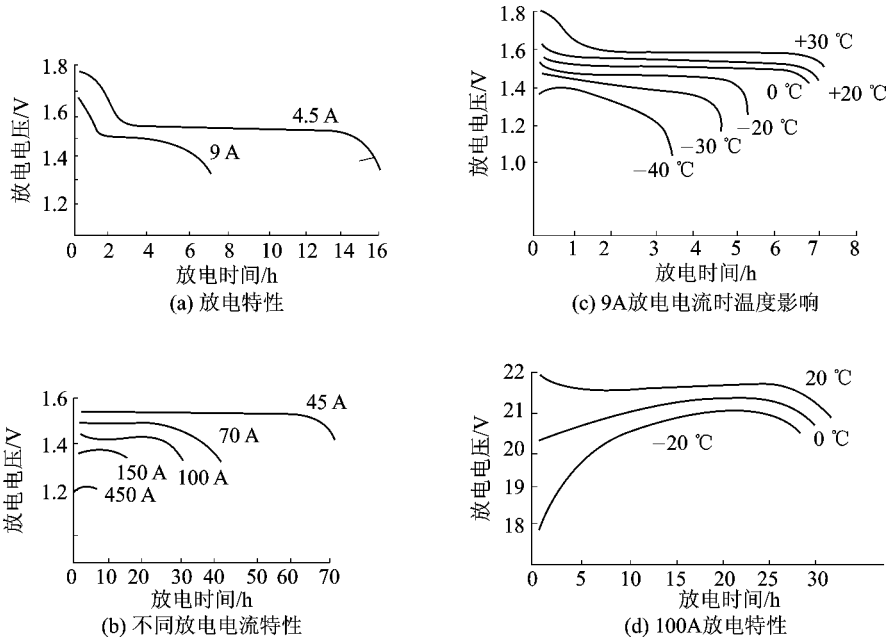


图 2.2.2 锌银电池特性

④ 干存储时间长，可在 5 年以上。

锌银蓄电池的缺点是：

① 充放电循环寿命短，约 150 次，而铅蓄电池为 300 次，镉镍蓄电池达 1 000 次；

② 电湿搁置寿命短；

③ 高低温特性差。锌银蓄电池在 −20 ℃以中等电流放电，只能输出 50% 的容量。在大于 60 ℃高温存放，电池湿搁置性能和循环寿命明显降低；

④ 价格贵。

人工激活锌银二次电池在航天器中广泛应用。美国航空航天局(NASA)使用 100 余种该种电池，容量从 0.3～755 A·h。阿波罗飞船的运载火箭土星 15 号有 14 组锌银二次电池。我国第一代战略导弹和运载火箭也用锌银二次电池。

自动激活锌银一次电池广泛用于各种战术导弹。一些行星际航天器内装有遥控激活的一次电池。

(3) 镉镍蓄电池

镉镍蓄电池以金属镉为负极，氧化镍为正极，氢氧化钾(氢氧化钠)水溶液为电解液。电化学结构表达式为

$$Cd \mid Cd(OH)_2 \mid Ni(OH)_2 \mid Ni\ OOH$$

电池工作时，负极金属镉被氧化生成氢氧化镉，充电时氢氧化镉又还原为金属镉，反应式为

$$Cd + 2OH^- \underset{\text{充电}}{\overset{\text{放电}}{\rightleftharpoons}} Cd(OH)_2 + 2e \tag{2.2.9}$$

正极 NiOOH 被还原为 $Ni(OH)_2$，充电时 $Ni(OH)_2$ 又被氧化为 NiOOH，反应式为

$$2NiOOH + 2HO_2 + 2e \underset{\text{充电}}{\overset{\text{放电}}{\rightleftharpoons}} 2Ni(OH)_2 + 2OH^- \tag{2.2.10}$$

所以，镉镍蓄电池的总反应为

$$2NiOOH + Cd + 2H_2O \underset{\text{充电}}{\overset{\text{放电}}{\rightleftharpoons}} 2Ni(OH)_2 + Cd(OH)_2 \tag{2.2.11}$$

镉镍蓄电池的负极电位为 -0.809 V，正极电位为 $+0.490$ V，故电池电动势为 1.299 V。但镉镍电池的实际电动势为 1.34～1.36 V，并与电解液的密度和温度关系不大。镉镍电池充足电后的起始放电电压达 1.48 V。因为充足电的电池正极板除有氢氧化镍外，还有少量高价氢氧化镍 $N_i(OH)_4$，它使正极板电位升高 0.12 V，负极板除镉外还有铁，使负极板电位降低。放电后，氢氧化镉和铁先消耗掉，电压降到 1.3 V。镉镍电池的放电曲线见图 2.2.3(a)，放电过程中电压变化较小。蓄电池的终止放电电压与放电电流大小和放电时间有关，放电电流大，则放电时间短；放电电流小，则放电时间长。所以蓄电池终止放电电压可由放电时间来确定，10 h 放电的终止电压为 1.1 V，1 h 放电为 0.5 V，见图 2.2.3(b)。

图 2.2.3(c)是蓄电池的充电特性。在充电的第一阶段，极板上恢复的活性物质为氢氧化镍和镉，充电电压在 1.5 V 左右。第二阶段生成高价氢氧化镍和铁，电压达 1.8 V。此后继续充电会导致水的电解，形成附加气体电极电位。切断电源后，电动势为 1.48 V。故这种电池充电时可能有气体逸出。

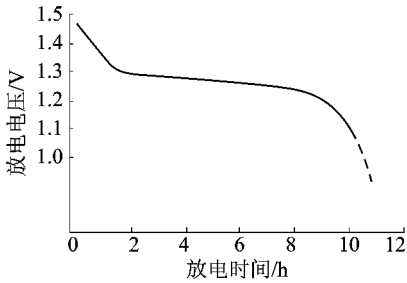
图 2.2.3(d)是镉镍蓄电池与铅蓄电池的放电曲线，由图可见镉镍蓄电池放电电压平稳，下降量少，特别是大电流放电特性平坦。

镉镍蓄电池有开口式和密封式两种。负极板 Cd 在 KOH 中的标准电极电势为 -0.809 V，H_2 在 KOH 中的标准电极电势为 -0.828 V，两者相差很小。若在 Cd 电极制备时加入其他成分，可使 H_2 在 Cd 电极上的析出电势达 -1.3 V。充电时，只要控制好负极极化程度，就可避免析出氢气。充电后期正极析出氧气是不可避免的，但 70% 的 O_2 由化学反应消耗掉，30% 由电化学反应消耗掉，因为负电极消耗的电流用于还原氧和生成 $Cd(OH)_2$，形成氧循环，故密封镉镍蓄电池可以承受过充电。开口式镉镍蓄电池电解液 KOH 的密度为 1.20～1.30 g/cm^3，密封式的为 1.25～1.35 g/cm^3。

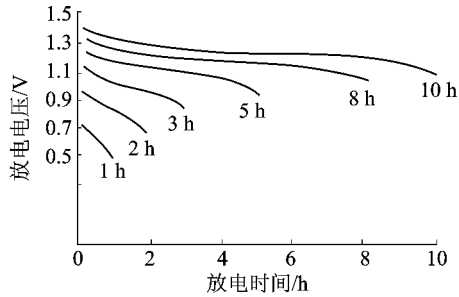
镉镍蓄电池在生产中有镉污染，会引起镉中毒，目前趋于用氢镍蓄电池取代。

(4) 氢镍蓄电池

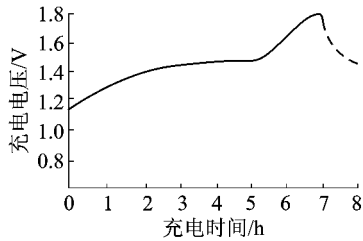
氢镍蓄电池与镉镍蓄电池的不同之处仅在于负极反应，即



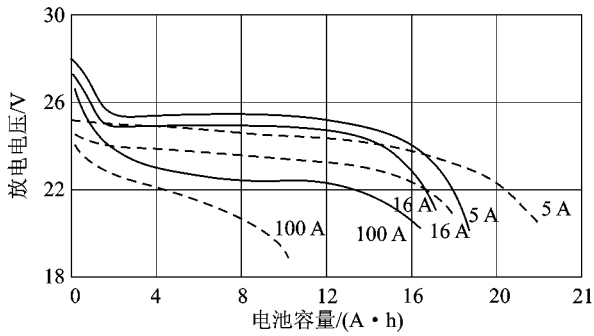
(a) 单格电池的放电曲线



(b) 不同放电时间的放电曲线



(c) 单格电池的充电曲线



(d) 电池容量与放电电流间关系

实线–镍镉蓄电池;虚线–铅蓄电池

图 2.2.3 镍镉蓄电池的电气特性

$$\frac{1}{2}H_2 + OH^- \rightleftharpoons H_2O + e \tag{2.2.12}$$

充电过程中产生的 H_2 储存于钛镍电极上,这种电极吸收 H_2 的能力特别大,H_2 的存储密度是液氢的 1.2～1.4 倍。同样体积的氢镍蓄电池额定容量比镉镍蓄电池大 30%左右。

氢镍蓄电池有高压氢镍蓄电池和低压氢镍蓄电池之分。后者又称为金属氧化物－镍电池,其负极活性物质氢以金属氢化物的形式存在。氢镍蓄电池的负极是改进了的燃料电池氢电极,活性物质氢气充满于作为高压容器的电池壳体内;电池以氢氧化钾水溶液作为电解质;

正极是镉镍蓄电池的氧化镍电极;整个电池是一个全密封的体系。氢镍蓄电池的电化学结构表达式为

$$H_2 \mid KOH \mid NiOOH$$

氢镍蓄电池是综合了氢氧燃料电池和密封镉镍蓄电池技术的新型空间储能电源,也是目前寿命最长的电池。氢镍蓄电池的主要优缺点见表 2.2.2。

表 2.2.2 氢镍蓄电池的主要优、缺点

优 点	缺 点
高比能量(60 W·h/kg) 长循环寿命(LEO. DOD40% 40 000 次) 在轨工作寿命长(GEO. DOD60%~70%15 年) 耐过充电和过放电 氢气压力是电池荷电状态的指示	初次投资大 自放电大 体积比能量低(IPV 电池 50~95 W·h/L; 电池组 20~40 W·h/L)

根据负极结构的不同,氢镍蓄电池分为憎水性氢电极和亲水性氢电极两类。美、法、英、日及中国开发成功的都是憎水性负极的氢镍蓄电池,俄罗斯研制成功的则是亲水性负极的氧镍蓄电池。无论是哪一种负极都可以制成不同种类的氢镍蓄电池。

电池正常充、放电时的反应如下

正极
$$NiOOH + H_2O + e \underset{\text{充电}}{\overset{\text{放电}}{\rightleftharpoons}} N_i(OH)_2 + OH^- \tag{2.2.13}$$

负极
$$\frac{1}{2}H_2 + OH^- \underset{\text{充电}}{\overset{\text{放电}}{\rightleftharpoons}} H_2O + e \tag{2.2.14}$$

总反应
$$\frac{1}{2}H_2 + NiOOH \underset{\text{充电}}{\overset{\text{放电}}{\rightleftharpoons}} N_i(OH)_2 \tag{2.2.15}$$

过充电过程

正极
$$2OH^- \rightarrow 2e + \frac{1}{2}O_2 + H_2O \tag{2.2.16}$$

负极
$$\frac{1}{2}O_2 + H_2O + 2e \rightarrow 2OH^- \tag{2.2.17}$$

电池反应(2.2.16)+(2.2.17)没有物质变化,只生成热;

或者

负极
$$H_2O + e \rightarrow OH^- + \frac{1}{2}H_2 \tag{2.2.18}$$

化学复合 O_2
$$H_2 + \frac{1}{2}O_2 \rightarrow H_2O \tag{2.2.19}$$

电池反应式(2.2.16)+式(2.2.18)+式(2.2.19)也没有物质变化,只生成热。

氢镍蓄电池有正限制和负限制两种设计。

正限制蓄电池的过放电过程(预充 H_2)为

正极 $$H_2O+e\rightarrow OH^-+\frac{1}{2}H_2 \tag{2.2.20}$$

负极 $$\frac{1}{2}H_2+OH^-\rightarrow H_2O+e \tag{2.2.21}$$

电池反应式(2.2.20)+式(2.2.21)没有物质变化,生成少量的极化热。

负限制蓄电池(正极预充电)的过放电过程为

正极 $$2NiOOH+2H_2O+2e\rightarrow 2Ni(OH)_2+2OH^- \tag{2.2.22}$$

负极 $$2OH^-\rightarrow 2e+\frac{1}{2}O_2+H_2O \tag{2.2.23}$$

电池反应 $$2NiOOH+H_2O\rightarrow 2Ni(OH)_2+\frac{1}{2}O_2$$

当正极预充的 NiOOH 完全还原成 $Ni(OH)_2$时,正极析出氢,反应如式(2.2.20);氢气在负极被氧化,反应如式(2.2.21),有热生成。

氢镍蓄电池允许深放电,即使过放电,发生如上式(2.2.20～2.2.23)的反应时,对正限制(预充氢气的电池为正极容量限制)蓄电池性能也没有坏的影响。这是氢镍电池独有的优点。

正限制蓄电池:当电池放电到 0 V 时,正极反应式(2.2.22)进行完全,如果迫使电池进一步放电,则蓄电池进入过放电,正极反应如式(2.2.20),负极反应如式(2.2.21),此时电池温度升高到一定值时会达到一个稳定的状态。电池内压、温度、电液浓度保持不变,恢复正常使用后,电性能保持不变。

负限制电池(正极预充电的电池为负限制电池):当电池放电到 0 V 时,负极反应式(2.2.21)进行完全,若继续放电,蓄电池将出现过放电,负极反应如式(2.2.23),正极反应如式(2.2.22)、(2.2.20)。

负限制蓄电池过放电时有不利影响,即负极产生的氧气可溶解负极的铂,反应如式(2.2.24)。

$$2Pt+Q_2+4OH^-+2H_2O\rightarrow 2Pt(OH)_4^{2-} \tag{2.2.24}$$

$Pt(OH)_4^{2-}$ 是可溶性的,在电池中可以扩散到隔膜、正极,会给电池造成永久性危害。

(5) 锂电池

锂电池通常是指以金属锂(Li)为阳性活性物质的一类化学电源的总称。其以比能量、比功率高和储存寿命长的显著特点而被航天技术领域所关注,并已应用。

金属锂是电位最负、比能量最高的金属材料,以锂为负极的化学电源必然具有工作电压高、比能量高的优势。由于使用质子惰性(无 H^+)的无机、有机溶剂配制电解液,使得锂电池具有比水溶液体系化学电源宽广得多的使用温度范围。另外,几乎所有锂电池都采用各种各样的密封结构形式,为此锂电池储存寿命长,最长可达 10 年以上。但是,锂电池也存在明显的缺点和不足,其安全问题成为人们关注的焦点,电压滞后现象也影响了锂电池的推广和应用。为了防止电池出现不安全行为,几乎所有锂电池都配备了安全装置或采取了其他安全措施。

电压滞后是由于金属锂极其活泼，表面很容易形成一层保护膜的缘故。但正是因为金属锂表面的钝化膜保护了锂电极，避免了锂的进一步氧化、腐蚀，才使锂电池具有极其优异的储存性能。

2.2.3 航天器用特种电源

1. 氢氧燃料电池

燃料电池是一种等温进行、直接将储存在燃料和氧化剂中的化学能转化为电能的高效(50%～70%)发电装置。它的发电原理与化学电源一样，电极提供电子转移的场所，在阳极催化燃料(如氢)氧化和阴极催化氧化剂(如氧)的还原过程中，导电离子在将阴阳板分开的电解质内迁移，电子通过外电路做功并构成电的回路。但是燃料电池的工作方式又与常规的化学电源不完全相同，更类似于汽油、柴油发电机，它的燃料和氧化剂不是储存在电池内，而是储存在电池外的储罐中。当电池发电时，要连续不断的向电池内送入燃料和氧化剂，排出反应产物，同时也要排除一定的废热，以维持电池工作温度的恒定。燃料电池本身只决定输出功率的大小，其输出能量的能力由储存在储罐内的燃料与氧化剂的量决定。

(1) 工作原理

按电解液的不同，燃料电池有酸性与碱性两种，酸性的电解液为 H_2SO_4，碱性的是 KOH。酸性燃料电池的电极反应为

$$H_2 \rightarrow 2H^+ + 2e \tag{2.2.25}$$

氢在燃料电极催化剂作用下电离，参见图 2.2.4(a)。氢离子 H^+ 通过电解液和气体阻挡层到达氧电极催化剂表面，电子则通过外电路及负载进入氧电极催化层，电子、氢离子和氧在氧电极催化剂表面生成水(H_2O)，反应式为

$$2H^+ + \frac{1}{2}O_2 + 2e \rightarrow H_2O \tag{2.2.26}$$

故总反应为

$$H_2 + \frac{1}{2}O_2 \rightarrow H_2O \tag{2.2.27}$$

对于碱性燃料电池，燃料电极的反应为

$$H_2 + 2OH^- \rightarrow 2H_2O + 2e \tag{2.2.28}$$

氧电极的反应为

$$\frac{1}{2}O_2 + H_2O + 2e \rightarrow 2OH^- \tag{2.2.29}$$

氢氧根离子通过电解液和气体阻挡层传到燃料电极。故总反应为

$$H_2 + \frac{1}{2}O_2 \rightarrow H_2O \tag{2.2.30}$$

由此可见，燃料电池的负极放出电子，通过外电路，到达正极，外电路中有电流流通。

对酸性电池，氢离子 H^+ 在电池内部从负极移动到正极。对碱性电池，氢氧根离子 OH^- 从正极移到负极。氧化还原反应分别在正负电极进行，其反应速度与催化剂种类及工作温度有关。电解质在反应过程中不被消耗，两类电池总反应相同。电极反应在电极表面进行，若为光滑表面，则电解液与电极接触面积有限，电极反应区域很小。通常和铅电极一样采用多孔电极，由于在电极表面既有气体 H_2 和 O_2，又有液体（电解液），还有固体电极，故形成三相界面，具有三相界面的电极称为三相电极。燃料电池的成功应用是和三相界面理论与实践分不开的。

（2）电池的构成

氢氧燃料电池除电池组外，还有排水系统、排热系统、燃料供给系统和控制系统等部分，其构成方块图见图 2.2.4(b)。

电池化学反应生成的水必须及时排出，其排水速度应与水的生成速度相等。常用的排水方法有氢气循环法和灯芯排水法。氢气循环法如图 2.2.4(c)所示，通过在电池中送入过量的氢气使水蒸发，排出电池并送冷凝器，水蒸气冷凝后成为液态水，利用分离器将液态水排出，气态的氢和水蒸气又回到电池组，如此不断循环将水排出。

排热系统使电池组的工作温度保持恒定。阿波罗飞船用的改进型培根燃料电池有三种排热方式：热辐射、热传导和氢气循环对流散热。前两种方式排热量较少，主要靠对流散热。对流散热系统如图 2.2.4(d)所示，该系统有两个循环回路。一是氢气循环回路，该回路与排水系统不同之处是多了一个热交换器（第一热交换器），电池排热量由通过的氢气量决定，而氢气量由带有温度传感器的旁通阀控制，氢气和水蒸气通过冷凝器降温。冷凝器靠乙二醇（俗称甘醇）和水的混合液冷却，冷凝器的出口温度通过回路中的第二热交换器调节，第二热交换器也有带温度传感器的旁通阀控制冷却剂流量。冷却剂的热量由空间辐射器散出。

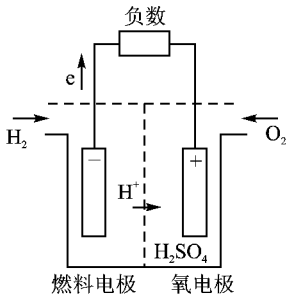
反应剂（氢和氧）供给系统如图 2.2.4(e)所示，液氢和液氧均在超临界状态存储。为了向电池组提供适当压力和温度的反应剂，供给系统有燃料预热器和压力调节器等部件。氢和氧通过预热器预热，预热器热量由乙二醇和水传递。压力调节器使送到电池组的氢氧压力均为 4.22 kg/cm^2，氮气的压力为 3.8～3.87 kg/cm^2。

燃料电池的控制有工作压力控制、温度控制、真空度控制、定时排水控制、排气控制、电压调节和安全控制等。

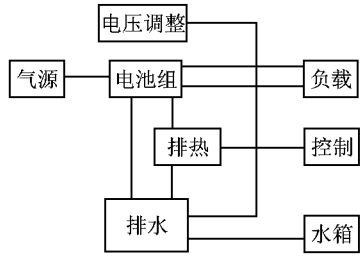
2. 太阳电池

太阳电池是一种能量转换的半导体器件。它依靠半导体光伏效应，将太阳能直接转换成电能。因此，太阳电池又称为光伏电池。

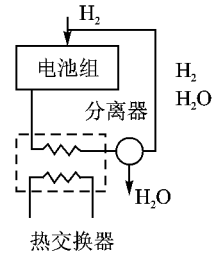
太阳电池转换效率与大气质量有关。大气质量 AM 是指太阳光通过大气的路程与太阳在天顶时通过大气路程之比。在地球大气层外，AM＝0，用 AM0 表示；太阳在天顶时，AM＝1，用 AM1 表示。对 AMl 太阳光谱计算，太阳光功率密度为 1 kW/m^2，硅太阳电池理论转换效率为 18％～22％。1972 年，在提高电池蓝光响应、降低电池内阻和改善载流子收集过程后，



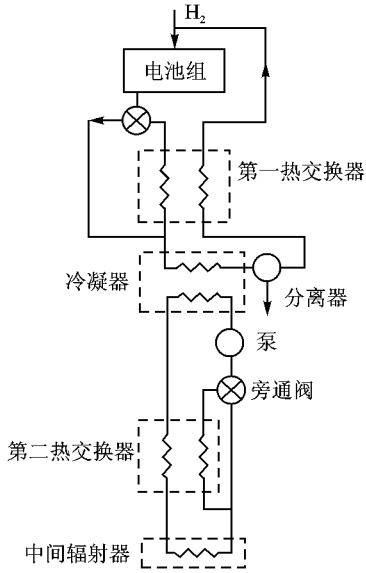
(a) 酸性电解液氢氧燃料电池构成原理



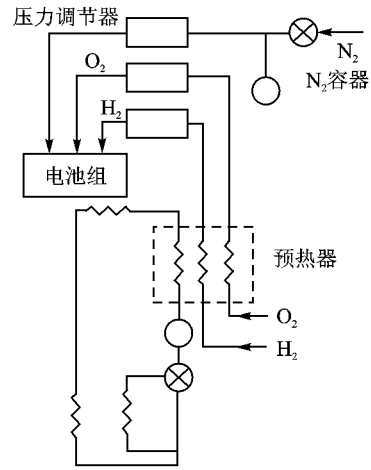
(b) 氢氧燃料电池构成方块图



(c) 氢循环排水系统的构成



(d) 排热系统的构成



(e) 反应剂供给系统的构成

图 2.2.4　燃料电池的构成

太阳电池转换效率进一步提高。1977 **年,在** AM0 **条件下,**2×2 cm^2 **电池转换效率达** 16%**;在** AM1 **条件下,**0.25 cm^2 **电池转换效率达** 21%**。**

(1) **光伏效应**

N 型半导体中的施主杂质,在常温下电离,产生带负电的电子和带正电的施主杂质离子。P 型半导体中的受主杂质电离成带负电的受主杂质离子和带正电的空穴。紧密接触的 P、N 两半导体,N 型中负电子浓度高、P 型中带正电的空穴浓度高,由于浓度差引起扩散运动,即电子向 P 型半导体运动,而 P 型中的空穴向 N 型半导体运动。于是 N 型半导体中的空穴与 P 型中的电子形成一个空间电荷区,即势垒电场,其方向是由正电荷指向负电荷,它阻止扩散运

动。在势垒电场作用下的电荷运动为飘移运动。扩散运动与飘移运动动态平衡,形成 PN 结,具有单向导电性。若在 N 型半导体的表面扩散一层受主杂质,该扩散层成为 P 型,两型半导体间的结称为 P^+/N 结。若在 P 型半导体的表面扩散施主杂质,该扩散层为 N 型,形成 N^+/P 结。

太阳光是具有从紫外到红外的复合光,到达地面的太阳光波长为 0.3～3 μm,光子能量为 0.4～4 eV。光照射半导体时,半导体中的电子吸收光能,若吸收能量超过禁带宽度,则电子从满带转到导带,形成自由运动的电子空穴对,使半导体导电率加大。硅半导体的禁带宽度为 1.12 eV,故在大于 1.12 eV 的光能作用下,就可使半导体增加导电率,这就是内光电效应。若光子能量足够大,使电子不仅能靠增加的能量逃出共价键,还能逃出半导体,这称为外光电效应,太阳光中这种辐射能量是很少的。

在太阳光作用下,产生电子与空穴对,扩散到 PN 结后,在 PN 结形成与势垒电场方向相反的光生电场,该电场部分抵消势垒电场,使 P 型半导体带正电荷,N 型半导体带负电荷,于是在 PN 结的薄层产生电势,这就是光生伏特效应。由此可见,光子能量大于禁带宽度的光线才能在半导体中激发出电子空穴对,小于禁带宽度的只能使半导体加热。由光能作用产生的电子空穴对,在未达到 PN 结时就又复合了,这部分光能也不能产生光电势。进入半导体的光有三类,一类达不到 PN 结,一类穿过 PN 结,另一类在 PN 结附近。在 PN 结附近的光生成的电子空穴对不能被 PN 结的漂移作用分离,形成光电动势。

从太阳光谱能量分布来看,波长小于 0.4 μm 的占 7%,0.4～0.8 μm 的占 58%,0.8～1.0 μm 的占 14%,大于 1.0 μm 的占 21%。光子能量 ε 与波长 λ 间关系为

$$\varepsilon = \left(h\frac{c}{\lambda}\right) \tag{2.2.31}$$

式中:h——普朗克常数,6.624×10^{-34},J·s;

c——光速,3×10^{8},m/s;

λ——波长,μm。

由此可见,制造太阳电池的最佳材料是禁带宽度为 1.5 V 的半导体,通常采用 1.1～2.0 eV 的半导体材料构成太阳电池。表 2.2.3 列出了四种半导体构成的太阳电池的主要性能。

表 2.2.3 太阳电池的性能数据

项 目	硅 (Si)	硫化镓 (GaAs)	硫化镉 (CdTe)	硫化镉 (CdS)
最大转换效率/(%)	11～12(理论,22)	23	7	5～8
开路电压	0.5～0.55	0.9	0.5	0.5
短路电液密度/(mA/cm²)	20～35	35	17.2	17.2

(2) 硅太阳电池的主要特性

硅太阳电池的特性由以下几个主要参数表征:等效电蹄,伏安特性,短路电流,开路电压,输出功率,光谱响应和温度特性。

图 2.2.5(a)是硅太阳电池的等效电路,I_L是在太阳光作用下,自 N 区向 P 区流动的单向电流,即光生电流。在无光照时,外电压作用下有自 P 区到 N 区流动的单向电流 I_d,称暗电流。电池工作时光生电流 I_L和暗电流 I_d同时存在。串联电阻 R_S由上下极的接触电阻、硅材料体电阻和扩散层的薄层电阻等构成,一般小于 1 Ω。并联电阻 R_P由 PN 结泄漏电阻、电池边缘泄漏电阻等组成,达千欧以上。此外,PN 结间有结电容。若设电池负载电流为 I,则有

$$I_L = I + I_d + \frac{u_d}{R_p} \tag{2.2.32}$$

$$U_d = U_R + IR_S \tag{2.2.23}$$

$$I_d = I_0\left\{\exp\left[\frac{q}{mkT}(U - IR_S)\right] - 1\right\} \tag{2.2.34}$$

式中:I_d——反向饱和电流;

q——电子电荷,1.6×10^{-19} C;

k——玻耳兹曼常数,1.38×10^{-13} J/K;

T——绝对温度;

m——常数。

太阳电池伏安特性有两种。无光照伏安特性与二极管伏安特性相同,其特性曲线通过坐标原点,反向饱和电流为 I_0。光照时的伏安特性是无光照特性的平移。伏安特性内接的最大矩形面积 $U_M I_M$ 对应于最大光生电功率,与太阳光照射该电池的功率之比就是电池最大转换效率。太阳电池外特性见图 2.2.5(c),是电池输出电压与输出电流间的关系。由图可见,光辐射越强,电池的端电压和输出电流越大。外特性上两个特殊点是短路电流 I_{sa0}和开路电压 U_0。

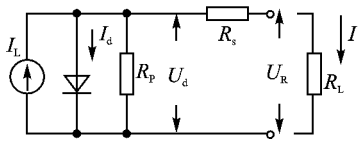
短路时,$U_R = 0$。若电池串联电阻较小,则 $U_d \approx 0$,故 $I_d \approx 0$,则短路电流 $I_{sa0} = I_L = q\eta_e N(E_g)$,$\eta_e$ 为收集效率或量子效率,即每个光子产生并被收集的电子空穴对数与所产生的电子空穴对数之比。$N(E_g)$为能量超过硅半导体禁带(E_g)的光子流,它与太阳辐照度成正比。电池开路时,输出电流 I 为零,又 R_p 较大,故$\frac{U_d}{R_p} \approx 0$,有 $I_L = I_d = I_0\left[\exp\frac{qu_0}{mkT} - 1\right]$,即开路电压 U_0 为

$$U_0 = \frac{mkT}{q} \cdot \ln\left(\frac{I_L}{I_0} + 1\right) \tag{2.2.35}$$

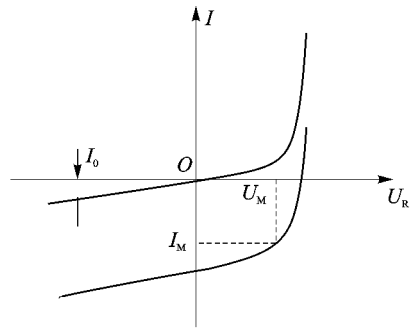
在光照很弱时,$I_L \ll I_0$,有

$$U_0 = \frac{mkT}{q} \cdot \frac{I_L}{I_0} = R_0 I_L \tag{2.2.36}$$

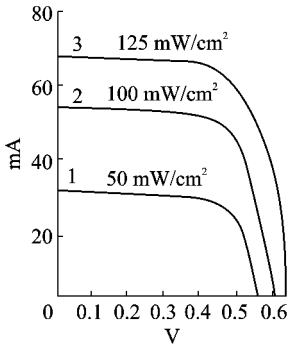
$$R_0 = \frac{mkT}{qI_0}$$



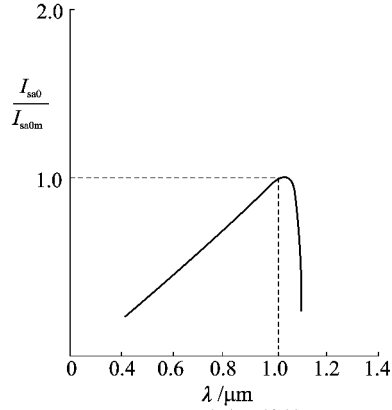
(a) 硅太阳电池的等效电路



(b) 伏安特性



(c) 外特性



(d) 光谱响应特性

图 2.2.5　硅太阳电池的等效电路及特性

表明弱光照时开路电压随光照强度线性变化。

强光时，$I_L \gg I_0$，故开路电压 U_0 为

$$U_0 \approx \frac{mkT}{q} \ln \frac{I_L}{I_0} \tag{2.2.37}$$

硅太阳电池的开路电压为 0.5～0.58 V。

一定光强下的光电池的输出功率取决于负载电阻大小。在某一负载下，输出功率达最大值，该值称太阳电池的最大输出功率。串联电阻 R_S 大，则在同样太阳辐射下，最大输出功率较小。

太阳电池的短路电流 I_{sa0} 与入射光波波长 λ 间关系称为太阳电池的绝对光谱响应。短路电流和最大短路电流之比与光波波长 λ 间关系标为相对光谱响应。图 2.2.5(d)是硅太阳电池的相对光谱响应曲线。由图可见，波长小于 0.4 μm 的光和大于 1.1 μm 的光均不能使硅太阳电池生成光电流，而波长为 0.8～0.95 μm 的光则能产生较大的短路电流。

硅太阳电池可在－65～＋125 ℃范围内工作，工作温度每升高 1 ℃，开路电压降低 2 mV，而短路电流与温度无关。

(3) 硅太阳电池的结构

单体硅太阳电池的基本材料为纯度达 0.999 999、电阻率为 10 Ω·cm 以上的 P 型单晶硅。单片厚度为 0.3～0.5 mm，面积自 2×2 cm^2～5.9×5.9 cm^2，或直径为 3.8～7.5 cm。掺杂形成 0.2～0.5 μm 的扩散区，形成 PN 结。在上受光区有栅线状电极，称上电极，不遮光，背面为下电极。上电极外有由氧化硅 SiO 或五氧化二钽 Ta_2O_5 构成的减反射膜，以减少反射光。受光面加有石英或渗碲玻璃构成的透光盖片，以防止外层空间范爱伦带内的高能电子和质子的辐射损伤。

为了提高单体电池性能，可采取浅结、密栅、背场、绒面和级联 PN 结等措施。结深为 0.1～0.3 μm 的浅 PN 结，可使太阳光中波长小于 0.5 μm 的蓝、紫光也参加光电转换。电池的串联电阻 R_S 由栅线电阻、扩散层横向电阻、硅材料体电阻和电极与硅接触电阻等构成，浅结的横向电阻大，采用密栅可减小横向电阻，减小串联电阻 R_S。背场是在基体与下电极边界处，用扩散法建立一个同种杂质的高渗杂区，形成 P^-P^+ 或 N^-N^+ 的同种杂质浓度梯度，构成类似 PN 结的内建电场，以增强电池长波响应。绒面是在受光面形成四面体粗糙表面，以减小太阳光反射损失。级联 PN 结是在一块衬底材料上叠加多个不同带隙材料的 PN 结，带隙大的顶结靠受光面，吸收短波光，往下带隙依次减小，吸收的光波长逐渐增长，以充分利用日光，提高转换效率。

航天器用的太阳电池均为方形，以提高面积利用率。单晶砷化镓太阳能电池理论光电转换效率为 24%，现可以达到 18%，它能在高温和强光下工作，耐辐射损伤能力大于硅电池。但镓产量少，成本高。

3. 空间核电源

由于核能的能量体积比和能量质量比(能量容量)较化学能高，且不受环境影响，因此核电源在空间电源中起着重要作用。理论上有四种核反应能量可以作为核热源：一是放射性同位素衰变；二是核裂变；三是核聚变；四是反物质的湮灭。目前，实际应用的核能源是放射性同位素衰变和核裂变。放射性同位素主要使用 α 射线源，除了转换为电能外，放射性同位素的衰变能量还可以直接用于航天器设备或探测器的加热。在现阶段，空间可控热核聚变技术还未完全掌握，而对于湮灭能量的利用还只是理论上的设想。所以目前核电源是用放射性同位素或核裂变反应堆作为热源。

在空间电源中，热能转变为电能的主要转换方式有温差发电、热离子发电以及涡轮发电机。前两种热能直接转变为电能，为静态方式；后一种热能通过机械能转变为电能，为动态方式。动态热电转换系统由于具有高速转动部件，润滑和维修困难，可靠性较差；此外，高速转动部件的惯性矩给卫星姿态稳定带来困难。而静态热电转换系统没有高速转动部件，可靠性好，是实际使用的空间核电源。其中温差发电器利用热电偶的温差电效应将热能直接转换为电

能。热离子发电器利用热离子二极管将热能直接转换为电能。

(1) 放射性同位素温差发电器

同位素是化学性质相同,原子量不同的元素,即元素的质子数相同而中子数不同。在衰变过程中辐射出粒子和射线的同位素为放射性同位素,例如钋 Po210、钚 Pu238 和锔 Cm242 辐射 α 射线,铈 Ce144 和锶 Sr 辐射 β 射线。放射性元素原子量减少一半所需的时间为半衰期,如镭 Ra 半衰期为 22 年,碘 129 为 16×10 年。放射性同位素作为热源用的基本要求是:① 比功率要高;② 半衰期要长。表 2.2.4 列出了三种放射性元素的基本特性。航天器用同位素常为钚 Pu238 或它的氧化物,衰变时产生 α 粒子,不需厚的屏蔽物。为防止发电器再入大气层时烧毁而造成污染,热源外盒应由特种石墨材料制成。

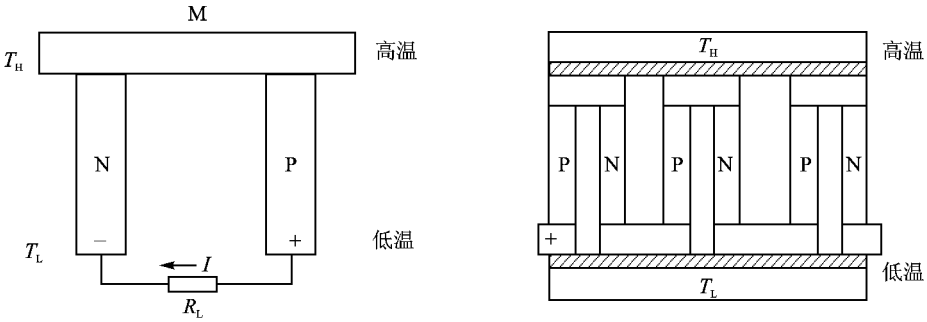
表 2.2.4 三种放射性元素的特性

元 素	半衰期 /年	比功率 /(W·g^{-1})	比功率 /(W·cm^{-2})	射线类型
锔 Cm***	18	2.3	22.4	α
钚 Pu***	90	0.48	9.3	α
锶 Sr**	28	0.2	0.7	β

两种不同的金属棒一头接在一起,另一头开路。当棒两端温度不同时(有温度差),在两棒的开路端就有电动势,称为温差电动势。为提高热电转换效率,常用半导体温差电偶。图 2.2.6(a) 是由 N 型和 P 型半导体构成的温差发电器,高温端温度为 T_H,低温端为 T_L,在高低温两端有温差电势,若外电路接通,则负载电阻 R_L 中有电流 I 流通,电流方向如图所示。对 P 型半导体,温度升高,空穴增多,并向冷端扩散,故冷端带正电,热端带负电,从而形成空间电场,其方向自冷端指向热端,阻止空穴的进一步扩散,达到动态平衡,形成温差电动势。N 型半导体与 P 型正相反,电场方向自热端指向冷端,因此由 P 和 N 型半导体组成的温差发电器的温差电势是两种导体温差电势的和。为了增加发电器的电势或电流,多根温差电偶可以串联或并联,图 2.2.6(b)是由 3 根温差电偶串联构成的发电器。

应用半导体作温差电偶材料的优点是:① 温差电势大;② 体电阻小;③ 导热差,可降低热损失。锗化硅、碲化铅或碲锑锗银四元素合金是常用热电偶材料。锗化硅导热率大,800 K 时电阻率小于 4 000 Ω·cm,最大热端工作温度达 978.8 ℃,不易氧化,可在不密封环境下工作,机械性能好。碲化铅导热率较低,为 150 W/(cm·K),800 K 时电阻率较大,为 5 000 Ω·cm,最高工作温度为 593.3 ℃,要求在惰性气体保护下工作。

散热器由导热良好的金属制成,以降低冷端温度。发电器总的热电转换效率为 4.2%~6.6%,比功率为 1.3~4.2 W/kg。以钚 Pu238 构成的同位素温差发电器曾用于子午仪导航卫星和云雨号等卫星。1964 年 4 月,美国发射子午仪号卫星时,因发射失败,同位素温差发电



(a) 由P和N型半导体构成的热电偶　　(b) 由三对P和N型半导体热电偶串联而成的温差发电器示意图

图 2.2.6　半导体热电发生器

器烧毁，导致钚 Pu238 散布于大气中。后改用特种石墨作同位素源外壳。

（2）核反应堆温差发电器

核反应堆温差发电器的热源为铀的同位素 U235，衰变产生的热用钠钼热管传导到温差发电器的热端。由 16 只碲化铅温差电偶构成热电发生器。U235 衰变产生的大量快中子和 γ 射线，会严重干扰电子设备的工作，故应用厚铅层屏蔽。美国 1965 年发射的 SNAP－10A 卫星上使用这种电源，功率 560 W，燃料 11 kg，工作 43 天。

（3）核反应堆热离子发电器

加热到一定温度的金属表面会发射出有一定动能的热电子，因此用两块间隔一定的金属板可构成热离子发电器。将其中一块金属板加热，它即发射电子，称为阳极，又称发射极。另一块处于散热条件下，为冷电极，可俘获阳极过来的电子，为集电极，即阴极。

热离子发电器有两种，真空型和充铯型。真空型因两极板间间距必须很小（一般为 10 μm），热耗很大，不能实用。铯的作用是产生正离子，消除阻碍转换器正常运行的空间电荷；降低电极材料的有效逸出功，提高输出功率密度；降低电极间等离子体的电阻率，提高输出电压。故充铯型热离子发电器得到了应用。

核反应堆热离子发电器有两种结构形式：堆内式和堆外式。前者核燃料与热离子发电器的阳极直接接触，故结构简单紧凑，效率较高，但发射极易受核燃料的作用而损坏，寿命短。堆外式是在反应堆与热离子发电器的发射极间加专门的传热回路，循环传热回路的载热剂有惰性气体氦或钠锂等液态金属。惰性气体稳定性好，液体金属传热性好，热容量大，但稳定性较差。前苏联自 1967 年起发射的海洋监视卫星采用核反应堆热离子发电器，用 U235 为燃料，电功率为 5～10 kW。这类卫星在 200 km 低轨道上运行，完成任务后具有核反应堆的舱与卫星体分离，并由火箭推到 1 000 km 的高轨道，在此轨道上可运行 600 年。

2.3 航天器电源系统

2.3.1 航天器电源系统种类

1. 太阳光电电源系统

大部分地球轨道航天器采用太阳光电电源系统。这一系统利用太阳光能源为动力，其光电转换过程由太阳电池阵完成，除此之外，它还需要一个能量储存系统。尽管许多航天器开始考虑采用飞轮或者燃料电池储存能量，但是，到目前为止，蓄电池组仍然是最常用的储能装置。电源控制设备把太阳电池阵与蓄电池组结合起来，构成太阳电池阵-蓄电池组组合供电系统。电源控制设备的主要功能是负责进行功率调节，包括太阳电池阵的控制、母线电压调节以及蓄电池充放电的控制。

太阳电池阵—蓄电池组组合供电系统的设计与航天器的轨道及姿态有十分密切的关系。载人飞船、航天飞机和空间站的轨道高度一般为 300～400 km。低轨(距离地面 1 000 km 以内)卫星与地球同步卫星(距离地面约 36 000 km)电源系统设计差异很大。由于轨道高度的差异，航天器绕地一圈中，日照时间与阴影时间明显不同，且日照时间或阴影时间与轨道周期(航天器绕地球运转一圈的时间)的比值也明显不同。对于低轨航天器，航天器阴影“相对时间”较长，因此，要求太阳电池阵的面积比较大，以满足蓄电池充电量的需求。对于高轨航天器(地球同步)，虽然阴影时间(最长达 72 min)占轨道周期(24 h)的比例小，但绝对量大，因此，需要蓄电池组深度放电的能力要强。

决定太阳光电能源系统设计的另一个因素是太阳光线对太阳电池阵的入射角，该角度不仅与航天器的轨道有关，而且与航天器的姿态有关，当然，它还依赖于太阳电池阵的构型及太阳电池阵在航天器本体坐标系中的方位。

太阳光电能源系统适用的范围很宽，最大可以达到几百千瓦，飞行时间可由几个月至几年。在特别低的轨道上，大面积太阳电池阵的应用会增加航天器地球大气的阻力，导致轨道降低。这一电源系统只适宜用于地球轨道航天器或者太阳系内行星探测器，对于外行星星际航行不太合适，因为外行星距离太阳太远，太阳辐射弱，太阳电池输出功率会急剧下降。

太阳光电能源系统的总体性能是其各组成部分互相综合、互相影响的结果。

2. 燃料电池与再生式燃料电池电源系统

燃料电池已经在“阿波罗”飞船及航天飞机轨道舱等载人航天器中作为电源成功使用。目前，在实际应用中的燃料电池的反应物是氢和氧，它们分别是燃烧剂和氧化剂，反应生成物是纯净的水。在非再生式燃料电池系统中，生成的水不加处理或稍加处理，就可以供航天员饮用。

作为一种“电能源”，与太阳电池阵相比，燃料电池的优点是：能连续供电，适应性强；能量密度高，致密性好。它的缺点是需要携带产生能量的燃料。

再生式燃料电池是闭合的、能循环的化学储能装置。从结构上可以分为两部分：即发电部分和储能部分。发电部分由燃料电池和电解槽两个单元组成，储能部分储存反应物。这些单元是分开的，具体的尺寸参数可以根据飞行任务独立设计。再生式燃料电池对于峰值功率与应急功率需求的适应性非常强。在轨道日照区，电解槽消耗电能，将水分解为氢气和氧气；在轨道阴影区，氢气和氧气在燃料电池中反应生成水，并输出电能。

如果把燃料电池生成的水电解，还原成氢和氧，则来自燃料电池外的电能转换为化学能，存储在燃料电池中，这种可充电的燃料电池就是再生式燃料电池。再生式燃料电池能代替蓄电池组储存能量，还可以与太阳电池阵联合组成混合电源系统，在大型空间系统（空间站）上采用。在这个组合系统中，太阳电池阵在日照区发电，一方面向航天器负载供电，另一方面，给燃料电池充电。充电就是把燃料电池的生成物水电解，重新还原为氢和氧，将电能转换为化学能储存在燃料电池中。在轨道阴影区，燃料电池中的燃料进行化学反应，为航天器负载提供电能，同时生成水。然后，进入日照区，太阳电池阵供电，水再次被电解，燃料电池充电。

对于功率在 100 kW 以上的大功率空间电源系统，以再生式燃料电池作为储能系统，能显著地改进空间电源系统的性能。

3. 太阳动力发电电源系统

在电功率需求大的航天器中，应用太阳电池阵会导致大气阻力过大、升轨动力需求过高，可考虑采用太阳动力发电系统。该系统效率高，集能器面积小。它包括四个主要单元：聚能器、接收器、能源转换设备以及热量耗散系统。

聚能器具有多种结构形式。空间站经常采用的是对称抛物面型和偏置抛物面型。镜面采用多面形、花瓣型或膨胀型。其中多面型镜面是把六边形的小平面镜嵌在了抛物面型底板上。聚能器的反射镜镀膜材料采用银、铝、金或铑（Ag，A1，Au 或 Rh），镀膜防护层材料可以选用 $A1_2O_3+SiO_x$ 等组合材料。这种材料能牢固地粘附在银上，具有很好地空间耐久性与稳定性，它的热辐射率也比较高。

对于以 $A1_2O_3+SiO_x$ 为保护层的银反射镜，基板材料可以从以下材料中选择：石墨－环氧树脂、铝蜂窝结构与玻璃薄片、铝蜂窝结构与石墨–环氧树脂面片、玻璃蜂窝结构与玻璃面片，以及附着于铝上的凝胶体。其中，全玻璃系统质量比较大，凝胶体的耐久性和维护性也有问题。因此，可以优先考虑铝蜂窝结构与玻璃薄片或与石墨－环氧树脂面片构成的基板，并且有石墨－环氧树脂面片的铝蜂窝结构刚性好、质量轻。

热接收器的设计包括空腔构型、接收器热传输、热能储存方法、热能储存构造、热能储存材料、输热控制方法，以及阴影期的口径构型。

常用的热接收器空腔构型有三种形状：圆桶型、圆锥型和半球型。每个空腔由前板组件与侧壁两部分构成。前板组件上有一个孔径，来自聚能器的入射太阳光流通过孔径进入空腔。侧壁具有特别的几何形状，吸收入射的太阳光流。接收器的热传输常用的有五种方式：直接加热工质管；通过对热能储存材料的直接加热，对工质进行加热；利用中间泵压回路将热从空腔输

送给工质加热；利用热管将热输送给工质和热能储存材料；利用空腔和工质之间的辐射耦合。

显然，热能储存也有两种构造方式：整体式，即热能储存与接收器空腔－热交换装置构成一个整体；分离式，即热能储存与接收器空腔－热交换装置分隔开来。

对热能储存装置的过量输热可导致储能材料和工质的过热，为避免这种情况，应对热能储存装置的输热过程加以控制。目前常用的输热控制方法有三种：应用移动式防护闸门控制再辐射，对聚能器散焦不跟踪，或者由寄生负载辐射器（散热器）耗散过量的热量。

在阴影期，通过开口孔径流失的热能大约占总储能的 5%。为了补偿流失的热能，应该在轨道日照期采集并储存附加的太阳能。能源转换设备的功能是把热能转换为机械能，再将机械能转换为电能。常用的热动力循环方案有两种，即有机兰金（Rankine）循环系统和闭合布雷顿（Brayton）循环系统。

有机兰金（Rankine）循环系统是两相超临界循环，利用有机工作流体（如甲苯）作为工质。在该系统中，抛物面镜使太阳光线聚焦后通过孔径进入接收器，在接收器内，汇聚的太阳能使工质汽化，热蒸气（约 750 ℉）进入涡轮发电机组，并且冷凝后在泵的作用下再循环使用。同时，在接收器内也需要储存部分热能，以供长期使用，为此需要考虑使用相变物质。在日照期间，相变物质吸热融化；进入阴影期，相变物质固化，放出热能，加热工质。

闭合布雷顿循环系统是单相系统，利用氙（He－Xe）惰性气体混合物作为工作流体（工质）。由于这种工质在流体回路的各处均为气体，泵成为压气机。对于这样的单相系统，不存在潜在的低重力问题；但在有机兰金循环系统的流体回路中，既有气体又有液体，可能会有这个问题。对于闭合布雷顿循环系统，进入蜗轮机的气体入口温度要高的多（约 1 300 ℉）。

4. 空间核电源系统

长时间运行的地球轨道卫星，一般均应用太阳能作为电能的来源。在太阳系中，对于内行星与火星的探测，也可以利用太阳能。由于到达航天器的太阳能量值与航天器到太阳的距离的平方成反比，因此，对于远离太阳的星体的探测，就不宜采用太阳能。除距离因素外，太阳能的应用还受到阴影、姿态、气动阻力面积等方面的限制。与太阳能相比，核能源的应用则不受太阳光照等诸多条件的限制，也基本不受辐射、磁场、热等方面恶劣环境的影响，而且工作寿命长，能提高航天器的生存能力与防御能力。此外，对于长期工作的月球探测器与行星探测器，应用能量储备装置显然不切实际，核能源便成为首要的选择。例如，在“阿波罗”月球表面实验装置中，采用了放射性同位素发电器提供 70～75 W 的电功率，实验装置在月球表面工作了几年。这些低功率系统虽然可靠性很高，但因为安全性和成本的限制，对于空间站并不适合。对于空间站特高功率（几百 kW 以上）电能的长期需求和应用，应该考虑采用核动力系统。鉴于这些原因，空间核电源技术正在迅速发展之中。同时，由于核能装置的巨大能量，核能在空间推进中具有取代化学能源的潜在能力（如核裂变火箭的应用），这也是推动空间核技术发展的一个重要因素。另外，月球所蕴藏的“干净”的核燃料（He_3），也为核能在月球基地的应用提供了丰富的资源。

核电源系统由核热源和热电转换设备两大部分组成。此外，空间核电源系统通常需要一个小型储能装置，以便在紧急情况下提供电能或者满足有效载荷的峰值功率需求。

目前，常用的空间核电源系统主要有放射性同位素热电发生器(RTGs)与核裂变反应器。RTGs 由放射性同位素热源装置与适合的热电转换设备组成，其中，热源装置通常是“通用热源(GPHS)”模块的组合，可获得千瓦级功率。动态同位素电源系统(DIPS)是应用 GPHS 模块与闭合布雷顿循环(CBC)能源转换设备构造的。可以在空间核电源系统中应用的放射性同位素有钚(Pu238)、钋(Po210)、镅(Am241)、锔(Cm244)等。RTGs 一般功率不大，适宜于长期的太空使命。

核反应器可以采用斯特林(Stirling)循环系统或热离子发电器作为热电转换设备。其中，热离子发电器比涡轮发电机有更好的应用前景。所有核反应器用的燃料是铀、碳化铀或氧化铀，反应剂主要是铍，减速剂为氢化锆。俄罗斯的“Topaz”反应器，利用热离子发射将热能转化为电能，具有 5 kW 左右的功率。俄罗斯的研究和发展表明，利用热离子转换技术的第二代空间核能系统可以提供从几千瓦到几百千瓦的电能，工作寿命可达 7 年以上，并且在整个运行阶段具有高水准的核辐射安全保证。由于核反应器能提供很大的功率，可以考虑在空间站使用。从安全性考虑，可以采用机械臂或系绳，使核反应器远离空间站中心。

空间核动力装置的安全性是普遍关心的问题。一种意见认为，可以为核动力装置设置变轨与安全自毁系统，当核动力装置弃置时，将核动力源射入高轨道，且轨道寿命在 300 年以上，使放射性物质在轨期间全部衰变完；或者在出现无法使核动力源进入高轨道的故障、事故时，启动核动力装置自毁系统，将其炸成粉末，确保散入地面空间的辐射剂量小于安全值。另一种建议是，加固空间核动力装置，使其在任何情况下(包括运载火箭爆炸，航天器入轨与着陆等)都完好无损，且不会对人类与地球环境产生辐射损伤和辐射污染。

5. 空间系绳发电电源系统

空间系绳发电是系绳系统的一项重要应用，其可行性已经通过空间飞行实验加以验证。系绳的收放机构装配在母星(如空间站、航天飞机)舱内，包括系绳、绕线轮、伺服电机、系绳拉力传感器、系绳长度传感器以及系绳速度传感器。系绳通常用高强度的 Kevlar 制成，导体系绳的内芯含有金属导线，表皮是绝缘材料。系绳收放机构与星上中心计算机相连，计算机采集传感器信息，并运用闭环算法控制绕线轮电机的运动，航天员通过控制与显示面板参与操纵系绳收放机构。

导体系绳与地磁场以及周围等离子体之间的相互作用，已经显示出了一系列重要的应用前途。在低倾角的轨道上，一根重力梯度稳定的细绳，作切割地球磁力线的高速运动，可以产生电能。设想从主星上伸展出一根金属制的系绳，系绳的前端固定着一个等离子体接触器。主星在轨道上运行时，导体系绳切割大地磁场的磁力线而产生电动势。系绳前端的等离子体接触器(金属膜球)收集来自空间的电子，电子沿系绳向下运动到主星内，再由电子枪发射回电离层，形成一个系绳发电机。电流回路由导体系绳、外部等离子体与电离层建立起来，称之为“幻

想回路”。假设系绳为直线，并且沿系绳处处与地球磁场垂直，则系绳切割地磁场的运动将产生贯穿系绳的电动势。

为了在导体系绳中生成电流，需要有一个通过周围等离子的回路，而建立回路的最佳方法是利用空腔阴极。系绳前端的等离子体接触器收集来自空间的电子，电子沿系绳向下运动到主星内，再由电子枪发射回到电离层。在电流流经系绳的同时，由于系绳电流与电磁场的相互作用，产生作用在系绳上的力，消耗轨道能量，导致系绳系统轨道的降低。事实上这部分从动能抽取的能量直接转化为电能，效率很高，达 70％以上。系绳系统轨道的降低，可以通过持续的或者周期性的化学推进机构补偿。这样，凭借系绳的中介作用，火箭发动机的化学能就能有效地转化为电能，供航天器使用。如果轨道下降的幅度在可以接受的范围内，则系统能在短时间内提供比较高的峰值功率。因此，如果空间站的主电源系统失灵，则系绳系统能够作为一个应急的电能源发挥作用。

如果使太阳电池阵产生的电流沿导线向上，并且将电子枪放置在顶部以取代金属膜球，则电动系绳的功用就颠倒过来了，也就是说，将产生一个和轨道运动方向一致的推力。在这个力的作用下，系绳系统无须消耗任何推进物质便能提升轨道，因而可以用作空间站或其他航天器的阻力补偿。由于导体系绳具有“发电机”和“推力器”的双重作用，可以将系绳系统与其他电能源结合起来，组成一种新的电源系统。在阴影期，导体系绳为航天器负载供电，轨道降低。在光照期，太阳电池阵为负载供电，同时向系绳通入反向电流，提升轨道高度。必要时，导体系绳可以对峰值功率补充供电。这样，导体系绳也可以作为储能装置使用。

2.3.2 航天器电源系统的调节与控制

1. 航天器电源系统调节与控制设备的功能与组成

现以航天器太阳电池阵–蓄电池组电源系统为例，其调节与控制设备的主要功能如下：

① 提供电源系统的供电汇流条，采用必要的汇流条电压滤波措施，对于脉冲负载较多的航天器，提供专用的大电流脉冲汇流条，以减少脉冲负载对供电汇流条的干扰，脉冲负载汇流条一般直接从蓄电池正负端引出；

② 对于要求光照区调压的电源系统，能完成对太阳电池阵输出电压的调节；对于不要求光照区调压的电源系统，对航天器由阴影转向光照时，由于太阳电池阵温度太低，要采取限制汇流条高电压的措施；

③ 对蓄电池组实施充电控制；

④ 对于全调压电源系统实施蓄电池组的放电调节；

⑤ 在航天器出影时，完成太阳电池阵和蓄电池组的供电转换；

⑥ 对长寿命航天器，根据地面指令对蓄电池组实施在轨再调整；

⑦ 提供电源系统与其他分系统及地面支持设备的接口，完成遥测信号的取样及预处理；接收并执行遥控指令。

各种不同的航天器，由于其规模大小、寿命长短、运行的轨道不同、电源系统结构也不完全一样。但大多数航天器电源系统的调节与控制设备都包含有下列部件的一部分或全部：

① 用于光照区汇流条电压调节的调压装置；

② 用于蓄电池组的充电控制电路或充电调节器；

③ 用于蓄电池组输出电压调节的放电调节器；

④ 用于控制汇流条电压调节装置、充电调节器、放电调节器工作状态的汇流条误差电压放大器；

⑤ 汇流条滤波电容器组；

⑥ 遥测、遥控接口电路。

随着航天器电源系统功率的不断增加和空间技术的不断发展，近几年航天器电源系统正在朝着主汇流条、全调压、开关调压、模块化的方向发展。

2. 太阳电池阵电源的电压调节

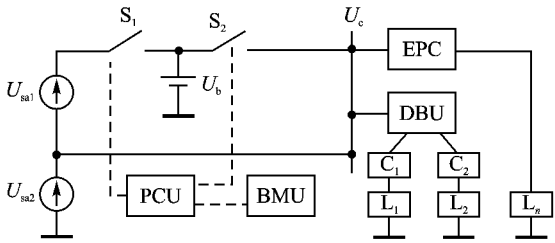
按电源汇流条电压调节方案，太阳电池阵电源有三种类型：汇流条电压不调节的系统、电源汇流条电压在太阳光照射时调节的系统和电源汇流条电压调节的系统。

图 2.3.1(a)是汇流条电压不调节系统原理图。由于这种系统电路简单、电子控制设备少，应用较广。太阳电池阵由主电池阵和蓄电池充电电池阵串联构成，主电池阵通过配电箱(DBU)向用电设备供电，其中，通过电子功率调节器(EPC)调节后的电能向通信设备的行波管供电，各种用电设备均通过直流变换器供电。直流变换器有的在设备内部，有的在设备外，一个变换器可向数个使用同一种电能的设备供电。电源控制中心(PCU)根据卫星运行状态控制开关 S_1 和 S_2。太阳照射时，S_1 接通，两太阳电池阵串接后给蓄电池充电，一旦电池充足电，S_1 断开。卫星进入地球的阴影区后，太阳电池不发电，S_2 接通，汇流条由蓄电池供电。蓄电池的充放电还由电池管理单元(BMU)根据它的温度情况调整。设 U_{sa} 为主太阳电池方阵电压，U_b 为蓄电池电压，U_0 为电源汇流条电压，则

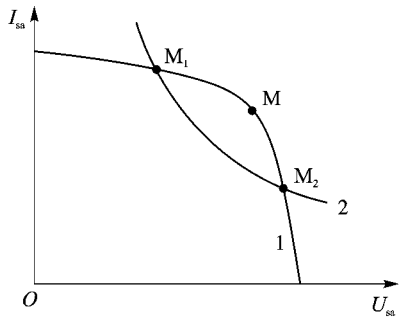
$$U_0 = \begin{cases} U_{sa} & \text{光照期} \\ U_b & \text{阴影期} \end{cases}$$

图 2.3.1(b)的曲线 1 是太阳电池阵的伏安特性。特性曲线 M 点右部，输出电流较小时，电池阵具有电压源特性，在 M 点左侧，有电流源特性。太阳电池阵给蓄电池充电时，工作在电流源区域，故充电电流基本上不变。图中曲线 2 为负载特性。由于负载均由直流变换器供电，保持输出电压恒定，负载不变时，直流变换器对电源来说具有恒功率特性。故在一定负载时，由太阳电池供电的系统工作点只有 M_1 或 M_2 两点，M_1 对应的电压较低，而 M_2 则较高。由此可见，在太阳电池供电时，汇流条电压 U_0 的变化可能相当大，因此，用电设备必须有前置直流变换器，以使负载端电压不变。

图 2.3.2 是太阳光照射时调节电源汇流条电压的供电系统方块图。地球静止卫星运行时 99.5% 的时间有光照，因此光照时调节使汇流条电压不变，可显著减小负载侧直流变换器的体



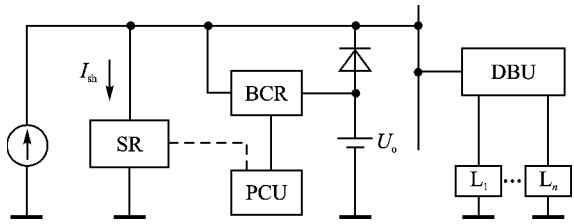
(a) 供电系统原理电路



(b) 太阳电池工作特性

PCU—**电源控制中心**；EPC—**电子功率调节器**；BMU—**电池管理单元**；
Ci—**负载侧变换器**；DBU—**配电箱**；Li—**负载**

图 2.3.1　汇流条电压不调节的太阳电池供电系统



SR—**并联调节器**；BCR—**蓄电池充电器**

图 2.3.2　太阳光照射时调节电源汇流条电压的供电系统

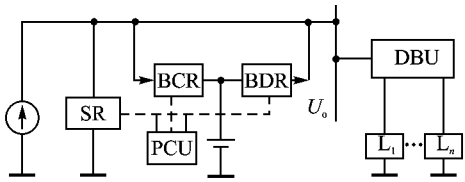
积与质量。光照时，太阳电池电流一方面送用电设备，另一方面通过蓄电池充电器给蓄电池充电，多余的通过无损耗并联调节器。调节通过并联调节器的电流 I_{sh} 即可调节电源汇流条电压。电源控制中心(PCU)**和蓄电池管理单元**(BMU)**控制并联调节器和蓄电池充电器，使系统运行于最优状态。卫星进入地球阴影区或电源过载时，汇流条电压 U_0 下降，蓄电池通过二极管 D 放电。汇流条电压在太阳照射时的变化仅**$\pm 2\%$**，不照射时等于蓄电池电压 U_b。**

调节汇流条电压的太阳电池阵供电系统方块图见图 2.3.3(a)**，与图** 2.3.2 **不同之处在于用蓄电池放电器**(BDR)**代替二极管** D。**于是，卫星在阴影区时，蓄电池放电，**BDR **将蓄电池电压 U_b 升高到 U_0。因此，在卫星整个运行范围内，汇流条电压 U_0 保持不变。并联调节器**(SR)、**蓄电池充电器**(BCR)**和蓄电池放电器**(BDR)**都由电源控制中心**(PCU)**管理。**

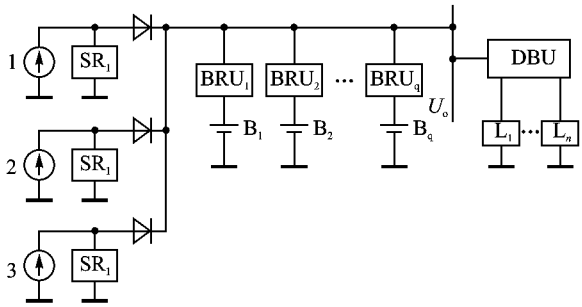
对于用电量大的卫星和航天站，用多个太阳电池阵模块，并接于电源汇流条上，如图 2.3.3(b) **所示。每个太阳电池阵模块和并联开关调节器**(SR)**组成一个太阳电池电源单元，其输出电压和电流基本不变，并接太阳电池电源单元越多，总的输出功率越大。蓄电池和**

蓄电池调节器(BRU)也构成蓄电池电源单元,多个(例如 q 个)单元也并接于电源汇流条上。

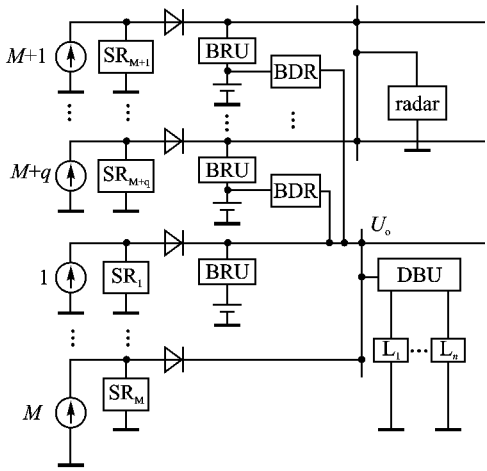
图 2.3.3(c)是一种低轨道航天器太阳电池阵电源方块图。这种航天器装有对地球的大功率雷达,它是一种脉冲式负载。航天器上的其他用电设备的用电量基本上是不变的,由 M 个太阳电池电源单元接到电源汇流条,电源汇流条电压恒定。另外 q 个太阳电池电源单元分别与 q 台蓄电池连接,构成 q 组电源,并联后直接接雷达负载,还通过蓄电池放电器(BDR)接电源汇流条。雷达消耗功率小时,太阳电池电源给蓄电池充电,也可经 BDR 向电源汇流条供电。雷达消耗功率大时,太阳电池电源和蓄电池一起给雷达供电,此时 BDR 不再工作。工作时消耗功率变化不大的负载则直接接于电源汇流条。



(a) 单通道供电系统



(b) 多个太阳电池模块并联的供电系统



(c) q个太阳电池模块向雷达供电的供电系统

图 2.3.3　调节汇流条电压的太阳电池供电系统

电源汇流条的电压,随航天器用电功率的增加而增高。小容量电源电压为 28 V,中容量的有 50 V,更大容量的航天器汇流条电压达 120 V 或 160 V。汇流条电压高,馈电线和配电系统的质量轻,但蓄电池的质量因串联的单元增多而加大。汇流条电压的选取还必须涉及器件的工作应力和人员的安全等因素。

3. 太阳电池电源功率调节

太阳电池电源常用的电源功率调节方式有三种:并联调节、串联降压式调节和升压式调节。

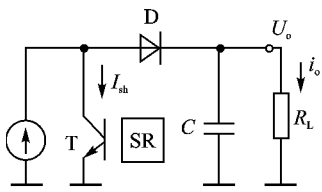
并联调节的调节器需与太阳电池方阵并接,无损耗地调节太阳电池电源电压。图 2.3.4(a)是调节器原理图,由场效应管 V、二极管 D 和电容 C 等构成。该调节器有两种工作方式:线性

工作和开关工作。线性工作时，场效应管相当于一只可变电阻。为使汇流条电压为 U_0，太阳电池方阵必须工作于特性的 M 点(见图 2.3.4(b))，它的输出电流为 I_{sa}。若负载电流为 i_0，则通过场效应管的电流 $I_{sh}=I_{sa}-I_0$，均效应管 V 上的电压为 U_0，故场效应管的损耗 $P_{sh}=U_0\ I_{sh}$。可见，负载电流 I_0越小，场效应管损耗越大，因此，线性调节器工作方式是不可取的。开关方式工作时，若场效应管全开通，将太阳电池阵短路，则通过场效应管的电流 $I_{sh}=I_{sa0}$，I_{sa0}为太阳电池方阵的短路电流，而太阳电池端电压为 0，如不计均效应管通态电阻，则损耗为 0。太阳电池的电能消耗在电池内部，由于太阳电池阵面积相当大，这个损耗不会导致太阳电池温升过高。若场效应管全截止，则电池电流均送到用电设备，即 $I_0=I'_{aa}$。如 $I_0=0$，则 $V_0=V_{sa0}$，V_{sa0}为太阳电池阵的开路电压。I_0大，I'_{aa}也大，电池端电压(即汇流条电压)则低。若场效应管为 PWM 工作方式，则

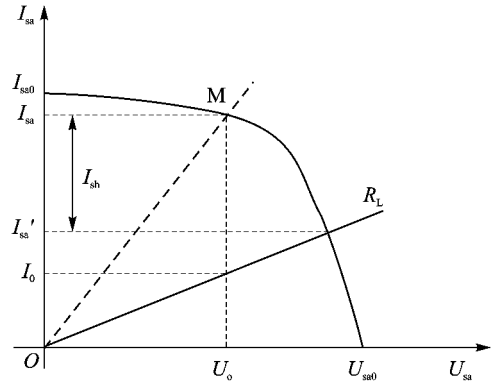
$$I_0 = I_{sa}(1-D_C)$$

$$D_C = \mathrm{ton}/T$$

式中：D_C为场效应管的导通比；I_0为负载电流平均值。因负载电压 $U_0=I_0R_1$，R_1为负载电阻值，为使 U_0不变，R_1小时，I_0必须加大；R_1大时，I_0必须减小，显然这可通过改变导通比 D_C来实现。由此可见，开关式并联调节器是通过调节 D_C 来调节太阳电池阵的输出电压 U_0的。



(a) 并联调节器主电路



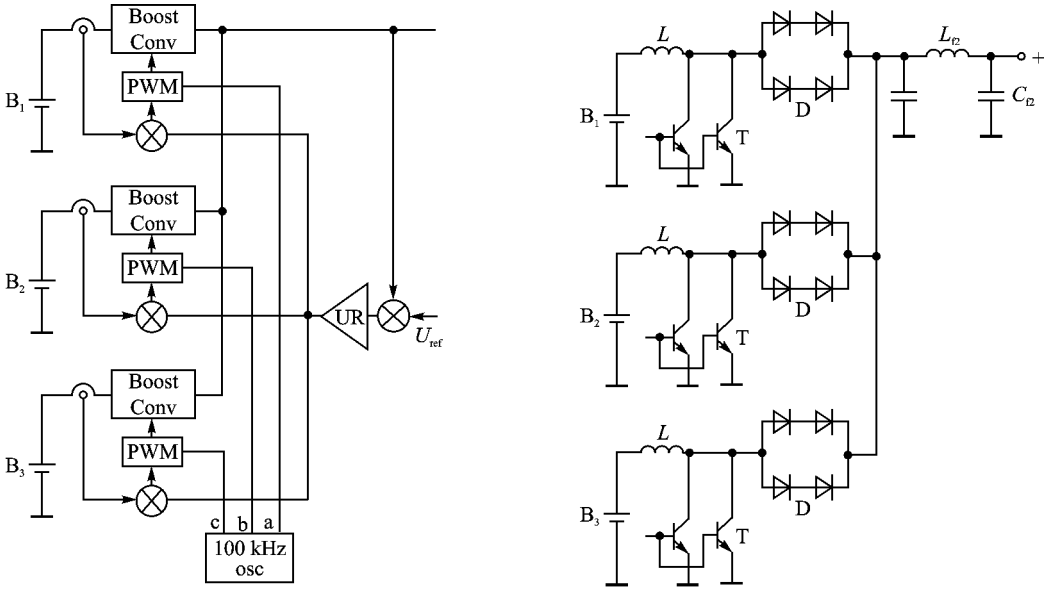
(b) 调节器工作原理

图 2.3.4　并联调节原理

降压式直流变换器常用作蓄电池充电器，将电源汇流条电压 U_0降低到适合蓄电池充电的电压。

升压式直流变换器常作蓄电池放电器用，将较低的蓄电池电压 U_b升高到 U_0，使蓄电池的电能向汇流条馈送。降压式变换器在电感电流连续时，输出电压脉动较小，故输出滤波电路体积质量较小，但输入滤波电路的体积质量较大，因为输入电流不连续。升压式变换器则相反，输入滤波器尺寸较小，输出滤波器尺寸较大。为了减小输出滤波器尺寸，大容量变压器可采用多通道方案。图 2.3.5(a)是三通道蓄电池放电器的方块图，图 2.3.5(b)是其主电路原理图。

每个通道的场效应管取两只并接，一方面可减小通态损耗，另一方面万一有一只开路，另一只可提供一个余度。续流肖特基二极管采用两两串联后再并接的方式，尽管这种方式增加了通态损耗，但提高了可靠性。三个通道的场效应管开关频率相同，为 100 kHz，但在一个开关周期中，三个通道的场效应管开通时刻互差 120°电角。这种移相控制方案，可显著减小输出滤波器的尺寸。作为这种变换器的一个特殊工作点，即导通比 $D_C=0.33$ 时，通过输出滤波电容的电流为 0，而输出电压没有脉动。图 2.3.5(a)的方块图中，为了使变换器输出电压 U_0 恒定和改善调节器工作特性，采用双闭环调节器，即电压调节器构成外调节环，它的输出是电流调节器给定的。限制电压调节器输出电压的幅值，也就限定了变换器的最大电流，提高了工作可靠性，并保证各通道功率平衡。



(a) 放电器组成方块图　　(b) 放电器主电路原理图

Boost Conv—升压变换器；OSC—振荡器；PWM—脉宽调制信号产生；UR—电压调节器

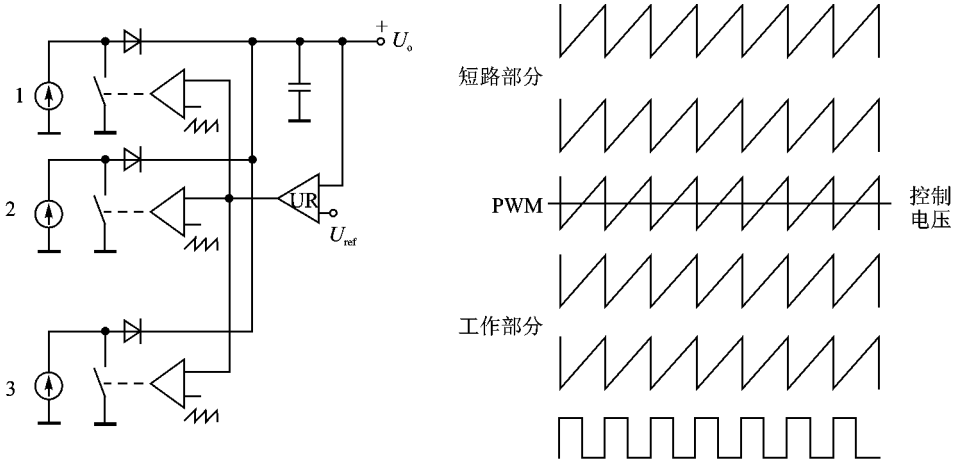
图 2.3.5　三通道蓄电池放电器 BDU

4. 太阳电池阵电源的控制

调节汇流条电压的太阳电池阵电源有三个基本调节器：并联调节器、蓄电池充电器和蓄电池放电器，它们由电源控制器 PCU 控制。在大容量电源中，太阳电池电源采用模块化结构，每个太阳电池方阵与开关式并联调节器组成一个太阳电池电源单元，M 个电源单元构成太阳电池电源。各个单元均由开关式并联调节器控制。

图 2.3.6(a)是由 5 个太阳电池电源单元构成的太阳电池电源序列式开关调节器 SR 方块

图。电压调节器 UR 的基准信号由基准电源给出，反馈信号取自电源汇流条，输出电压误差信号送到 5 个电源单元并联开关调节器中的比较器，比较器的另一信号为锯齿波。如图 2.3.6(b)所示，5 个锯齿波有同样的周期和脉动幅值，但直流电平各不相同，相互间直流电平差相同。若电压调节器输出误差信号如图 2.3.6(b)的水平线所示，正好与第三个比较器的锯齿波相交，则该比较器输出脉宽调制信号，见图 2.3.6(b)下部，其导通比为 D_C，使 3 号电源的并联调节器按脉宽调制方式工作。锯齿波电平比电压误差信号高的 1 和 2 号比较器，输出高电平，并联调节器场效应管一直导通，太阳电池方阵短接，不输出电功率。4 号和 5 号比较器则输出低电平，并联调节器不工作，太阳电池方阵全功率输出。负载获得的电功率为 4 号、5 号方阵的额定功率和 3 号方阵的部分功率。若负载加大，电源汇流条电压 U_0 降低。电压调节器误差信号加大，电平提高到与 2 号锯齿波相交，则 3、4 和 5 号电池方阵供电，2 号电池方阵提供部分电能给负载。由于锯齿波电压脉动峰峰值很小，约 0.1 V，故 5 组电源模块从全部短路到全部供给负载，汇流条电压误差仅 0.5 V。



(a) 调节原理图　　(b) 用多电平锯齿波构成的控制逻辑

1,2,…,5—太阳电池模块

图 2.3.6　由 5 块太阳电池电源模块构成的太阳电池电源的序列式并联调节(SR)

应用 SR 调节方案比单个开关并联调节器好，这是因为：

① 实现了太阳电池方阵和并联调节器的模块化设计，不同卫星需要不同容量的太阳电池电源，只要取不同的模块数即可；

② 只有一个并联调节器在 PWM 状态工作，故电源滤波器十分简单；

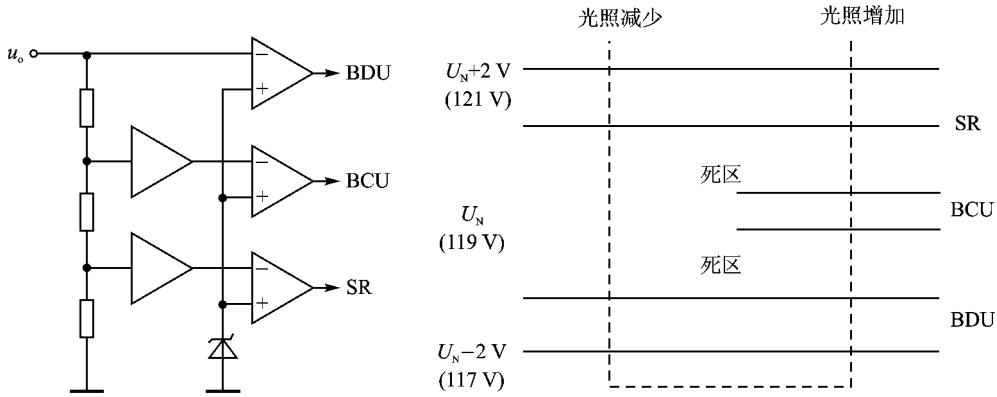
③ 负载大范围变化时，电源响应很快；

④ 每个太阳电池电源单元通过反流阻断二极管接到电源汇流条，故任一电源单元故障，不会影响到给用电设备供电；

⑤ 电源汇流条电压脉动不因负载变化而大幅度变化，因为负载不同时，仅有一个电源单元的调节器处于脉宽调制工作方式；

⑥ 整个电源工作时损耗最小，在 M 个电源单元中 $M-1$ 个单元的并联调节不是断开，就是短路，不引起开关损耗，仅一个有开关损耗。

图 2.3.7 是电源控制器 PCU 的构成原理图和工作电压区间划分图。并联调节器、蓄电池充电器和放电器的三个由运算放大器构成的电压调节器采用同一个基准信号，它们的反馈信号由电源汇流条上的一个多抽头电位器取出，从而使三个调节器在不同的汇流条电压范围内工作。若并联调节器的工作电压范围为 121 ± 0.5 V，充电器为 119 ± 0.5 V，放电器为 117±0.5 V，则两相邻调节器间间隔为 1 V。航天器从太阳光照区进入地球阴影区时，电源汇流条电压逐渐降低，开始时充电器不工作，并联调节器全部断开后，放电器投入运行，靠蓄电池维持汇流条电压。从阴影区进入光照区时，先是放电器退出工作，其后是充电器工作，最后并联调节器工作，汇流条电压则不断升高，如图 2.3.7(b)所示。采用这种控制方案能正确协调各调节器的工作：① 在航天器绕地球运行时，电源汇流条电压变化小于 4%；② 在太阳光照区，即使负载大范围变化，放电器也不会工作，使所用蓄电池容量较小；③ 蓄电池放电器与充电器不会同时工作，不导致能量浪费。



(a) PCU的构成原理　　(b) 控制功能与光照变化间关系

图 2.3.7　电源控制中心 PCU

电源控制器 PCU 保证太阳电池阵电源系统在各种运行状态下合理供电。在太阳光照射区，放电器不工作，充电器工作在连续向蓄电池充电的状态，电源汇流条电压由并联调节器保持在最大值区间(121 V)。航天器从光照区进入阴影区时，由于光照逐渐减弱，太阳电池电压逐渐降低，原短路的并联调节器逐渐转为开路，太阳电池全部投入运行。由于照度进一步减小，它不能靠并联调节器来维持汇流条电压，并联调节器的电压调节器进入饱和区，而放电器

的电压调节器进入线性区，放电器工作，使电源汇流条电压保持在 117 V 左右。此时太阳电池与蓄电池同时向负载供电，但太阳电池供电能力不断减小，直到完全停止供电。

航天器从阴影区进入光照区过程中，放电器逐渐退出。在汇流条电压达 119 V 时，充电器工作，太阳电池一方面给负载供电，另一方面还给蓄电池充电，此时充电器起着稳定汇流条电压的作用。光照进一步加强后，充电器输出电流达最大值（限幅值），转为对电池恒流充电，于是汇流条电压进一步升高，到 120 V 时，汇流条电压由并联调节器保持。

2.4 火箭电源

火箭是靠火箭发动机喷射工质产生反作用力飞行的飞行器。它不需外界工质产生推力，故既可在大气层内飞行，也可在大气层外飞行。按所用能源不同，火箭有化学火箭、核火箭和电火箭三类。化学火箭又有固体燃料火箭、液体燃料火箭和混合推进剂火箭等三类。按用途分，有无控火箭炮、导弹和运载火箭等三类。具有战斗部，但没有制导系统的火箭为无控火箭炮，其命中精度较差。导弹是带有战斗部的有控火箭，有战术导弹和远程导弹。运载火箭常由多级火箭组成，以将人造地球卫星、载人飞船和空间探测器等航天器送入预定轨道。

火箭电源有箭外电源与箭内电源两部分。箭外电源在火箭发射前使用，用于检查火箭内部设备、箭内电气系统和其他发射准备工作。箭内电源在飞行中向各用电设备供电，还作为点燃火箭发动机的控制信号和引信过靶后的自炸电信号。火箭发射时，箭外电源不再向火箭供电，箭内电源开始工作，这时，一方面要求箭内电源起动快，同时要求两电源转换平稳，中断供电时间短。

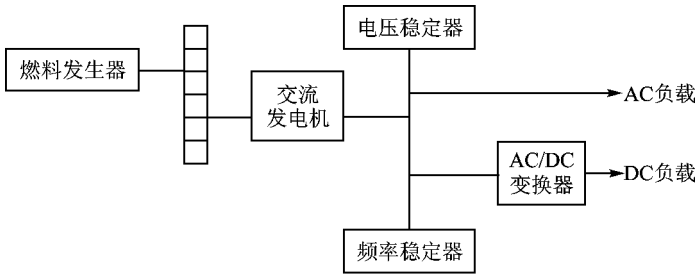
火箭内电源有一次电源和二次电源两种。一次电源是将别种能量转为电能的设备；二次电源用于将一次电源产生的电能转换成另一种或多种形式的电能，以满足不同用电设备的需要。但是应尽量减少电源的种类，以减少电能变换和电能输送与分配系统的复杂性。

火箭的一次电源有两种基本形式：旋转电机式和电池式。常用的发电机有磁通换向的感应子发电机、永磁发电机和异步发电机，电机由燃气涡轮、高压冷气涡轮或液压马达驱动。飞行时间短的导弹也有采用惯性驱动的，即发射前该电机作电动机运行，带动一飞轮高速旋转，飞轮储有机械能，发射后，飞轮带动电机，电机作发电机运行，向用电设备供电。为了减小体积质量，发电机工作转速很高，有 24 000 r/min，60 000 r/min，甚至更高。例如美国响尾蛇空空导弹 AIM－9D 的燃气涡轮发电机重 700 g，功率 135 W，比功率为 200 W/kg。前苏联 SAM－6 导弹采用高压冷气驱动发电机，比功率为 80 W/kg。为使发电机输出频率和电压不受工作环境和工作时间的过多影响，发电系统中必须有压力、温度调节器和频率电压稳定装置。

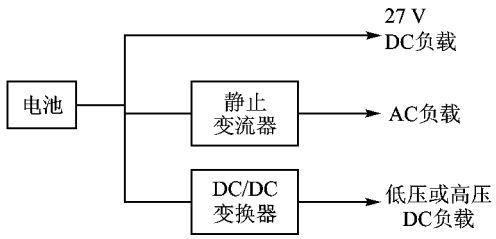
火箭上常用的电池为锌银电池和镉镍电池，容量大时也可用燃料电池。蓄电池结构简单、使用方便、工作可靠、放电平稳，且比能量、比功率较高。锌银蓄电池的比能量为 100～

120 W·h/kg，镍镉电池为 20～35 W·h/kg。25 A·h 的锌银电池(24 V)放电电流可达 200～300 A。蓄电池长期存储会自放电，需定期充电。需要长期存储的火箭常用化学加热式自动激活锌银电池，其电解液和电极不在一起，使用前才让电解液注入电极处，称激活，激活时间不超过 1 s。前苏联 K－5 空空导弹初期用酸性蓄电池，比功率仅 30 W/kg，后改为锌银电池，比功率提高到 56 W/kg。法国的 R550 导弹，电池和变换器(二次电源)共重 4 kg，输出达 700 W，比功率为 175 W/kg，和燃气涡轮发电系统相近。

旋转电机式电源由于受燃气发生器工作时间的限制，一般用于飞行时间 30 s 以内的火箭上，最长也不大于 100 s。电池则不受上述限制。旋转电机电源起动时间约需 2 s，起动结束后才能供电。即使是自动激活电池，激活时间也在 1 s 以内。这是选择火箭电源时必须考虑的因素。



(a) 燃气涡轮发电机电源系统；



(b) 电池式电源系统

图 2.4.1　火箭导弹电源的基本方案

火箭上的二次电源目前多为静止变换器式。直流变换器用于将电池的直流电转变为另一种或多种电压的直流电。静止变流器则将直流电转变为三相或单相交流电。交流电的频率有 400 Hz、500 Hz，1 200 Hz 等多种，有的达 6 000 Hz。发电机产生的均为交流电，可用变压整流器获得不同电压的交流电或直流电。图 2.4.1 是两种火箭电源方案的方块图。

复习思考题

2.1　试述航天器供电系统的一般组成及其电源与储能装置和配电系统的功能。

2.2　试述航天器用电源的种类及其能量转换的特点。

2.3　试述化学电池的分类及其特性参数。

2.4　试述铅蓄电池、锌银蓄电池和镉镍蓄电池工作原理及其电气特性。

2.5　试述氢镍蓄电池的工作原理和锂电池的显著特点。

2.6　试述氢氧燃料电池的工作原理和组成。

2.7　试述太阳电池的光伏效应、等效电路、主要特性与结构。

2.8　简述空间核电源的主要种类及其工作原理。

2.9　试述航天器电源系统的种类及其组成与特点。

2.10　试述航天器电源系统调节与控制设备的设置及其功能。

2.11　试述航天器太阳电池阵电源的电压调节类型，及其供电系统组成与电压调节过程。

2.12　试述航天器太阳电池电源的功率调节方式及其工作原理。

2.13　试述航天器太阳电池电源系统的控制需求及其控制过程。

2.14　简述火箭电源的基本形式及其特点。

第 3 章　飞机直流电源系统

3.1　概　述

主电源以直流电形式的飞机电源系统称为飞机直流电源系统。目前，飞机上采用的直流主电源有两种类型：一是 28 V 的低压直流电源；二是 270 V 的高压直流电源。飞机直流电源系统由主电源、辅助电源、应急电源和二次电源等设备装置构成。主电源的发电装置通常是航空发动机直接传动的直流发电机；辅助电源大多采用航空蓄电池，也有采用辅助动力装置带动发电机的方案；应急电源大多为航空蓄电池，但也有采用应急发电机的案例；飞机直流电源系统中的二次电源，在早期的飞机上大多是旋转变流机，但现在都逐步地被静止变流器所替代。

28 V 低压直流电源是飞机较早使用的一种电源，具有结构简单、技术与使用维护方法成熟、有起动/发电双重功能等特点，因此在现代中小型飞机上仍得到广泛应用。飞机低压直流电源系统的调压点额定电压为 28.5 V，电源汇流条额定电压为 27.5 V，蓄电池额定电压在 24 V 左右，视所用电池类型而定。

270 V 的高压直流电源是 20 世纪 70 年代发展起来的一种新型电源，至今还未广泛应用。飞机高压直流电源系统的调压点额定电压为 270 V，此电压值与 115/200 V 三相交流电经三相桥式全波整流后的电压值相同，可见高压直流电源对 115/200 V 三相交流电源有一定的继承性，从而使这两种电源具有互为相容的特点。

3.2　飞机直流发电机

3.2.1　飞机直流发电机的特点

飞机低压直流发电机的标称电压为 30 V，额定电流有 100，200，300，400 和 600 A 多种，相应的额定容量为 3，6，9，12 和 18 kW。6 kW 及其以上者，有直流发电机与直流起动发电机两种类型，国产型号为 ZF 和 QF。

飞机直流发电机的传动端为法兰盘结构，通过凸缘定位与航空发动机附件机匣连接，这种结构便于装拆，减小了需用空间。非传动端端盖由铝合金铸成，以减轻质量，减小悬臂力矩，它的轴承室压有钢衬套，以免端盖和转轴因材料不同，热膨胀系数不同，使轴承受挤压而降低寿命。

为减小发电机扭转振动引起的疲劳和破坏，飞机直流发电机常用复合轴，电枢铁心和换向

器压装在空心轴上，它承受重力、单向磁拉力，并传递转矩。空心轴内的软轴由强度高、弹性好的弹簧钢制成，用于传递扭矩和吸收扭转振动能量。

提高发电机最低工作转速是减轻电机质量的有效方法。现役早期型号飞机上的直流发电机最低工作转速在 3 800 r/min 至 5 500 r/min 之间。

提高电磁负荷是减轻电机质量的另一有效途径。飞机直流发电机的气隙磁感应强度一般为 0.7 T(特斯拉)，线负荷在 300 A/cm 以上，电枢绕组电流密度达 20 A/mm^2，电刷电流密度约 30 A/cm^2。电枢的铁心由损耗小、导磁好的硅钢片叠成，并经真空退火或氢气退火处理，以提高磁性能。采用单面漆或氧化膜等绝缘工艺，减小铁芯的涡流损耗。采用绝缘性能好、强度高和导热性好的薄质绝缘材料，提高绝缘等级。

至今，飞机低压直流电源系统中的发电机，大多还是有刷结构，所以改善电机换向，减少电刷火花是飞机直流发电机保持可靠工作的重要条件。飞机直流发电机电磁负荷高、转速高，又必须在高空大气稀薄条件下工作，换向条件较差，因此必须采取改善换向的措施。主要措施有：

① 采用反作用刷架使电刷所受摩擦力与弹簧切向力达到平衡，以便让电刷在刷盒内自由转动，改善电刷和换向器间的接触；

② 增加电刷压力也是使电刷与换向器间有良好接触的方法，一般压力取为 0.5～0.6 kgf/cm^2(1 kgf/cm^2 = 98 066.5 Pa) 或 0.75～0.9 kgf/cm^2；

③ 采用复合电刷，增加换向回路电阻；

④ 电刷内加入铅或二氧化锰等物质，减少高空因氧气和水蒸气少而引起的电刷急剧磨损；

大多数飞机直流发电机有附加极，有的甚至有补偿绕组，有的用半数附加极以减轻质量。飞机直流发电机大都采用迎面气流冷却，但也带有风扇，以便在地面时冷却用。

表 3.2.1 列出了几种国产飞机直流发电机的质量功率比。随电机容量的增大，质量功率比减小。

表 3.2.1　飞机直流发电机的质量功率比

型　号	ZF－9	ZF－12	ZF－18	QF－6	QF－12
额定功率/kW	9	12	18	6	12
质量/kg	24	28.6	41.5	23	31
单位功率质量/($kg \cdot kw^{-1}$)	2.67	2.34	2.23	3.38	2.58

3.2.2　飞机直流发电机的工作特性

由于航空发动机传动的飞机直流发电机在较宽的转速范围内工作，发电机的工作特性一般在最低、中等和最高三个典型转速下来描述。图 3.2.1 是 18 kW 并励飞机直流发电机的空载特性、外特性、调节特性和有电压调节器时的外特性曲线。

由空载特性可见，低转速时，电机输出电压达到额定值，其主磁路较饱和，高转速时则不饱和。某些有半数附加极的飞机发电机在低转速时满足直线换向条件，转速升高后，主磁路不饱和，在同样附加极的磁势作用下，极下磁通增大，导致超越换向，而超越换向元件的电枢反应有增磁作用，使调节特性在轻载时下凹，会使电压调节器工作不稳定，故设计时应调节好附加极的作用，限制下凹量。

没有电压调节器的发电机，其可能输出的最大电流叫临界电流，可由电机的外特性求得。带电压调节器的发电机可能输出的最大电流称极限电流，由带调压器的电机外特性求得。这两个电流决定了电机的过载能力，由图 3.2.1(b)和(d)可见，电机转速高，过载能力强。过载能力还受电刷位置和换向情况的影响。电刷不在几何中心线，有直轴电枢反应，当为去磁反应时，过载能力减小，而增磁反应时则增大。临界电流还受换向好坏和电机工作温度的影响。

有的飞机直流起动/发电机设有补偿绕组，它使电机结构复杂，成本提高，但补偿了电枢反应，减小了负载时电机气隙磁场的畸变，电机气隙磁场也可减小，从而减小了励磁功率。补偿绕组又能使发电机在额定工作点有足够的饱和度，减弱了换向元件电枢反应，改善了电机换向，增加了电机过载能力。

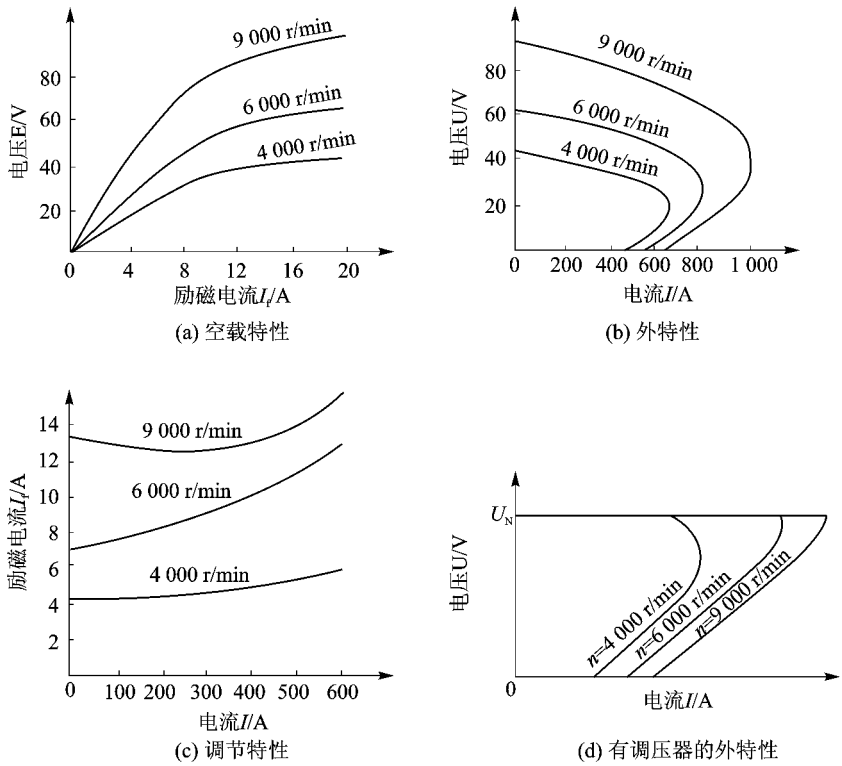


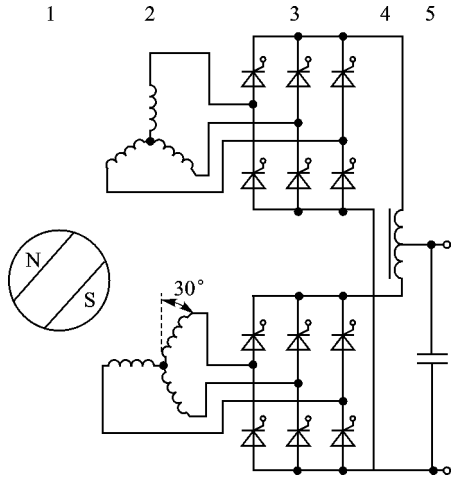
图 3.2.1　飞机直流发电机(18 kW)的特性

3.2.3　飞机直流发电机的种类

飞机直流发电机分为无刷和有刷两类。有刷电机在很多老式飞机上仍在应用，但电机换向存在电刷磨损和电刷火花等问题，制约了电机功率的增大。不用电刷和换向器的直流发电机称无刷电机，它简化了电机的机械结构，提高了电机的高空性能和可靠性。发展无刷直流发电机是飞机直流电源的发展趋势。飞机无刷直流发电机又有电磁式和永磁式两种。

1. 永磁式无刷直流发电机

永磁无刷直流发电机是永磁交流发电机和可控整流电路的组合，图 3.2.2 是其一种主电路方案，整流桥由晶闸管构成。发电机的转子部分为永磁材料，定子部分包括电枢绕组、三相晶闸管整流桥、平衡电抗器和滤波电容。电枢采用双 Y 绕组，两套整流电路，这样可减少发电机输出直流电压的脉动，减轻滤波电路的体积和质量。



1—发电机永磁转子；2—又 Y 电枢绕组；3—晶闸管整流桥；4—平衡电抗器；5—滤波电容器

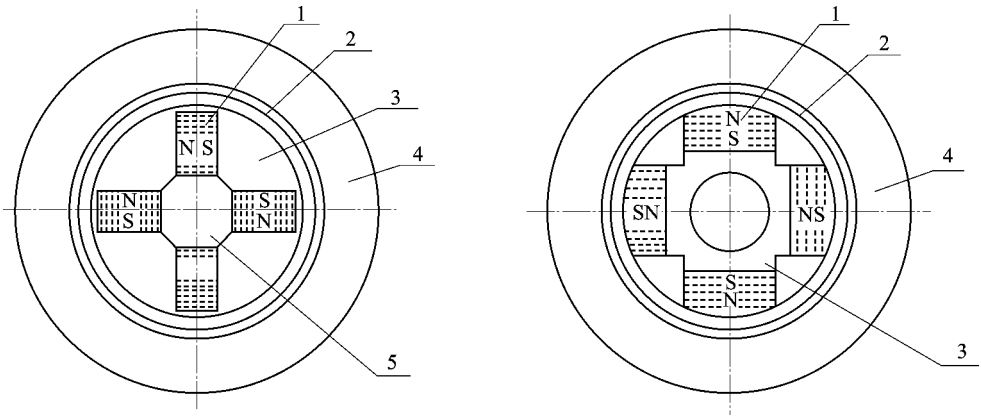
图 3.2.2　永磁无刷直流发电机主电路

飞机永磁发电机转子采用稀土永磁材料，有三种典型的永磁转子结构，即轴向、横向和径向结构。飞机永磁发电机多数采用横向结构，也有少数采用径向结构。图 3.2.3(a)是横向结构磁钢转子，其外面的保护环有两种形式。一种是由导磁与非导磁材料间隔构成的保护环，另一种全由非导磁材料构成。横向结构磁通密集，电机气隙磁感应可大于磁钢内磁感应，但漏磁较大。用导磁和非导磁两种材料构成的转子保护环形式，电机的漏磁会更大，但气隙可较小。图 3.2.3(b)是径向磁钢转子，径向式电机的交直轴电枢反应差不多，而横向式电机的直轴电枢反应小于交轴电枢反应。

图 3.2.4 是 75 kW 永磁发电机的外特性曲线，额定电压 400 V，额定电流 108 A，短路电流 900 A。稀土永磁材料的导磁系数与空气相近，故电机的电枢反应小，因而稀土永磁发电机的外特性比电磁式电机平坦，电压变化率小，短路电流与额定电流的比值大。

永磁电机不能用灭磁的方法实现电机内部短路保护，通常用脱扣机构在内部短路时将发电机与原动机脱开。

为使无刷直流发电机输出电压不因转速和负载的变化而变化，减少输出电压纹波，减少突加突卸负载时电压变化量和缩短电压恢复时间，晶闸管型无刷直流发电机常用六相双 Y 方案。发电机有两套三相绕组，两者相位相差 30°电角，两套三相整流桥的触发信号也互差 30°电角，以减少输出电压脉动。若电机在最低工作转速满载运行，其移相角近于 0°。当发动机



(a) 横向磁钢转子　　(b) 径向磁钢转子

1—磁钢；2—转子保护环；3—转子导磁体；4—定子；5—非导磁轴

图 3.2.3　稀土永磁发电机

的最高和最低工作转速之比为 2 时，则最高工作转速时移相角约 60°，此时三相桥式整流电路输出电压脉动相当大，见图 3.2.5(a)或(b)。图 3.2.5(c)是采用双 Y 整流电路时的输出电压脉动，其幅值显著减小，频率则增加一倍，从而可减小输出滤波器的体积。

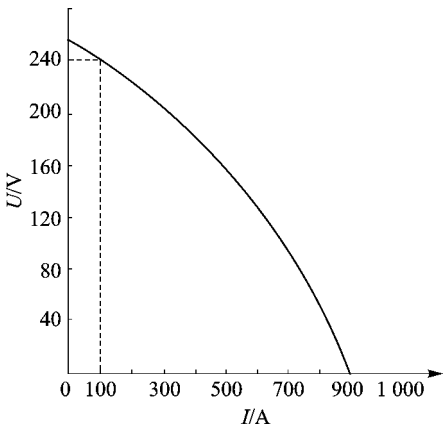
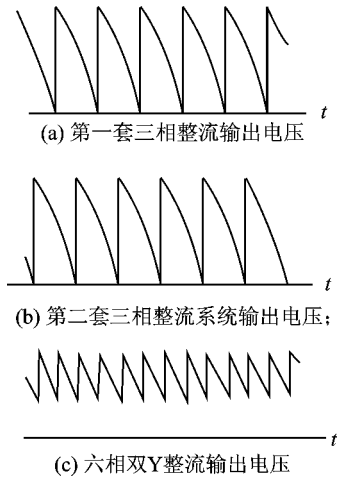


图 3.2.4　稀土永磁发电机的外特性



(a) 第一套三相整流输出电压

(b) 第二套三相整流系统输出电压；

(c) 六相双Y整流输出电压

图 3.2.5　$\alpha=60°$的直流输出电压波(滤波前)

无刷发电机电枢电流为非正弦波，故除有基波分量外，还有高次谐波分量。基波电流除形成电枢基波空间磁场外，还形成 $6K\pm1$°次空间谐波磁场，其中 $K=1,2,\cdots$六相双 Y 整流系统的第一套三相绕组产生的 5，7，17 等次空间谐波磁场与第二套的相应高次空间磁场正好大小相等而相位相反，互相抵消，剩下的 11 和 13 次空间谐波磁场，则可用绕组短矩来削弱。因此，六相系统基波电流形成的电枢空间磁场接近于正弦波。

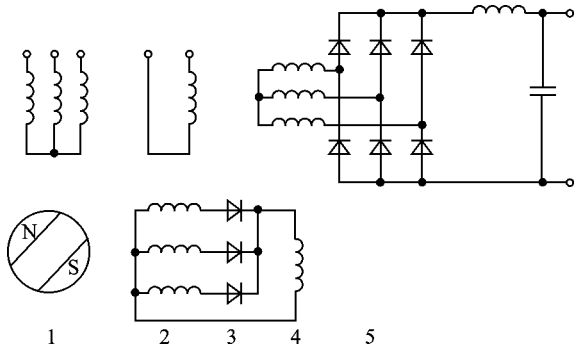
三相整流系统中的 $6K\pm1(K=1,2,3,\cdots)$ 次谐波电枢电流也形成电枢空间基波和谐波磁场。其中，以 5 和 7 次谐波电流建立的空间磁场最强，前者以 5 倍同步速逆转子旋转方向运动，后者以 7 倍同步速顺转子转向旋转，从而在转子磁极表面感应出 6 倍基波频率的电流，加大了转子损耗。六相双 Y 系统可以有效消除 5、7 次谐波电枢电流产生的磁场，使电枢磁场接近正弦，减小电机损耗。

2. 电磁式无刷直流发电机

电磁式无刷直流发电机的一种方案是由三级电磁式无刷交流同步发电机和二极管整流桥构成。电磁式无刷交流发电机由永磁副励磁机、交流励磁机、旋转整流器和主发电机构成。图 3.2.6 是电磁式无刷直流发电机的内部电路图。交流励磁机的电枢在转子上，产生的三相交流电经旋转整流器整流后供给主发电机的励磁绕组，从而可不采用电刷和滑环。

电磁式无刷直流发电机输出电压通过调节励磁机励磁绕组的电流来实现。

主发电机的电枢采用六相双 Y 绕组，可减小输出电压脉动，降低电机损耗。



1—副励磁电机；2—励磁机；3—旋转整流器；4—主发电机；5—输出整流滤波电路

图 3.2.6　电磁式无刷直流发电机

3.2.4　飞机直流发电机的冷却

低压直流发电机的冷却方式通常采用强迫吹风。飞机飞行时将迎面气流自飞机前方开口处引入进风管，再进入电机内部，见图 3.2.7。也可将发动机压气机引出的增压空气导入电机内，见图 3.2.8。进入电机的空气先冷却换向器和电刷，然后一小部分空气从电刷保护带与端盖处的缝隙流出，大部分进入电枢内通风道和气隙，带走电枢和励磁线圈的热量，然后自传动端排出，见图 3.2.9。

发电机所需冷却空气的流量由发电机的损耗、允许工作温度、导热性、电机内空气分配合理性、冷却空气的温度和密度等因素确定。发电机额定功率相同，损耗大、效率低的需要冷却的空气量大。电机内部空气分布合理，发热均匀，则流量可小一些。电机各部分导热性好，热量易传出，绝缘材料允许工作温度高，则冷却空气流量也可较小。

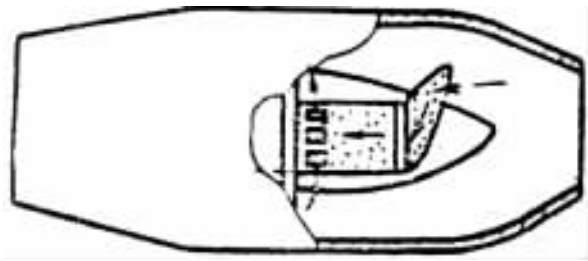


图 3.2.7　用迎面气流冷却的发电机示意图

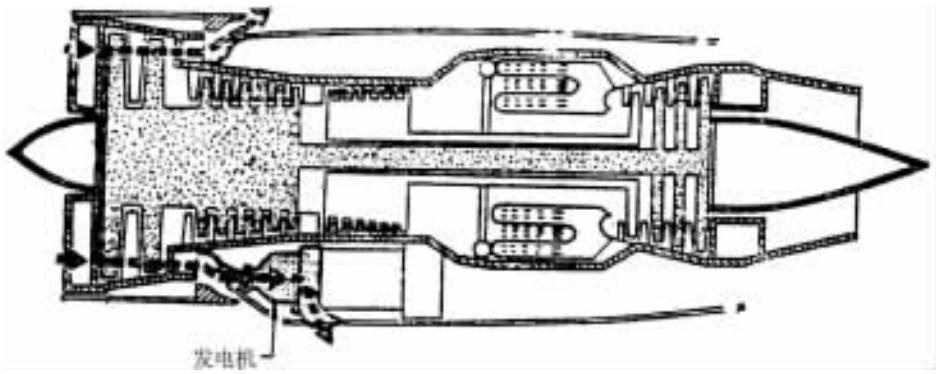


图 3.2.8　抽取压缩机压缩空气冷却发电机

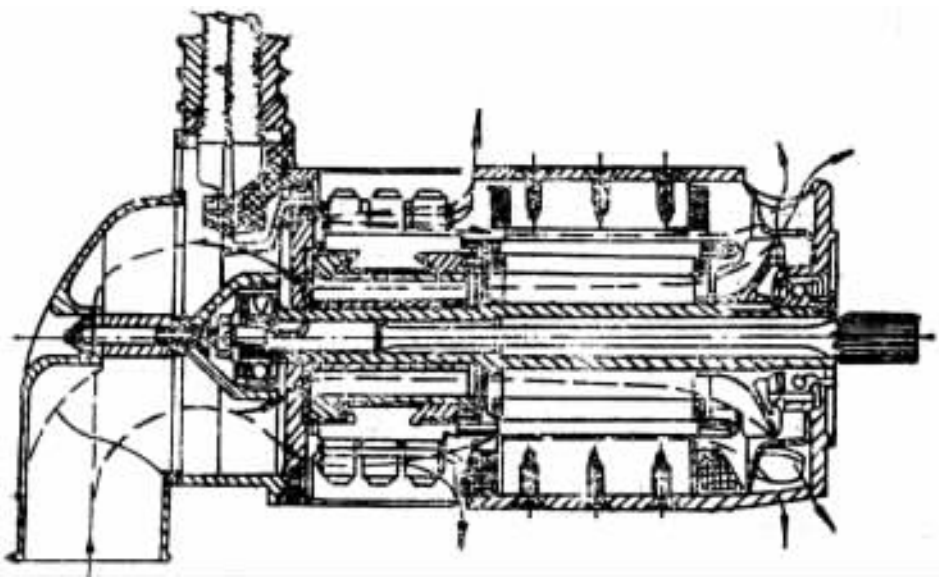


图 3.2.9　飞机直流发电机的内部风路图

电机实际通风量由进风口和出风口压力差、管路风阻、电机内部风阻和冷却空气密度等因素决定，它们又和飞行速度及高度有关。飞机停于地面或飞行速度低时，进气压力低，通风量不足，此时靠电机内装风扇鼓风散热，但散热效果较差。飞行速度较高时，进入发电机的冷却空气温度急剧升高，使长期超声速飞行的发电机不能采用迎面气流冷却。所以迎面气流冷却的发电机只能在一定的高度与速度范围内才能输出额定功率，如图 3.2.10 所示。超出该范围后，电机输出功率必须降低。

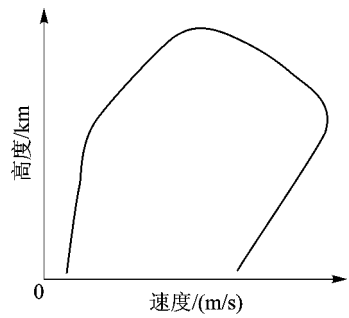


图 3.2.10　迎面气流风冷发电机的高度和速度极限特性

表 3.2.2 列出了部分国产飞机直流发电机的基本技术数据。

表 3.2.2　飞机直流发电机额定容量与过载能力

电机型别		ZF－9	ZF－18	QF－6	QF－12
额定功率/kW		9	18	6	12
转速范围/(r·min^{-1})		4 000～9 000	3 800～9 000	4 000～9 000	4 200～9 000
一分钟过载能力	转速范围(r·min^{-1})	5 000～8 000	5 000～8 000	5 000～8 000	5 500～8 000
	过载百分数/(%)	50	25	50	50
十秒钟过载能力	转速范围(r·min^{-1})	5 600～8 200	5 000～8 200	6 500～8 200	8 000
	过载百分数(%)	100	50	100	100
长期无吹风冷却	转速/(r·min^{-1})	3 400	3 400	3 400	3 400
	时间/min	30	20	30	30
	电流/A	90	200	60	120

3.3　飞机直流发电机的电压调节

3.3.1　电压调节及其技术发展

飞机直流发电机工作转速范围宽，为了使输出电压保持在技术要求规定的范围内，必须设置电压调节器，通过改变发电机的励磁电流来调节输出电压。

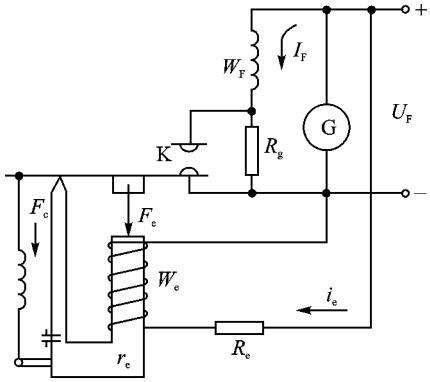
早期的飞机直流发电机额定容量在 1 500 W 以下，采用振动式电压调节器，如图 3.3.1 所示。发电机励磁绕组串接附加电阻 R_g，调压器的触点 K 与 R_g 并联。触点闭合励磁电流增加，触点断开励磁电流下降。改变触点相对闭合时间即可调节励磁电流平均值，使发电机电压在转速和负载变化时保持在规定范围内。这种调压器的发电机励磁电流受到触点容量限制，只

能用于小容量发电机，且触点易损坏，目前已不用。

20 世纪 60 年代出现了炭片式电压调节器，它可用于大中功率飞机发电机，可调节的励磁电流容量达 10～15 A。其原理电路如图 3.3.2 所示，它是由电磁铁、反作用弹簧和碳柱等组成。若发电机转速升高或负载减小，电压升高，则调压器电磁铁工作线圈电流加大，电磁吸力加大，克服弹簧反作用力使衔铁往电磁铁铁心方向运动，碳柱压力减小，碳阻加大，使发电机励磁电流减小，电压降低。

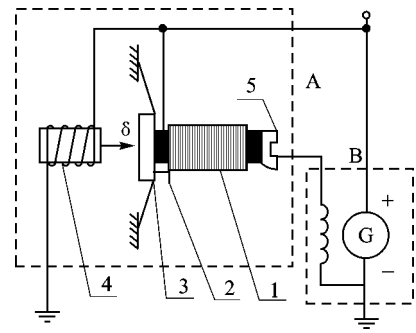
发电机转速降低或负载增大时，调节作用相反。

炭片式调压器的缺点是炭柱损耗大，炭片易磨损，抗冲击和振动的能力差，调压精度低，动态响应慢。



K—振动触电；R_g—附加电阻

图 3.3.1　直流发电机振动式电压调节器原理图



1—炭柱；2—衔铁；3—反作用弹簧；
4—电磁铁；5—调节螺钉；6—气隙

图 3.3.2　炭片式电压调节器

现代飞机直流发电机采用晶体管式电压调节器，具有体积小、质量轻、损耗小、调压精度高和动态相应快等优点。

电压调节器通常由检测比较、放大和执行等环节构成。例如振动式电压调节器的检测环节是电磁铁的工作线圈，它并接于发电机输出端，检测发电机输出电压，发电机电压高，工作线圈电流大，电磁吸力也大。反作用弹簧是基准元件，其弹性不受电压大小和工作温度的影响。电磁铁与弹簧的组合可实现电压比较，电压高，线圈电流增大，导致电磁吸力大于弹簧反作用力，触点断开，电阻 R_g 串入励磁绕组电路中，使励磁电流减小，发电机电压降低。随后，电磁铁工作线圈电流减小，吸力减小，一旦小于弹簧反作用力，则触点闭合，R_g 短接，励磁电流增加，发电机电压也随之增加。因此，触点与附加电阻就是执行环节，用于控制励磁电流。炭片式电压调节器中的组成环节，也有相类似的功能划分。

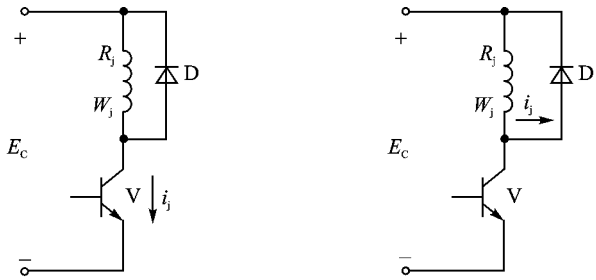
电压调节器往往还有一些附加环节，以提高调节器工作性能或完成其他任务，如发电机并联运行时，调节电机间负载的均衡等。

3.3.2　晶体管式电压调节器

炭片式电压调节器通过平滑改变炭柱电阻来调节发电机励磁电流，是连续调节的工作方式。晶体管式电压调节器的末级晶体管工作于开关状态，通过改变导通比来调节发电机励磁电流，是一种不连续调节的工作方式，调压器损耗较小。

1. 励磁电流的脉宽调制控制

图 3.3.3 是发电机励磁绕组 W_1 和电压调节器末级晶体三极管电路，励磁绕组上还并接续流管 D。图(a)为三极管导通；图(b)为三极管截止，二极管续流。末级管 V 导通，电源电压加于励磁绕组，励磁电流增加；末级管 V 截止，二极管续流，励磁电流减小。励磁电流平均值和末级管 V 的导通比 D_C 成正比。



(a) 晶体管V开通，励磁电流i_j增长　　(b) 晶体管V截止励磁电流D续流

图 3.3.3　晶体管式调压器末级晶体管的接线图

末级管 V 截止时功率损耗近似为零，导通时损耗也不大，但从截止到导通或从导通到截止的过程中则损耗功率较大。减小开关过程中的损耗非常重要。

图 3.3.4 是末级管开关曲线。

开关周期

$$T = t_{on} + t_{off} + t_r + t_f$$

其中，t_{on} 是末级管开通时间，t_{off} 是截止时间，t_r 是开通过程时间，t_f 是关断过程时间。

末级管截止期间损耗为 P_{off}

$$P_{off} = U_{ce} i_c = E_c I_{co} \tag{3.3.1}$$

式中：U_{ce}—末级管集电极发射极间电压；

E_c—励磁电源电压；

I_{co}—末级管穿透电流，硅管为微安级。

末级管导通期间损耗为 P_{on}

$$P_{on} = U_{ces} \cdot I_{cs} \tag{3.3.2}$$

式中：U_{ces}—末级管饱和导通电压降；

I_{cs}—导通时流过末级管电流。

设从截止到导通和从导通到截止的过渡期间末级管电压 U_{ce} 和电流 i_c 按线性变化，见图 3.3.4，则开通过渡期间的开关损耗 P_r 为

$$P_r = \frac{1}{t_r}\int_0^{t_r} U_{ce} i_c \mathrm{d}t = \frac{1}{6}E_c I_{cs} + \frac{1}{3}E_c I_{co} + \frac{1}{3}U_{ces} I_{cs} + \frac{1}{6}U_{ces} I_{co} \tag{3.3.3}$$

关断过渡期间损耗为 P_f

$$P_f = \frac{1}{t_r}\int_0^{t_f} U_{ce} i_c \mathrm{d}t = \frac{1}{6}E_c I_{cs} + \frac{1}{3}E_c I_{co} + \frac{1}{3}U_{ces} I_{cs} + \frac{1}{6}U_{ces} I_{co} \tag{3.3.4}$$

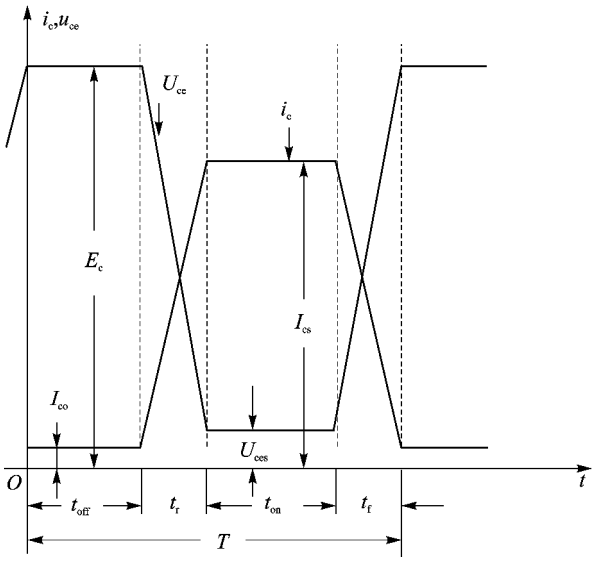
末级管平均损耗为 P

$$P = \frac{1}{T}(P_{off} \cdot t_{off} + P_{on} t_{on} + P_r t_r + P_f t_f) \tag{3.3.5}$$

开关过程中损耗 P_r 和 P_f 主要决定于式(3.3.3)和(3.3.4)中的第一项 $\frac{1}{6}E_c I_{cs}$，因为 E_c 和 I_{cs} 是两个较大的值。从式(3.3.5)可见，若能改善开关特性、缩短开关过渡时间 t_r 和 t_f，则可减小晶体管平均功耗。平均功耗还随开关频率 $f=1/T$ 的减小而减小。总的来讲，开关工作的晶体管功耗比线性状态工作的要小得多，所以晶体管调压器的末级晶体管都设计成脉宽调制工作方式。

2. 励磁电流平均值

通常晶体管开关过渡时间 t_r 和 t_f 很小，可忽略，这样发电机励磁电流波形如图 3.3.5 所示。



t_{on}—导通时间；t_{off}—截止时间；
t_r—开关过程时间；t_t—截止过程时间

图 3.3.4　末级管的开关工作

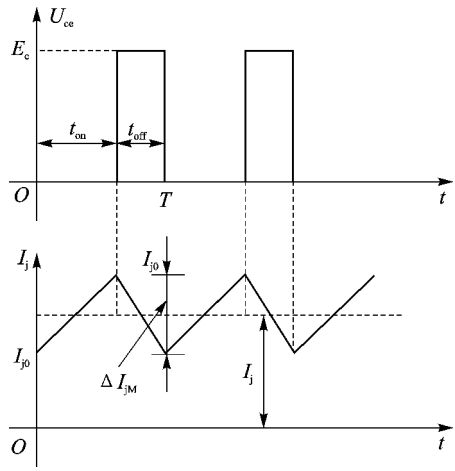


图 3.3.5　末级晶体管开关工作与励磁电流波形

在导通期，励磁电流用 i_{j1} 表示，电流增长，电路方程为

$$i_{j1} r_j + L_j \frac{\mathrm{d}i_{j1}}{\mathrm{d}t} = E_c \tag{3.3.6}$$

式中：r_j 为励磁绕组电阻；

L_j 为励磁绕组电感。

解式(3.3.6)得

$$i_{j1} = I_{jM} - A\mathrm{e}^{-t/\tau_j} \tag{3.3.7}$$

式中：$I_{jM} = \dfrac{E_c}{r_j}$，为励磁电流 i_{j1} 的最大值；

$\tau_j = \dfrac{L_j}{r_j}$，为励磁回路的时间常数。

在末级管截止期间，励磁电流用 i_{j2} 表示，电流衰减，电路方程为

$$i_{j2} r_j + L_j \frac{\mathrm{d}i_{j2}}{\mathrm{d}t} = 0 \tag{3.3.8}$$

解式(3.3.8)得

$$i_{j2} = B\mathrm{e}^{-(t-t_{on})/\tau_j} \tag{3.3.9}$$

式(3.3.7)和(3.3.9)中的 A 和 B 是积分常数，由初始条件确定。

设 $t=0$ 时，$i_{j1}=i_{j0}$，则由式(3.3.7)得

$$A = I_{jM} - I_{j0} \tag{3.3.10}$$

代入式(3.3.7)

$$i_{j1} = I_{jM} - (I_{jM} - I_{j0})\mathrm{e}^{-t/\tau_j} \tag{3.3.11}$$

$t=t_{on}$ 时，由式(3.3.11)和(3.3.9)得：

$$i_{j1} = I_{jM} - (I_{jM} - I_{j0})\mathrm{e}^{-t_{on}/\tau_j}$$

$$i_{j2} = B$$

此时，$i_{j1}=i_{j2}$，故

$$B = I_{jM} - (I_{jM} - I_{j0})\mathrm{e}^{-t_{on}/\tau_j} \tag{3.3.12}$$

则

$$i_{j2} = \left[I_{jM} - (I_{jM} - I_{j0})\mathrm{e}^{-t_{on}/\tau_j}\right]\mathrm{e}^{-(t-t_{on})/\tau_j} \tag{3.3.13}$$

稳态时，当 $t=T$，$i_{j2}=I_{j0}$，可由式(3.3.13)推得

$$I_{j0} = \frac{\mathrm{e}^{-t_{off}/\tau_j} - \mathrm{e}^{-T/\tau_j}}{1 - \mathrm{e}^{-T/\tau_j}} I_{jM} \tag{3.3.14}$$

令

$$C_1 = \frac{1 - \mathrm{e}^{-t_{off}/\tau_j}}{1 - \mathrm{e}^{-T/\tau_j}}$$

$$C_2 = \frac{1 - \mathrm{e}^{-t_{on}/\tau_j}}{1 - \mathrm{e}^{-T/\tau_j}}$$

得

$$A = C_1 I_{jM} \tag{3.3.15}$$

$$B = C_2 I_{jM} \tag{3.3.16}$$

$$i_{j1} = I_{jM}(1 - C_1 e^{-t/\tau_j}) \tag{3.3.17}$$

$$i_{j2} = I_{jM} C_2 e^{-(t/t_{on})\tau_j} \tag{3.3.18}$$

推得励磁电流平均值 I_j 为

$$I_j = I_{jM} \frac{1}{T}\left[\int_0^{t_{on}} (1 - C_1 e^{-t/\tau_j})\,dt + \int_{on}^{T} C_2 e^{-(t-t_{on})/\tau_j}\,dt\right] =$$

$$I_{jM} \frac{t_{on}}{T} = \frac{E_C}{r_j} D_C \tag{3.3.19}$$

式中：$D_C = \frac{t_{on}}{T}$，为末级晶体三级管的导通比，或称占空比。

由式(3.3.19)可见，励磁电源电压 E_C 和电机励磁电阻 r_j 不变时，平均励磁电流 I_j 仅与导通比 D_C 成正比。$D_C = 0$，$I_j = 0$；$D_C = 1$，$I_j = I_{jM} = \frac{E_C}{r_j}$。

3. 励磁电流的脉动和脉动率

励磁电流的脉动(见图 3.3.5)会导致发电机输出电压的脉动，必须减小脉动量。通常用脉动率来判断脉动程度，脉动率是脉动电流峰峰值和电流平均值之比的百分数。

励磁电流脉动峰峰值(又称脉动振幅)记作 ΔI_{jM}，其值为 $I'_{j0} - I_{j0}$，I'_{j0} 是 $t = t_{on}$ 时的 i_{j1}。由式(3.3.18)得

$$I'_{j0} = \frac{1 - e^{-t_{on}/\tau_j}}{1 - e^{-T/\tau_j}} I_{jM}$$

$$\Delta I_{jM} = \frac{1 - e^{-t_{on}/\tau_j} - e^{-t_{off}/\tau_j} + e^{-T/\tau_j}}{1 - e^{-T/\tau_j}} I_{jM} \tag{3.3.20}$$

通常 $T \ll \tau_j$，故 t_{on}/τ_j，t_{off}/τ_j 和 T/τ_j 都远小于 1。将式(3.3.20)中各指数函数均按幂级数展开 $e^x = 1 + x + \frac{1}{2!}x^2 + \cdots$，忽略三次以上高次项，得

$$\Delta I_{jM} \approx \frac{2t_{on}(T - t_{on})}{2T\tau_j - T^2} I_{jM} = \frac{t_{on}}{T} \cdot \frac{T - t_{on}}{T} \cdot \frac{2T}{2\tau_j - T} I_{jM} \tag{3.3.21}$$

若 $t_{on} = 0$ 或 $t_{on} = T$，则 $\Delta I_{jM} = 0$。故在 $t_{on} = 0 \sim 1$ 之间出现励磁电流脉动最大值 $\Delta I_{jM\,max}$，经推导 $t_{on} = \frac{T}{2}$ 时

$$\Delta I_{jM} = \Delta I_{jM\,max} = \frac{1 - 2e^{-T/\tau_j} + e^{-T/\tau_j}}{1 - e^{-T/\tau_j}} I_{jM} =$$

$$\frac{1 - e^{-T/2\tau_j}}{1 + e^{-T/2\tau_j}} I_{jM} \tag{3.3.22}$$

再按幂级数展开法运算，得式(3.3.22)的简化表达式

$$\Delta I_{\mathrm{jM\,max}} = \frac{T}{4\tau_{\mathrm{j}} - 2T} I_{\mathrm{jM}} \tag{3.3.23}$$

则励磁电流脉动率为

$$\Delta I_{\mathrm{jM}}\% = \frac{\Delta I_{\mathrm{jM}}}{I_{\mathrm{j}}} \times 100\% \approx \frac{t_{\mathrm{off}}}{T} \cdot \frac{2T}{2\tau_{\mathrm{j}} - T} \times 100\% \tag{3.3.24}$$

由于末级晶体三极管开关频率高，故 $T \ll \tau_{\mathrm{j}}$，$\Delta I_{\mathrm{jM}}\%$ 不大。例如某发电机励磁绕组电感 $L_{\mathrm{j}} = 0.34$ H，电阻 $r_{\mathrm{j}} = 8\ \Omega$，励磁绕组时间常数 $\tau_{\mathrm{j}} = \dfrac{L_{\mathrm{j}}}{R_{\mathrm{j}}} = 0.042\ 5$ s，若开关频率 $f = 1\ 200$ Hz，在 $D_{\mathrm{C}} = 0.5$ 时有

$$\Delta I_{jM} = \frac{1}{2} \times \frac{2 \times \dfrac{1}{1\ 200}}{2 \times 0.042\ 5 - \dfrac{1}{1\ 200}} \times 100\% \approx 1\%$$

由此可见，励磁电流脉动是不大的，且开关频率越高则脉动越小。同时可得，脉宽调制工作方式的调压器对励磁电流的控制作用和线性工作的基本相同，但晶体管的损耗显著减小。

4. 晶体管式电压调节器实例

晶体管式电压调节器由检测电路、差动放大电路、可变脉宽振荡器、功率放大器和发电机启励电路等构成，原理电路图 3.3.6 是某型号飞机直流电源晶体管式调压器原理电路和结构组成方块图。

其中检测比较电路由分压电路 R_1，R_2，R_3，R_{24} 和 P 及基准电路 R_8 和 Z_2 组成。输出偏差电压 $U_{\mathrm{ab}} = U_{\mathrm{a}} - U_{\mathrm{b}}$ 和发电机电压 U_{F} 的关系为

$$U_{\mathrm{ab}} = K_{\mathrm{F}} U_{\mathrm{F}} - U_{\mathrm{b}}$$

电路中的电位计 P 用于调整发电机电压给定值。

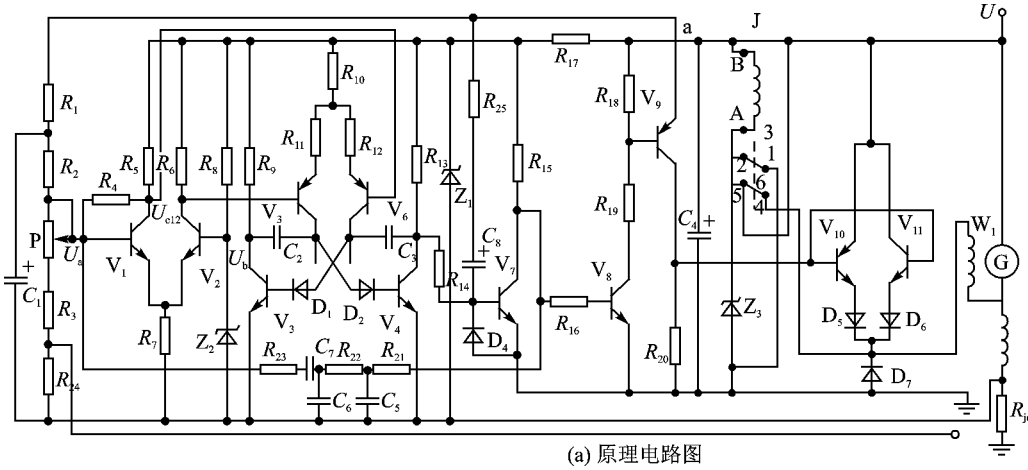
差动放大电路分二级。第一级由 V_1，V_2，R_4，R_5，R_6，R_7 构成，它将偏差电压 U_{ab} 放大，然后送到 V_5，V_6 的基极。第二级差动放大器由 V_5，V_6，R_{10}，R_{11} 和 R_{12} 构成。两级放大器由 Z_1 和 R_{17} 组成的稳压电源供电。

调制电路是可变脉宽振荡器，为一多谐振荡器电路，由 V_3，V_4，V_5，V_6，D_1，D_2，R_9，R_{10}，R_{11}，R_{12}，R_{13} 和 C_2，C_3 构成，也由稳压电源供电。该振荡器产生 1 000～3 000 Hz 矩形波，从 V_4 的集电极输出至功率放大电路，经 V_7，V_8 放大后，控制 V_9，V_{10} 和 V_{11}。不计 V_4 基射极和 D_2 正向压降，可求得 V_4 截止时间 t_{off}

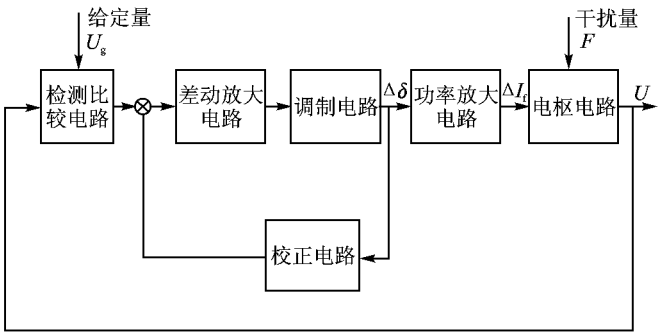
$$t_{\mathrm{off}} = \frac{C_2 U_{\mathrm{zl}}}{I_{\mathrm{CS}}}$$

不计 V_7 的基射压降，V_4 的导通时间 t_{on} 为

$$t_{\mathrm{on}} = \frac{C_3}{I_{\mathrm{c6}}} \frac{R_{14}}{R_{13} + R_{14}} U_{\mathrm{zl}}$$



(a) 原理电路图



(b) 方块图

图 3.3.6　某型号飞机直流电源晶体管调压器

由上式可见，稳压电源电压 U_{zl} 和 C_2、C_3 值一定时，改变 I_{c5} 和 I_{c6}，V_4 输出脉冲宽度 t_{off} 和脉冲周期 $T=t_{on}+t_{off}$ 均将变化，即改变了导通比 D_c，且使 D_c 和 U_{ab} 相关。二极管 D_1，D_2 用于保护晶体管 V_3，V_4。

功率放大电路由 V_7，V_8，V_9，V_{10}，V_{11}，R_{14}，R_{15}，R_{16}，R_{18}，R_{19}，R_{20} 构成，用于放大变脉宽振荡器送来的矩形脉冲，并实现对励磁电流的控制。

发电机转速升高或负载减小，电压升高，检测电路输出 U_{ab} 增大，经第一级差动放大后，U_{c1} 降低 U_{c2} 升高，I_{c5} 减小 I_{c6} 增大，V_4 导通时间 t_{on} 减小，截止时间 t_{off} 加大。调宽矩形波经 V_7、V_8 放大后驱动晶体管 V_9，V_{10}，V_{11}，使它们的导通时间减小而截止时间加长，即导通比 D_c 减小，从而降低励磁电流，降低发电机电压。

发电机转速降低或负载加大时，输出电压降低，调压器调节作用会增加励磁电流，使发电机电压回升，保持在技术要求规定的范围内。

由 R_1，C_1 和 C_4 组成的滤波电路用于滤除发电机输出电压中的高频脉动分量。

校正电路是由 R_{21}，R_{22}，R_{23}，C_4，C_5，C_7 组成的负反馈电路，用于改善调节系统的稳定性。继电器 J 用于保证发电机自励建压，建压前使励磁回路外接电阻尽量小。

R_{25}，C_8 防止发电机起励时输出电压过高。若发电机电压突然升高，则电容 C_8 充电，充电电流通过 V_7 发射结，使 V_7 导通，V_{10} 截止，从而抑制电压继续上升。

3.4　直流电源的并联运行

3.4.1　并联条件和负载分配

直流电源与电网并联，其投入电网的条件是：电源极性和电网相同，电源电压和电网电压相同。

图 3.4.1 是两台直流发电机并联工作原理图。A 和 B 分别为发电机 F_1 和 F_2 的电压调节点，是发电机电压调节器检测电路与发电机馈电线的连接点，U_1，U_2 为 A，B 点电压，U_n 并联汇流条电压，R_{+1}、R_{+2} 分别为发电机电源 F_1 和 F_2 到汇流条间的正接线电阻。由图可得电路方程：

$$U_1 - I_1 R_{+1} = U_n \tag{3.4.1}$$

$$U_2 - I_1 R_{+2} = U_n \tag{3.4.2}$$

$$I_1 + I_2 = I \tag{3.4.3}$$

若调节器有调节误差，又称静差，则调节点电压和调压器调定电压 U_{01}、U_{02} 间的关系为

$$U_1 = U_{01} - K_1 I_1 \tag{3.4.4}$$

$$U_2 = U_{02} - K_2 I_2 \tag{3.4.5}$$

式中：K_1，K_2 可根据电源电压与它的负载电流间关系确定，图 3.4.2 是有调压器的发电机外特性曲线。由于外特性工作段近似为直线，故 K_1，K_2 为

$$\begin{cases} K_1 = \dfrac{\Delta U_1}{I_1} \\ K_2 = \dfrac{\Delta U_2}{I_2} \end{cases} \tag{3.4.6}$$

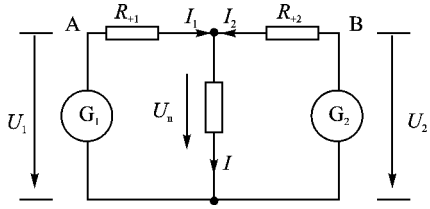


图 3.4.1　两台直流发电机并联原理图

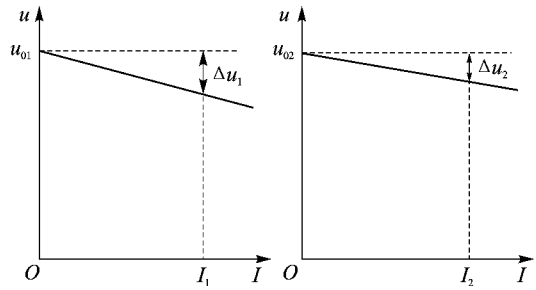


图 3.4.2　两台发电机的外特性

综合式(3.4.1)至(3.4.6),得

$$I_1 = \frac{U_{01} - U_{02}}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2} + \frac{R_{+2} + K_2}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2} \cdot I \tag{3.4.7}$$

$$I_2 = \frac{U_{02} - U_{01}}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2} + \frac{R_{+1} + K_1}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2} \cdot I \tag{3.4.8}$$

两电源电流差

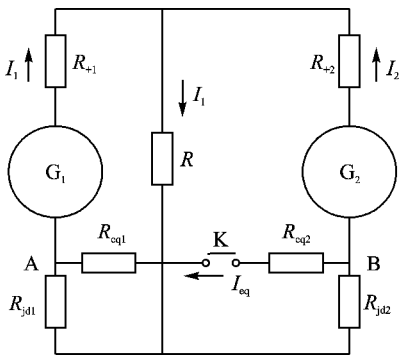
$$\Delta I = I_1 - I_2 = \frac{2(U_{01} - U_{02})}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2} + \frac{R_{+2} - R_{+1}}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2} \cdot I + \frac{K_2 - K_1}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2} \cdot I \tag{3.4.9}$$

为使两电源承担相同负载,必须使:调定电压 $U_{01} = U_{02}$;正接线电阻 $R_{+1} = R_{+2}$;调压器静差 $K_1 = K_2$。飞机上直流电源系统中的各发电机和调压器型号一般均相同,但即使这样,两电源之间也不易精确满足上述条件,因而各发电机负载不相同。

3.4.2 自动均衡电路

负载均衡分配是提高并联电源容量利用率的基本条件,为此必须采用自动均衡电路。

图 3.4.3 是双发电机并联负载均衡电路原理图,发电机负极均设有均衡电阻 R_{jd},电压调节器中设有均衡敏感电阻 R_{eq},如在图 3.3.6 所示的晶体管式调压器中,R_{24} 即为均衡敏感电阻。两发电机调压器中的均衡敏感电阻串联后接于 A 和 B 点。两均衡电阻和均衡敏感电阻阻值均相等。



R_{eq1},R_{eq2}:均衡敏感电阻

R_{jd1},R_{jd2}:均衡电阻

图 3.4.3 双发电机并联负载均衡电路原理

若 $I_1 > I_2$,则 A 点电位低于 B 点,均衡电流 i_{eq} 自 B 流向 A,在 R_{eq1} 和 R_{eq2} 上产生电压降 U_{eq}。由于 $R_{eq1} = R_{eq2}$,所以两均衡敏感电阻上的电压降数值相等,都是 $U_m = i_{eq} R_{eq}$,但在各自的调压电路中方向相反,其调节结果是使 U_1 降低,I_1 减小。同时,调压器 2 则使 U_2 增加,I_2 加大,从而使 I_1 接近 I_2,实现两发电机负载均衡。设两调压器为无静差,则发电机输出电压为

$$U_1 = U_{01} - \Delta U = U_{01} - \alpha_1 i_{eq} \tag{3.4.10}$$

$$U_2 = U_{02} + \Delta U = U_{02} + \alpha_2 i_{eq} \tag{3.4.11}$$

其中 $\alpha_1 = \alpha_2$,为调压器对均衡电流 i_{eq} 的灵敏度。即均衡电路使电流大的 1 号发电机降低输出电压 ΔU 值,使 2 号增加 ΔU 值,从而均衡两电机的负载电流。若电压调节器有静差,则:

$$U_1 = U_{01} - K_1 I_1 - \alpha_1 i_{eq} \tag{3.4.12}$$

$$U_2 = U_{02} - K_2 I_2 - \alpha_2 i_{eq} \tag{3.4.13}$$

故两电源电压变化量

$$\Delta U_1 + \Delta U_2 = \gamma(I_1 - I_2) \tag{3.4.14}$$

即

$$\Delta U_1 + \Delta U_2 = \gamma \Delta I$$

式中：γ 为均衡电路的灵敏度系数。

两台发电机并联的电源系统，当有均衡电路后，两发电机的负载电流分别为

$$I_1 = \frac{U_{01} - U_{02}}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2 + \gamma_1 + \gamma_2} + \frac{R_{+2} + K_2 + \gamma_2}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2 + \gamma_1 + \gamma_2} \cdot I \tag{3.4.15}$$

$$I_2 = \frac{U_{02} - U_{01}}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2 + \gamma_1 + \gamma_2} + \frac{R_{+1} + K_1 + \gamma_1}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2 + \gamma_1 + \gamma_2} \cdot I \tag{3.4.16}$$

则

$$\Delta I = \frac{2(U_{01} - U_{02})}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2 + \gamma_1 + \gamma_2} + \frac{(R_{+2} - R_{+1}) + (K_2 - K_1) + (\gamma_2 - \gamma_1)}{R_{+1} + R_{+2} + K_1 + K_2 + \gamma_1 + \gamma_2} \cdot I \tag{3.4.17}$$

由此可见，若线路结构及相关的调节均衡参数相同，即有 $R_{+1} = R_{+2}$，$K_1 = K_2$，$\gamma_1 = \gamma_2$，则两发电机电流差 ΔI 将与负载电流 I 无关，仅与调节器调定电压有关，且由此引起的电流差比无均衡电路时小。

3.4.3 发电机与蓄电池的并联运行

飞机直流发电机常与航空蓄电池并联运行。发电机正常工作时，为蓄电池充电；大负载时，发电机与蓄电池共同向电网供电；发电机停车或故障时，仅由蓄电池向电网供电。

蓄电池与发电机并联运行还可降低电网电压脉动和减小加卸载时电网电压的波动。

发电机与蓄电池并联工作(见图 3.4.4)，系统的负载分配决定于它们的外特性和两者之间的馈电线参数。

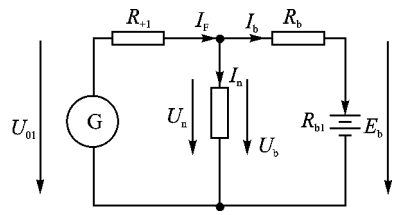


图 3.4.4 发电机与蓄电池并联运行

设调压器无静差，即调定电压 U_{01} 不受负载影响，但由于调压点至汇流条的线路电阻 R_{+1}，使汇流条端电压 U_n 随发电机输出电流 I_F 的增大而降低，其外特性如图 3.4.5 中曲线 2。图中曲线 1 不计及 R_{+1}，即发电机调压点处的发电机外特性。

由图 3.4.4 可得

$$U_b = E_b \pm I_b(R_{bi} + R_b) \tag{3.4.18}$$

式中：I_b—蓄电池充电或放电电流，充电时取＋号，放电时取－号；

E_b—蓄电池电动势；

R_{bi}—蓄电池的内阻；

R_b—蓄电池至汇流条线路电阻。

蓄电池外特性曲线如图 3.4.6 所示，其中曲线 3 计及线路电阻 R_b，即系统汇流条处的蓄电池外特性，曲线 4 是不计及 R_b 时的外特性。

现有

$$U_n = U_b \tag{3.4.19}$$

$$I_n = I_F \pm I_b \tag{3.4.20}$$

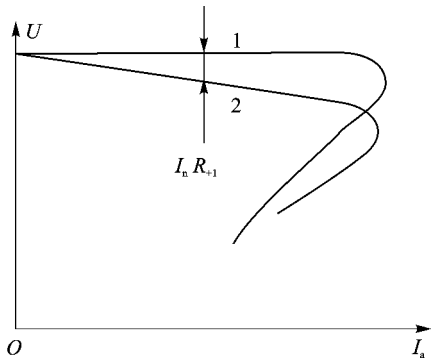


图 3.4.5　馈电线电阻 R_{+1} 对外特性的影响

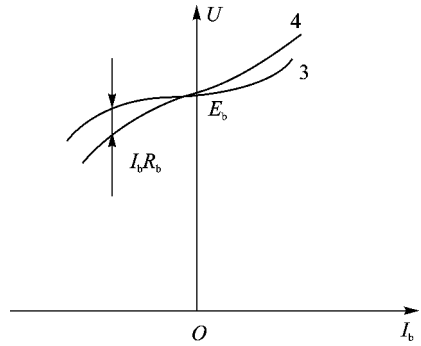


图 3.4.6　蓄电池的特性曲线

由此关系及图 3.4.5 之曲线 2、图 3.4.6 之曲线 4，可用作图法求出发电机与蓄电池并联工作时的负载分配关系，如图 3.4.7 所示。

若负载电流为零，发电机向蓄电池充电，充电电流等于发电机输出电流，$I_F = I_b = I_{b0}$，汇流条电压为 U_{n0}。

若负载电流为 I_{n1}，发电机除向设备供电外还向蓄电池充电，输出电流为 I_{F1}，汇流条电压下降为 U_{n1}，蓄电池充电电流降为 I_{b1}，$I_{n1} = I_{F1} - I_{b1}$。

当负载电流增加到一定值时，汇流条电压降为 U_{n2}，U_{n2} 等于蓄电池电动势 E_b，电池充电电流为零，负载电流 I_{n2} 完全由发电机供给，$I_{n2} = I_F$。

负载电流超过 I_{n2} 后，负载电流由发电机与蓄电池共同负担，汇流条电压进一步降低。

为保证汇流条电压不致过分降低，一般发电机主干线压降不大于 0.25 V。

调压点电压值对蓄电池工作影响很大。调定电压过低，使蓄电池在负载电流较小时就放电，电池储电量减少，影响应急时的使用；但若调定电压过高，蓄电池充电电流很大，有可能使蓄电池因过充电而损坏。

铅航空蓄电池充足电后电动势为 31.2 V，放电电压为 24 V，发电机调定电压为 28.5 V，一般可以协调工作。发电机与蓄电池并联工作时，蓄电池充电程度对负载电流分配有较大影响。图 3.4.8 中曲线 5 是未充足电的蓄电池外特性。未充足电的蓄电池在飞机上不仅不能发挥应急电源的作用，而且在与发电机并联时充电电流很大，一方面会降低蓄电池寿命，另一方面在较小负载情况下就会使发电机过载。因此，不允许将未充足电的蓄电池装到飞机上使用。

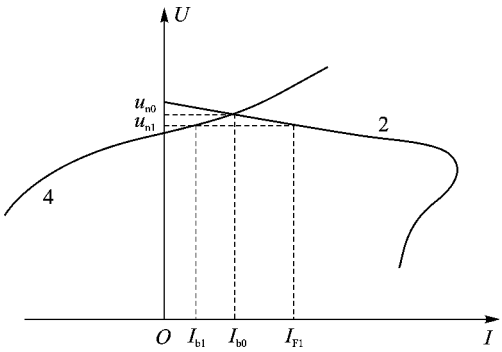


图 3.4.7　发电机与蓄电池并联工作的负载分配

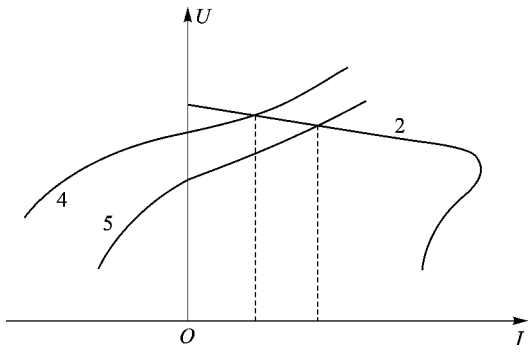


图 3.4.8　未充足电的蓄电池(曲线 5)不宜与发电机并联运行

3.5　飞机直流电源的控制与保护

飞机低压直流电源系统的控制主要是指主电源、应急电源、外部电源以及起动发电机的控制。低压直流电源系统的保护是指发电机的反流保护、过电压与过励磁保护、反极性保护、过载保护和短路保护等。本节主要讨论电源的控制、反流保护与过压保护。

3.5.1　飞机直流发电机的控制与反流保护

飞机直流发电机通常通过接触器与汇流条连接，该接触器称为主干线接触器 MLC。

发电机电压低于电网电压时，电网上其他电源(蓄电池或其他发电机)将向此发电机输电，即出现反流。反流过大将会使发电机或其他电源损坏。反流保护器应在反流达到一定数值后使该发电机与飞机电网断开。通常将主干线接触器 MLC 与反流保护装置组合在一起。

图 3.5.1 是 CJ－400D 型反流保护器原理电路图。图中 MLC 为主干线接触器，DR 为差动极化继电器，用于检测电压差及反流。当发电机电压高于电网电压一定值时，MLC 将该发电机与飞机电网接通，反流达一定值时与飞机电网断开。

差动极化继电器 DR 有两个工作位置，对应于触点 K 的接通或断开。图 3.5.1 中 W_2 是反流保护器的压差线圈，W_1 是反流线圈，两线圈都绕置于极化继电器 DR 的衔铁片上，衔铁片

置于极化继电器 DR 磁路系统的两对极靴间，可绕支点转动，见图 3.5.2。

W_1，W_2 中无电流，衔铁可处于任一位置。当 W_2 两端电压差达一定值，且电流方向如图 3.5.2 中箭头所示时，衔铁将反时针方向转动，使触点 K 接通。当反流线圈 W_1 的反流电流达一定值时，衔铁将顺时针方向转动，使触点 K 断开。

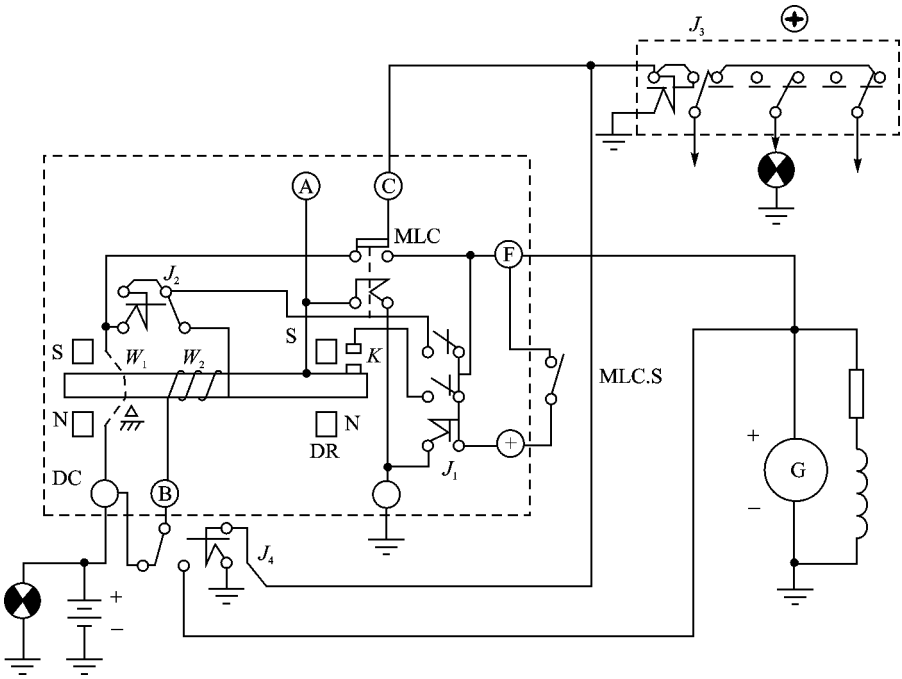
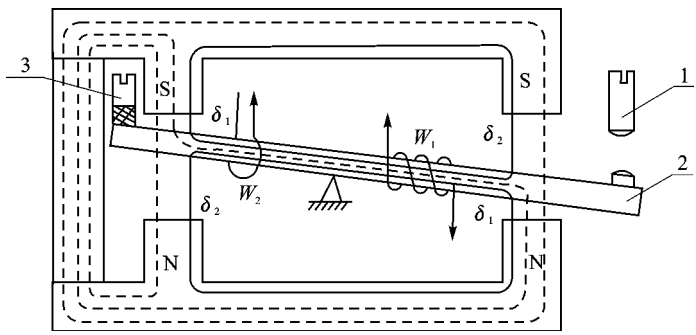


图 3.5.1　CJ－400D 反流保护器原理图



1—接触螺钉；2—衔铁；3—止动螺钉

图 3.5.2　极化继电器原理示意图

若手动控制开关 MLC.S 接通，电网上有其他电源，发电机极性正确，则当发电机电压上升到 14～18 V 时，继电器 J_1 吸合，其触头闭合，使压差线圈 W_2 和继电器 J_2 的线圈均跨接于电网和发电机正极之间，检测两者间电压差。若发电机电压高于电网电压达 0.3～0.7 V，压差线圈 W_2 的安匝使 DR 衔铁动作，触点 K 闭合，MLC 线圈通电，将发电机投入电网。

若断开手动控制开关 MLC.S，继电器 J_1 断开，MLC 线圈断电，使 MLC 触点断开。

若发电机电压低于电网电压，电网与发电机间产生反流，流过 W_1 线圈的反流电流达 15～35 A，极化继电器 DR 衔铁运动，断开触点 K，MLC 线圈断电，MLC 触点断开，发电机与电网脱离。

电网上无其他电源时，MLC 的接通需要电网上有一个 1 W 左右的负载，以便 W_2 线圈能通过一定的电流。

继电器 J_1，J_2 的作用是防止在发电机未发电或反极性情况下，接通 MLC.S，使压差线圈 W_2 及 J_2 线圈通电，承受过高电压。

继电器 J_4 的作用是在 MLC 接通后将压差线圈 W_2 电路由电网转接到发电机正极，使压差线圈在 CJ－400D 中的反流电路失效时，由其敏感压差及其相应的反向电流，使 K 断开，从而断开 MLC，将发电机与电网脱开。

3.5.2 飞机直流发电机的过电压保护

发电机励磁电路或调压器故障使电源电压超过规定的稳态电压极限值，称为过压。过压会对用电设备造成严重危害。出现过压时应使发电机减磁或灭磁，并使发电机脱离电网。

并联直流电源系统中，若某台发电机发生过压故障，负载将转移到此发电机，输出电压未必超出极限，故不能采用检测调节点电压的方法来判断故障发电机。一般通过检测各发电机励磁绕组电压来判断故障电机。

过压保护电路对持续性过电压按反延时特性动作，而对瞬时过电压不应动作。

图 3.5.3 是过压保护器(BJD－1A)的电路原理。它由检测与放大电路 YB，中介继电器 J_1，控制继电器 J_2 和灭磁继电器 M 等组成。

电压检测电路检测发电机励磁绕组两端电压，由二极管 D_1，稳压管 DW_1、DW_2，电位器 P 和电阻 R_1 组成。发电机正常工作时，励磁绕组电压 U_j 为 2～15 V，检测电路输出电压 U_s 偏低，不能驱动后级电路。发电机过励时，U_j 达 26.5 V 以上，U_s 大于 9 V。由 DW_4，V_1，V_2 构成的门限电路的门限电压 U_t 约 9 V。若 $U_s > U_t$，经 R_2，C 延时，V_1，V_2 导通，J_1 动作，灭磁继电器 M 动作并自锁，触头断开，发电机励磁电路中串入限流电阻 R_5，减小励磁电流。触头⑦⑧断开，使 MLC 断开，故障发电机退出电网。

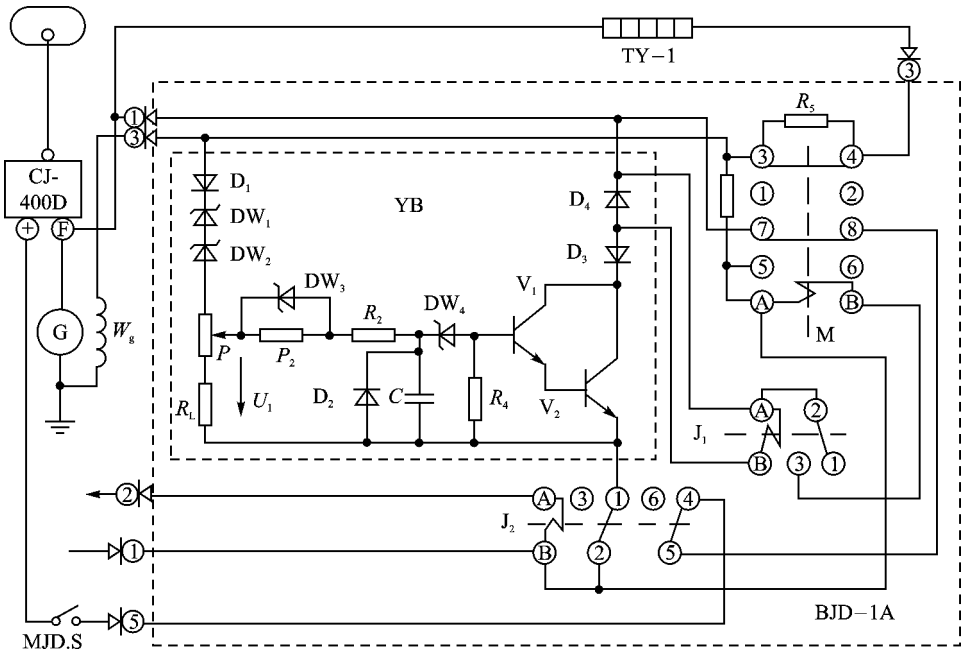


图 3.5.3　BJD－1A 过压保护器电路

3.5.3　飞机直流发电机的短路保护

飞机直流电网可能由于导线绝缘损坏、接线联接不当、战斗损伤等原因会引起短路，短路有两种情况：

① 金属熔接性短路，有短路电阻小、电流大、短路时间长等特点；

② 间歇性短路，短路点由金属飞溅或由振动引起金属导体断续相碰而造成。

短路使电源不能正常供电，甚至导致火灾。目前低压直流电源的短路保护主要由反流保护器和熔断器来实现。所用熔断器常为难熔熔断器，当其通过发电机额定工作电流时，可长期工作；通过电流超过额定电流较大时才会熔断，且电流越大，熔断越快。

3.6　起动发电系统

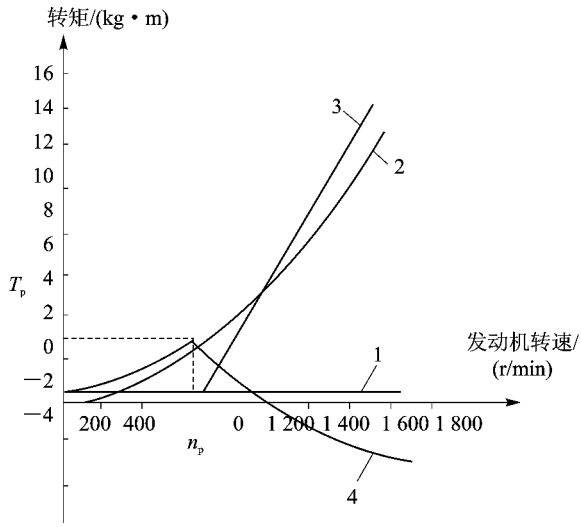
3.6.1　航空发动机的起动特性及其起动要求

航空发动机有活塞式和燃气涡轮式两类，都不能自行起动工作，必须靠外力使它们达到一定转速后才能自行工作。将发动机从转速为零带到能自行工作的转速的过程叫做发动机起

动。起动过程中既要有驱动发动机旋转的设备——起动机，还要有使发动机内油气混合气点燃的设备——点火电器，总称为起动点火设备。

活塞式航空发动机达到 50～60 r/min，喷油点火后就能自行工作。这个转速不高，但因活塞在气缸内运动时摩擦很大，压缩气缸内的空气也要相当大的力才能运动，所以需要很大的外力矩才能转动这种发动机。

燃气涡轮发动机常称喷气发动机，由压气机、燃烧室、涡轮与尾喷管等组成。它没有滑动摩擦，故静阻力矩不大，但这种发动机能自行工作的转速较高。通常发动机转速要达到最高工作转速的 13%左右，由它传动的油泵转速才达到足以使喷入燃烧室的燃油雾化，发动机才能点火，使油气混合气燃烧。在点火之前，涡轮和压气机都是起动机的负载，其阻转矩是转速的高次方幂函数。点火后，涡轮由吸收功率转为输出功率，且它的输出功率随转速的升高而加大，可反过来带动压气机旋转。为了防止发动机过热，发动机转子必须尽快加速，以便压气机进入更多的冷空气来冷却发动机。因此起动机需继续带动发动机旋转，转速大约达发动机最高工作转速的 35%时发动机才能自行工作，此转速称为自持转速。仅在此之后，起动机才可停止工作。喷气发动机的最高工作转速达 10 000～20 000r/min，自持转速约为3 500～7 000 r/min，比活塞发动机高得多。图 3.6.1 是航空喷气发动机的起动特性曲线。由曲线可见，起动时静摩擦力矩不大，在点火时静阻转矩最大，起动机的转矩必须大于静阻转矩。



1—发动机静摩擦力矩；2—压气机阻力矩；3—涡轮转矩；4—发动机总转矩

图 3.6.1　航空喷气发动机的起动特性

必须保证在不同环境温度和气象条件下都能起动发动机。万一第一次不能起动，应可进行多次起动。起动过程时间要短。对于军用飞机，缩短起动时间可提高飞机的战术技术性能；对于民用飞机，可提高飞机的经济性能。

起动设备的体积、质量要小。起动设备包括起动用能源，如蓄电池、压缩空气或火药柱等。这类能源的能量是有限的，起动过程中消耗能量少，则能源的体积质量可小，反之，在同样体积质量下可增加起动次数。但是，起动设备的功率、起动时间和每次起动消耗的能量之间存在一定关系。起动机功率大，起动时间必然短，起动中消耗的能量则较少。可是加大起动机功率，其体积与质量也必然增大。有的飞机希望不借助地面设备的支持，能自行起动发动机，实现起飞，飞机的这种能力称为自起动能力。

在需要地面设备支持时，地面设备应标准化、通用化。

在多发动机飞机上，一台发动机工作后，借助于它来起动未工作发动机，飞机的这种能力称为交叉起动能力。交叉起动可以减小飞机对地面设备的要求，是实现多发动机飞机自行起动的重要条件。

3.6.2 航空发动机的电起动过程

涡轮起动机（冷气或燃气涡轮）、液压马达起动机和电力起动机是航空发动机常用的三种起动设备。

活塞式航空发动机的电力起动机有三种：惯性起动机、复合作用起动机和直接作用起动机。惯性起动机由电动机、飞轮、减速器、摩擦离合器和起动爪等装置构成。首先，电动机带动飞轮旋转，转速达 10 000 r/min 后，电机断电，此阶段电能转为储存于飞轮的机械能。然后，起动爪外伸，与发动机轴上的爪相啮合，传动发动机旋转。只要飞轮储能足够大，即可使发动机转速达到 50～60 r/min。摩擦离合器的滑动转矩需调整到一定数值，以免两起动爪啮合时冲击过大而损坏起动机或发动机。复合作用起动机与惯性起动机的不同之处是起动爪啮合前后起动机不断电，故起动能力比惯性起动机大。直接作用起动机没有飞轮，起动电动机直接或经减速后传动发动机，故结构简单，但电机功率大。电力起动机的工作时间很短，直接作用时间仅数秒，复合作用和惯性起动机有飞轮储能过程，约几十秒钟。起动结束后，起动爪收缩，使起动机与发动机脱开，防止发动机反过来传动电动机。

喷气发动机的电力起动机为直接作用式。起动机的减速器、摩擦离合器和单向离合器都装在发动机附件机匣内。起动发动机时，电动机经减速后传动航空发动机。起动结束后，电动机断电，电机转速低于发动机转速，单向离合器自动脱开，防止发动机反过来传动起动机。

对于用电量大的喷气飞机，发电机容量较大，约与电力起动机相当，利用电机可逆原理，可构成起动发电机。发动机未工作时，该电机作电动机用，起动航空发动机，起动完毕后，发动机反过来传动该电机发电。

3.6.3 典型的喷气发动机起动发电系统

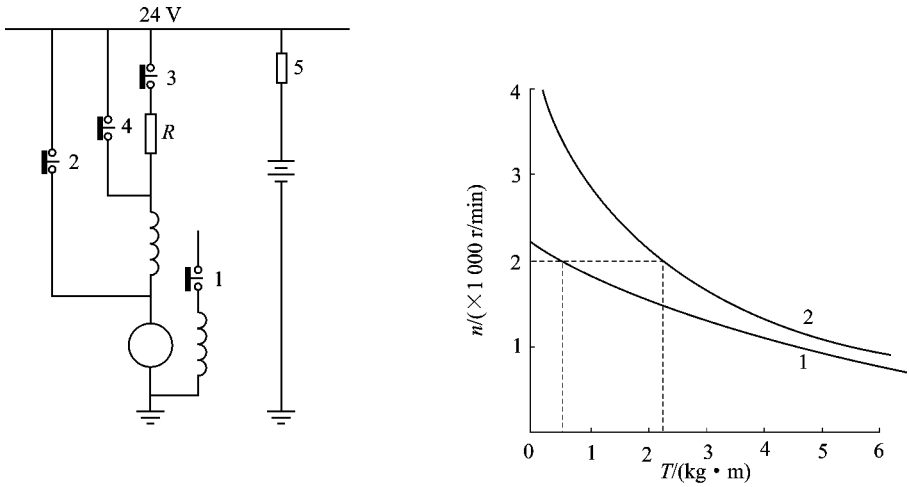
为了减轻飞行员的负担，发动机的起动过程应自动化。同时应保证在起动的宽转速变化范围内有大的起动力矩和小的消耗电流，以加快起动过程和减小能量消耗。

喷气发动机的起动控制方式有三种：以发动机转速为函数的控制、以电动机电流为函数的控制和以时间为函数的控制。前两种控制方式不能限定起动时间，易导致发动机过热。以时间为函数的控制也不够完善，若预定的起动时间过短，可能出现起动循环已结束，但发动机尚未达到自持转速的情况。通常使预定时间长一些，以保证在最恶劣条件下也能起动发动机。可是，在一般情况下，这个时间太长，很不经济。目前用得较多的是以时间为基础再加转速控制的方式，发动机达到自持转速后，起动过程即中止。

下面介绍复励-串励起动系统

图 3.6.2(a)是某喷气歼击机用起动发电系统主电路，起动工作时由飞机上蓄电池供电或由地面电源车供电。

该系统用以时间为函数的控制方式，揿下起动按钮，经 1.3 s，接触器 3 的触头闭合，电源经电阻 R 向电机供电，由于电阻 R 作用，电流和转矩受到限制，从而限制了电机加速度，通常此时的加速度在 0.3 m/s^2 内，使起动机与发动机啮合比较平稳。到 3.8 s，起动机与发动机间可能有的游隙已经消除，起动定时机构(图中未画)使接触器 4 接通，起动电阻 R 短接，电机电枢电流和转矩迅速加大，发动机加速。这时，电动机为复励(电动机机械特性见图 3.6.2(b)曲线 1)，以便有大的起动转矩，随着电机转速升高，反电动势加大，电枢电流与转矩减小。转速升高到一定值后，电机转矩会与发动机阻转矩相等，发动机将在一个较低的转速下运行而不再升速，则还不能成功起动发动机。为此，定时机构在 8.5 s 时使励磁继电器 1 的触头断开，电机由复励转为串励(电动机机械特性见图 3.6.2(b)曲线 2)。由于串励直流电动机的理想空载转速为无穷大，故可一直伴随发动机进入自持转速。



(a) 起动电路主电路　　(b) 复励和串励特性

图 3.6.2　喷气歼击机的发动机起动电路

起动发电机在电动起动状态时的最大电磁功率 P_{max} 及其相应的电枢电流 I_{max} 是保证飞机发动机起动成功的重要技术参数。起动工作时电机的电磁功率为

$$P = (E - U_{br})I - I^2R \tag{3.6.1}$$

其中

$$R = R_a + R_{bi} + R_0 = \xi R_a$$

$$\xi = 1 + \frac{R_{b0}}{R_a} + \frac{R_0}{R_a}$$

式中：E—起动电源电动势；

U_{br}—起动机电刷压降；

I—起动机电流；

R_a—起动机电枢电阻；

R_{bi}—起动电源内阻；

R_0—起动电源与起动机电机间馈线电阻。

由$\frac{dP}{dI}=0$，求得最大电机电磁功率时的电枢电流 I_{max}

$$I_{max}=\frac{E-U_{br}}{2\xi R_a} \tag{3.6.2}$$

最大电磁功率 P_{max} 为

$$P_{max}=\frac{E^2}{4\xi R_a}\left(1-\frac{U_{br}}{E}\right)^2 \tag{3.6.3}$$

若电机效率为 η，则电机最大输出功率 $P_{s\,max}$ 与最大电磁功率间关系为

$$P_{s\,max}=\eta P_{max} \tag{3.6.4}$$

由此可见，电枢电阻 R_a、电源内阻 R_{bi}、接线电阻 R_0 和电刷压降 U_{br}，均使起动功率减小；而提高电源电动势 E、提高电机效率，则有利于增加起动工作最大功率。如果用飞机上的蓄电池起动，该电池必须充足电。

为保证起动系统可靠工作，需要有以下措施：第一，处于发电状态的电机不能进入电动状态；第二，多发动机飞机各发动机应依次起动，不能两台或多台发动机同时起动；第三，在起动过程中发生短路等故障时，应使系统断电，故障排除后，定时机构应恢复到初始状态后，然后才能再起动。

直流起动发电系统的发展推动了直流电源的发展，但仍有以下缺点：

① 直流电机有电刷与换向器，高空工作困难；

② 电压低，电源与起动机间的馈电线粗，质量大；

③ 起动系统受环境影响大，低温时起动成功率降低。

3.7 飞机直流供电系统的二次电源

在供电系统为低压直流电源的飞机上，根据用电设备的需要，其二次电源有 400 Hz(或其他频率)、115 V 单相交流电，或为 115/200 V 三相交流电，或为 36 V 三相交流电以及不是 28 V 电压量值的直流电。早期的飞机直流供电系统的二次电源主要采用旋转式变流机，其工作原理是由 28 V 直流电压驱动变流机内电动机旋转，以带动变流机内的发电机工作，但这种变换方式效率太低，已逐渐被淘汰。随着电力电子技术的发展，静止变流器因其效率高、噪声小而被广泛应用，作为现代飞机的二次电源。

对静止变流器的基本技术要求有两个方面：一是使用要求；二是电能质量要求。使用要求的具体内涵是体积小、质量轻、使用维护方便、工作可靠、价格便宜。电能质量的具体要求有：输出频率稳定，输出电压稳定，负载突变时电压恢复快，输出波形为良好的正弦波，失真度小，效率高，对设备电磁干扰小等。

静止变流器在低压大电流条件下工作，其功率器件损耗大，为此，减少损耗，提高效率显得十分重要。

飞机静止变流器目前多采用集中供电方式，即一台二次电源向所有使用该种电能的用电设备供电。为了提高供电可靠性，常采用主备用方式工作，即正常时使用主变流器，主变流器故障时，将其断开，接入备用变流器。

常用飞机静止交流器的电路构成原理有三种：

① 推挽式逆变器。

开关频率为 400 Hz 的推挽式逆变器将 28 V 直流电转变为方波宽小于 180°的交流电，经输出变压器将电压升高到所需值。输出电压值靠调节方波的宽度来实现。为了得到正弦输出，需要滤波器，其体积质量较大。

② 升压直流变换器和阶梯波合成逆变器组合。

该种变流器先将 28 V 直流电进行斩波升压，再采用阶梯波逆变技术获得交流电。阶梯波合成逆变器输出电压中低次谐波含量很小，可减小滤波器的体积和质量，但本身没有输出电压调节功能。输出电压调节通过前级升压式直流斩波变换器实现。这种构成方案的体积质量仍较大。

③ 单端反激式直流变换器和正弦脉宽调制型逆变器组合。

该种变流器采用单端反激斩波变换先将 28 V 直流变换成正弦脉宽调制逆变所需的输入电压，再由正弦脉宽调制逆变器变换成所需的交流电。此二次电源，其单端反激式直流斩波变换在高频下工作，体积可做得较小；同时，正弦脉宽调制逆变可调节输出电压的幅值和频率，输出滤波器较小，又不要输出变压器，体积质量小。两者组合能得到较高的电气性能，但价格较贵。

3.8 高压直流供电系统

3.8.1 高压直流电源发电机

高压直流供电系统中的电源主要由无刷直流发电机和发电机控制器组成。无刷直流发电机实际上是无刷交流发电机和整流滤波电路的组合，有两种组合方式。一是无刷交流发电机与不可控的整流滤波电路组合，如 F－22 就采用这种方案；二是无刷交流发电机与可控整流滤波电路组合，是新发展的一种方案。后者的优点是同时具有起动和发电双重功能，且在发电时

还可吸收系统回馈的能量。随航空技术的发展,经过论证,确定 270 V 高压直流系统为飞机供电系统的可选优化方案之一后,近 30 年来,国内外一直在寻求适合高压直流电源需要的无刷直流发电机,永磁无刷直流发电机是被采用的一种方案,而开关磁阻电机由于其突出的优点,正被重视并投入研究。

开关磁阻电机结构简单,性能优越,可靠性高,具有以下特点:

① 转子极其简单,既无永磁磁钢又无绕组,电机制造成本低;

② 在很宽的调速范围内均具有高效率;

③ 有高的故障容错能力;

④ 具有很强的高温环境适应能力。

上述优点为开关磁阻电机在航空领域应用创造了良好的条件。尽管开关磁阻电机在航空领域中的应用目前还处于样机阶段,但已显露出了良好的性能,随着进一步的改进、完善,在航空领域中的应用必将成为现实。国外开关磁阻起动发电机试验样机的转速已达到 50 000 r/min,使飞机高压直流电源的体积质量显著减小。这种电机作发电运行的不足之处是必须要配备电力电子变换器。

3.8.2 高压直流供电系统的构成

高压直流电源的额定电压为 270 V,飞机高压直流电气系统是由 270 V 直流供电系统和无刷直流电动机等用电设备构成。其中供电系统由 270 V 直流电源系统和固态配电系统组成。其电源系统又由主电源、辅助电源、二次电源和应急电源等组成。普通有触点的开关电器均因高空断弧困难而不能应用,在飞机高压直流供电系统中只能用没有触点的固态功率控制器或混合式功率控制器。同样,系统中也不能用有换向器的直流发电机和电动机,所以需要发展无机械换向器的无刷直流发电机和无刷直流电动机。

高压直流电源的特点是:

① 无刷直流发电机结构简单,工作可靠,并联方便;

② 主电源和二次电源内部损耗小,效率高;

③ 通过反流保护二极管实现并联,主电源故障不会导致供电中断;

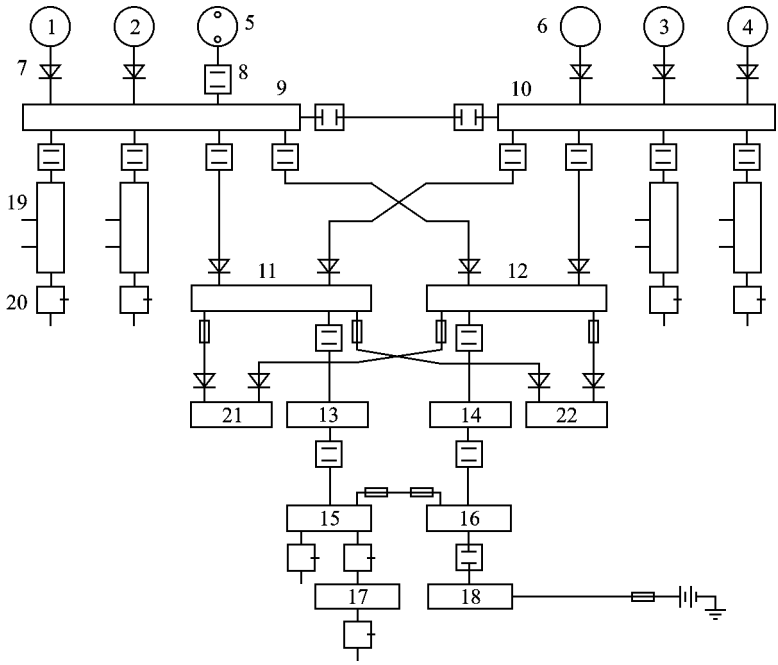
④ 电网质量轻;

⑤ 270 V 高压直流电对人体的危害比 115/200 V 交流电小;

⑥ 能实现无刷起动发电。

图 3.8.1 是某中大型飞机高压直流电源系统的构成方案。主电源是四台永磁式无刷直流发电机,采用两两并联的分裂并联方式,故有左右两条 270 V 高压电源汇流条。发电机经反流阻断二极管接到电源汇流条,由于二极管处于电源汇流条附近,所以发电机或发电机到电源汇流条馈电线的短路不会使汇流条电压扰动。通常电源汇流条间的混合式接触器不接通,左右两电源汇流条不相联,形成左右两个独立的配电系统。仅由机场外部电源或机上辅助发电机

供电时，两电源汇流条间混合式接触器才接通。飞行中，仅当一侧的两台主发电机均不工作时，才接通混合式接触器，由正常工作电源向另一侧用电设备供电。



1，2，3，4—270 V 高压无刷直流发电机；5—机场电源；6—辅助发电机；7—反流阻断二极管；8—混合式接触器；9，10—270 V 直流汇流条；11，12—270 V 重要汇流条；13，14—270 V/28 V 变换器；15，16—28 V 直流汇流条；17—400 Hz 静止变流器；18—蓄电池汇流条；19—用电设备汇流条；20—固态功率控制器；21，22—机载计算机

图 3.8.1　270 V 高压直流供电方案

机上两条 270 V 重要用电设备汇流条分别经反流阻断二极管和混合式接触器接到左右两条 270 V 电源汇流条上。除非四台发电机都损坏，否则这两条汇流条不会失去电压。辅助动力装置既可在地面使用，也可飞行时使用。270/28 V 直流变换器分别由左右 270 V 重要用电设备汇流条供电，它们的输出接到 28 V 直流汇流条。270/28 V 直流变换器具有双向特性，一旦主电源故障，它可将蓄电池的直流电升压为 270 V 直流电，向 270 V 重要直流汇流条供电，所以 270 V 重要直流汇流条由三个方向供电。这种供电系统，在正常情况下，有 6 组电源可供选用，4 台主发电机，1 台辅助发电机，还有应急蓄电池。只要发电机容量选择合理，任 1 台或 2 台主电源发电机故障，仍可向所有用电设备供电，3 台主发电机故障，还可向重要任务负载供电，完成飞行任务，此时可启用也可不启用辅助发电机。由此可见，这种供电布局具有容错和不中断供电的功能，有高的可靠性和生命力。

3.8.3 高压直流供电系统的二次电源

高压直流电源系统的二次电源主要有两类：一类是直流变换器，实现 270 V 直流和 28 V 直流的双向或单向变换；另一类是直交变换器，将 270 V 直流电转变为 400 Hz、115 V 单相或三相交流电。

为了使供电系统具有高的可靠性，同时为了减轻配电网的质量，提高供电电能质量，高压直流供电系统一般都采用分布式布局方案。其二次电源设在电气负载管理中心附近，也可将它们在结构上做在一起，成为组合式电源和配电装置。在这种情况下，对二次电源的要求将更高，即要求模块化结构、高功率密度、高效率、具有并联和热插拔功能、能实现冗余与容错供电等。

复习思考题

3.1 试述飞机低压直流电源系统中直流发电机的机械结构特点与减小其体积质量的措施。

3.2 试述电源系统中电压调节点定义；并从调节系统角度分析振动式调压器和炭片式调压器的组成环节及其功能。

3.3 试分析飞机直流有刷发电机高空高速性能差的原因。

3.4 试述永磁式和电磁式直流无刷发电机工作原理、结构特点和电枢设置为双 Y 绕组的意义。

3.5 飞机直流发电机与电压调节器联合工作，试分析发电机转速与负载在极端情况之间变化时，发电机励磁电流的最大变化范围。

3.6 试述飞行高度与速度对航空发电机冷却的影响，以及当飞行速度与高度超出发电机冷却极限时的必要措施。

3.7 试述飞机直流发电机设置附加极和补偿绕组的作用、意义及其设计原则。

3.8 试分析晶体管脉宽调制电压调节器功率损耗和励磁电流脉动率的定量值。

3.9 试述直流电源的并联条件及其负载分配的定量计算方法。

3.10 试述直流并联系统电源间负载自动均衡措施及其均衡效果的影响因素与定量表达。

3.11 试分析直流发电机与蓄电池并联运行时的各种工作状态及其蓄电池不充足电(一般要求大于其额定容量的 75%)不能装机使用的原因。

3.12 试述直流电源系统中反流保护的定义、设置意义及典型极化继电器式反流保护器工作原理。

3.13 试述直流电源系统过压和短路保护的意义及其实施方案。

3.14 试述航空发动机的起动特性和电力起动实施方案与起动过程，并阐明电机采用复励后又转为串励的原因。

3.15 试述飞机供电系统设置二次电源的必要性和直流供电系统中二次电源的类型。

3.16 试述飞机高压直流电源系统的定义、组成、特点和发电机选择方案。

第 4 章　飞机交流电源系统

4.1　概　述

飞机交流电源系统有恒频和变频两种类型。恒频交流电源系统又有恒速恒频和变速恒频两种型式。飞机交流电源调节点额定电压为 115/200 V，恒频交流的额定频率为 400 Hz，变频交流的工作频率范围一般在 400 Hz 上下变化，它们均被要求输出三相四线制交流电。

变频交流电由航空发动机直接传动的无刷交流发电机产生，与恒频交流电源系统相比，变频交流发电系统简单，体积质量小，电能转换效率高。由于民用飞机，特别是旅客机的用电设备中加热防冰负载的用电量约占飞机总用电量的 50％左右，电动机用电量占 25％～35％，照明设备占 5％左右，而加热和防冰及照明设备一般对电能频率没有严格要求，可以使用变频交流电。另一方面，因为涡轮螺旋桨（简称涡桨）发动机飞机适于频繁起落，耗油少且费用便宜，一些中短程支线客机常采用涡桨发动机。而涡桨发动机的一个重要特点是工作时转速变化范围小，因而即使发电机由该发动机直接传动，它的工作频率一般也在 400 Hz 左右。因此，不少飞机采用变频交流与低压直流组合的混合电源系统，如国产的运 7－200A、30～40 座的 DHC8、46 座的 ATR－42；而 64 座的 ATP 则采用全变频交流电。变频交流电供电的电动机转速和频率成正比，是其缺点之一。变频交流电源的第二个缺点是发电机不能并联，因而也不能实现电源间的不中断转换。

现代飞机多采用恒速恒频交流电源，少量飞机采用了变速恒频交流电源。

恒速恒频电源系统的主电源由恒速传动装置（简称 CSD）、交流发电机和控制器等组成。恒速传动装置将转速变化的飞机发动机输出变换为恒定转速的输出，传动交流发电机。恒速传动装置的输出转速一般有 6 000 r/min，8 000 r/min 和 12 000 r/min，少数输出转速达 24 000 r/min，相应交流发电机的极对数为 4，3，2 和 1。恒速传动装置按能量转换方式可分为液压式、气压式、电磁式、机械式、机械液压式和空气涡轮等类型。现代飞机上应用的恒速传动装置，主要有电磁式、齿轮差动的机械液压式和空气涡轮。最简单的电磁式恒装就是电磁滑差离合器。在负载改变和发动机转速变化时，通过改变电磁恒装的励磁电流就可以保持其输出转速不变。由于电磁恒装的输出和输入转矩相同，其输入功率和输出功率之比等于输入转速和输出转速之比。如果发动机工作转速范围为 1∶2，则在发动机最高转速时，恒装消耗的功率等于传到发电机的功率，效率仅为 50％。因此，简单的电磁恒装只用于发动机转速变化范围不大，发电机容量较小（30 kVA 以下）的场合。在民航飞机上广泛使用辅助动力装置产

生辅助电源，辅助动力装置的空气涡轮转速可以控制，因此，由其传动的辅助动力装置发电机的转速一般恒定不变。现代飞机使用最广泛的恒速传动装置为齿轮差动液压式恒装。20 世纪 70 年代后生产的恒速恒频电源将恒速传动装置和无刷交流发电机组装在一个壳体内，共用油路系统，构成组合传动发电机(简称 IDG)。恒速恒频电源系统的控制器实现发电机的电压调节、系统自检测和保护控制等功能。恒速恒频电源系统的主要缺点是恒速传动装置结构复杂，能量转换效率较低。随着新技术的不断采用和使用经验的丰富，恒速恒频交流电源系统得到了不断地完善和发展，它是目前应用最普遍的飞机电源。

变速恒频电源系统由交流发电机、电子式功率变换器和控制器构成，避免了使用复杂和低效率的恒速传动装置。变频无刷交流发电机由发动机直接驱动，其输出频率变化范围与发动机的转速变化范围一致。电子变换器将发电机发出的变频交流电变换为恒频的三相四线制交流电。随着功率电子技术的发展，变速恒频电源将有较好的发展前景。

4.2 飞机恒速恒频交流电源系统

4.2.1 齿轮差动式液压恒速传动装置

齿轮差动式液压恒速传动装置是目前应用最广泛的恒装。它由差动游星齿轮、变量泵、定量马达、调速系统和供油系统等部件与环节组成，见图 4.2.1。图 4.2.1 中 1 为航空发动机附件机匣的传动齿轮，2 是恒装内的差动游星齿轮，3 为变量泵，4 为定量马达，5 为伺服油缸，6 为调速器，7 为发电机，在调速器作用下，液压系统产生补偿转速 n_3，将发动机变化的转速 n_1 转变成恒定转速 n_9 驱动无刷交流发电机。

1. 差动游星齿轮系的工作原理

恒速传动装置的差动游星齿轮系由游星架 2、游星轮 Z_5 和 Z_6、补偿齿轮 Z_4 和输出齿轮 Z_7 组成，图 4.2.2 是差动齿轮系的传动示意图。

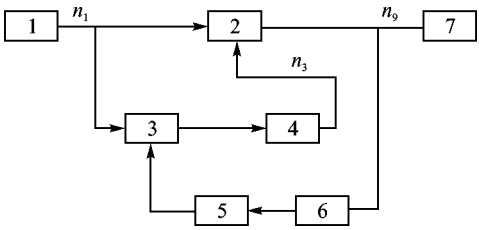


图 4.2.1 齿轮差动恒速传动装置构成方块图

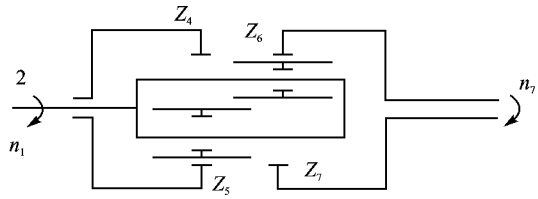


图 4.2.2 差动游星轮系传动示意图

若补偿齿轮 Z_4 不动，游星架 2 顺时针方向转动，则 Z_5 逆时针方向旋转，Z_6 顺时针方向旋转，使输出齿轮也顺时针旋转。若游星架 2 不动，补偿齿轮 Z_4 逆时针方向转动，则 Z_5 也逆时针

方向旋转，Z_6顺时针方向转，Z_7也顺时针方向转。如游星架 2 顺时针转，补偿齿轮 Z_4逆时针方向转，则 Z_7必顺时针方向转，且转速比仅有游星架 2 或 Z_4转动时高。补偿齿轮不动，游星架转一圈，输出齿轮 Z_7转两圈。游星架不动，补偿齿轮转一圈，输出齿轮也转一圈。如输出齿轮的转速用 n_7表示，游星架 2 和补偿齿轮 Z_4的转速分别用 n_2和 n_4表示，则有

$$n_7 = 2n_2 - n_4 \tag{4.2.1}$$

为使输出齿轮的转速 n_7等于额定转速 n_N，则游星架转速等于额定转速的一半时，即 $n_2 = \frac{1}{2}n_N$，补偿齿轮不转动，即 $n_4 = 0$，输出转速即为额定转速 $n_7 = 2n_2 = n_N$，这就是零差动状态。若游星架转速降低了，$n_2 < n_N/2$，则必须使补偿齿轮逆时针方向转动，才能使输出转速升到额定转速，这是正差动状态。游星架转速高于零差动状态转速，必须使补偿齿轮顺时针方向转动，才能使输出转速回落到额定转速，此为负差动状态。

若将游星架与发动机附件传动机匣输出轴相接，输出齿轮与发电机相接，补偿齿轮由液压马达传动，构成组合传动发电机 IDG 中 CSD 的一种方案。如发电机额定转速为 12 000 r/min，零差动时发动机附件机匣输出转速为 6 000 r/min。发动机转速低于 6 000 r/min 齿轮系为正差动工作，高于 6 000 r/min 为负差动工作。

在恒装输出转速不变时，若发电机输出功率也不变，则其输入功率和输入转矩也不变，即发电机对恒装输出齿轮的反作用转矩也是不变的。

通过补偿齿轮传递的功率等于作用在补偿齿轮上的转矩与其转速的乘积。因此，零差动状态时，补偿齿轮不转动，它不传递功率，该状态下发电机所需功率由发动机经差动游星齿轮直接传递。在正差动和负差动工作状态，补偿齿轮旋转，传递的功率与其转速成正比。例如，对于零差动转速为 6 000 r/min 的恒速传动装置，发动机转速为 4 000 r/min 时，由式(4.2.1)，补偿齿轮转速应为 4 000 r/min，由补偿齿轮传递的功率为发电机输入功率的 1/3，其余 2/3 的功率由齿轮系直接传递。由图 4.2.3 可见，补偿齿轮是由液压马达传动的，故它的功率来源于液压马达。由此可见，在齿轮差动式液压恒装中，发电机的所需功率主要由齿轮系传递，由液压马达传递的仅是一小部分，故液压泵和液压马达的体积质量较小，恒装的工作可靠性和效率却较高。

由式(4.2.1)可见，恒装输入转速从 4 000 r/min 至 8 000 r/min 范围内变化时，为使发电机转速为 12 000 r/min，补偿齿轮的转速应在－4 000 r/min 至＋4 000 r/min 范围内变化。通常涡轮喷气发动机的工作转速范围为 2，即其最高工作转速与最低工作转速之比为 2。上例计算符合航空发动机实际情况。

若发动机附件机匣输出转速仍为 4 000～8 000 r/min，但发电机的转速不是 12 000 r/min，而是 6 000 r/min 、8 000 r/min 或 24 000 r/min，则直接采用图 4.2.2 的轮系方案就不合理了。如发电机额定转速为 6 000 r/min，则发动机输出转速为 4 000 r/min 时，补偿齿轮转速应为－2 000 r/min；而发动机输出转速为 8 000 r/min 时，补偿齿轮转速应为 10 000 r/min ，即

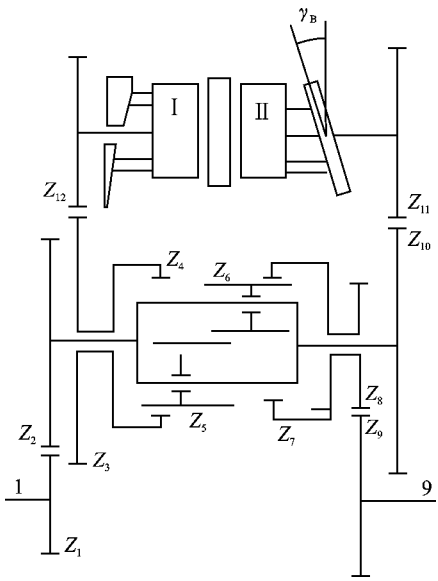


图 4.2.3　恒速传动系统原理图

负差动状态时补偿齿轮传递的功率比例显著提高，从而使泵马达的功率和体积质量显著提高，齿轮差动液压恒装的优点就体现不了。为此，采用图 4.2.3 的齿轮系方案，在齿轮系中加入输入齿轮 Z_1 与 Z_2 和输出齿轮 Z_8 与 Z_9，它们之间的传动比根据发电机所要求的转速确定。这样可做到发动机转速从 4 000 至 8 000 r/min 内变化时，输出齿轮 Z_9 的转速为 6 000，8 000 或 24 000 r/min，泵和马达的功率仍在发电机额定功率的 1/3 上下，且恒装输入轴与输出轴仍可在同一轴线上。仅当发动机附件机匣的输出工作转速范围大于 2 时，泵马达的补偿功率才要加大。

图 4.2.3 中还示出了液压泵由游星架通过齿轮 Z_{10} 同 Z_{11} 驱动，液压马达通过齿轮 Z_{12} 同 Z_3 传动补偿齿轮。

2. 液压马达与液压泵

齿轮差动液压恒装常用轴向柱塞式液压马达与液压泵。液压马达与液压泵和电机一样是可逆的，又因泵打出的油仅供给马达用，故两者功率相同(忽略本身功率损耗时)。通常将泵和马达组合在一个壳体内，如图 4.2.4(a)所示，这是泵马达的剖面图，左(马达)右(泵)结构基本上对称。不同的是马达的斜盘 13 是固定的，泵的斜盘 3 是可动的，由调速系统的伺服作动筒驱动，倾角可变。

液压泵的圆柱形缸体 10 的轴向一侧有 9 个分布均匀的柱塞孔，9 个柱塞在孔内。缸体与轴相连，由轴承 11 支承。齿轮 2 转动带动转轴旋转，并使缸体转动。柱塞 8 的球头套在端部滑块 6 内，弹簧 9 使滑块 6 的端面紧靠在可动斜盘 3 的跑道上。如果可动斜盘 3 与垂直面间的夹角不为零，则缸体转动时，柱塞将产生左右往复运动，并吸油和打油。分油盘 12 不转动，上面有弧形腔，参看图中 A－A 剖面。从分油盘向泵体方向看，泵反时针方向旋转，右为高压油腔，左为低压油腔，分油盘与缸体紧贴，其油腔与缸体上柱塞孔相通。

液压马达的缸体从左侧与分油盘贴紧，故泵的高压油路通过分油盘与马达的高压油路相连，两低压油路也通过分油盘相连。分油盘的低压腔和恒装的供油油路相连，以不断补充泵马达工作时的泄漏。液压泵的斜盘可动而马达的则不可动，故称泵为变量泵，因为斜盘倾角不同时塞柱的行程不同，泵打油量就改变，而马达则称为定量马达。

变量泵的缸体逆时针方向旋转时，缸内某活塞自最上面位置沿左半圆弧往下运动。随着活塞的运动，活塞与缸体的容积增大，将低压油吸入缸体，活塞运动到最低位置时吸入的油量

达最大值。缸体继续转动时，活塞就将吸入的油加压压出，即将高压油向马达输送。缸体转一转，柱塞轴向往复运动一次，吸油和打油各一次，故缸体每转一个柱塞的理论打油量 q 为

$$q = \frac{\pi}{4} d^2 D \operatorname{tg} \gamma_B, \qquad \mathrm{cm^3/r} \tag{4.2.2}$$

式中：d 为柱塞直径(cm)；

D 为柱塞在缸体上分布圆直径 (cm)；

γ_B 为泵可动斜盘与垂直面间倾斜角(°)。

若液压泵转速为 n，柱塞数为 Z，则泵每分钟打油量 Q 为

$$Q = Cn \operatorname{tg} \gamma_B, \qquad \mathrm{L/min} \tag{4.2.3}$$

式中：

$$C = \frac{1}{1\,000} \frac{\pi}{4} d^2 DZ$$

上式表明泵打油量 Q 仅由转速 n 和倾角 γ_B 决定。因泵的转速由发动机转速决定，只能改变 γ_B 角来控制打油量。

液压马达将输入的液压能转变为机械功率。马达高压腔的柱塞受来自泵的高压油的作用，产生轴向运动，其轴向运动受马达固定斜盘的限制，从而产生一个使缸体旋转的分力，缸体转动使马达输出轴转动，从而带动恒装的补偿齿轮旋转。图 4.2.4(b)是马达中一个柱塞的受力图，F 为液体对柱塞的压力，F_N 是斜盘对柱塞的反作用力，因斜盘跑道与滑块间摩擦力很小，故 F_N 与斜盘表面垂直，F_M 是 F 和 F_N 的合力，设斜盘倾角为 γ_M，三力的关系如图中右侧所示。因为分油盘一侧为高压油区，另一侧为低压油区，两侧压力 F 不同，故 F_M 也不同，故一个柱塞旋转一周的平均力矩不为零，其值 m 为

$$m = \frac{d_M^2 D_M}{8} (P_H - P_L) \operatorname{tg} \gamma_M, \qquad \mathrm{kg \cdot cm} \tag{4.2.4}$$

式中：d_M 为马达柱塞直径(cm)；

D_M 为马达柱塞分布圆直径 (cm)；

P_H 为高压腔油压($\mathrm{kg/cm^2}$)；

P_L 为低压腔油压($\mathrm{kg/cm^2}$)；

γ_M 为马达斜盘倾角(°)。

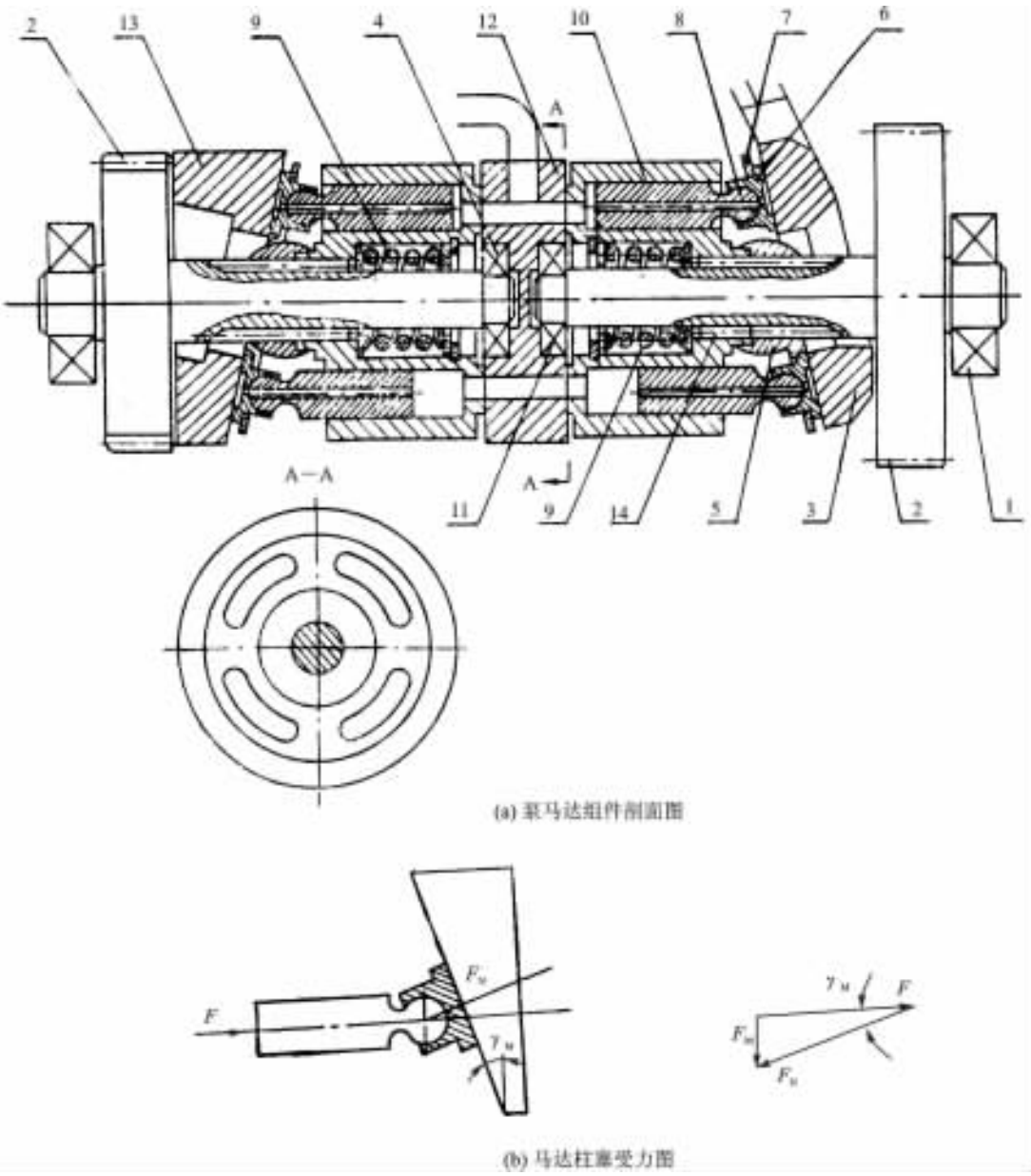
有 Z_M 个活塞的马达平均转矩 M

$$M = \frac{C_M}{2\pi} \operatorname{tg} \gamma_M P, \qquad \mathrm{kg \cdot cm} \tag{4.2.5}$$

$$C_M = \frac{\pi}{4} d_M^2 D_M Z_M, \qquad \mathrm{cm^3}$$

$$P = P_H - P_L, \qquad \mathrm{kg/cm^2}$$

结构一定时，马达转矩 M 与油压差 P 成正比。马达的负载力矩大，马达的转矩也相应增大，压力差也随之增大。通常低压腔的油压 P_L 不变，故高压腔的油压 P_H 加大。因马达的高压油



1—**轴承**；2—**齿轮**；3—**可动斜盘**；4—**轴承**；5—**球形轴承**；6—**端部滑块**；7—**销片**；8—**柱塞**；9—**中心弹簧**；10—**缸体**；11—**轴承**；12—**分油盘**；13—**固定斜盘**；14—**销子**

图 4.2.4　液压泵和液压马达

来自液压泵，故泵高压腔的油压必须增大。

因液压马达的结构与液压泵相同，所以液压马达的转速 n_M 与输入高压油流量间关系和液压泵的打油量与转速间的关系式(4.2.3)相同。

$$n_M = \frac{Q_M}{C_M \mathrm{tg}\ \gamma_M}, \qquad \mathrm{r/min} \tag{4.2.6}$$

$$C_M = \frac{1}{1\,000}\frac{\pi}{4} d_M^2 D_M Z_M, \qquad \mathrm{cm^3}$$

液压泵是靠缸体内部容积变化来实现吸油和打油，泵相对运动时都会有漏油。油泄漏量与泵的制造工艺以及工作中磨损程度和油质有关，也与高压油与低压油压力差成正比。同样，马达工作时，油也有泄漏。不计漏油时，马达的输入油量 Q_M 和泵打出的油量 Q 相等，即

$$Q_M = Q$$

计及漏油后，则有

$$Q - Q_M = KP \tag{4.2.7}$$

式中 K 为泵马达的泄漏系数。综合(4.2.3)至(4.2.7)式有

$$n_M = \frac{C}{C_M \mathrm{tg}\ \gamma_m} \mathrm{tg}\ \gamma_B n - \frac{2\pi K}{(C_M \mathrm{tg}\ \gamma_M)^2} M_C \tag{4.2.8}$$

若马达负载转矩很小，则高低油压差不大，泄漏很小，可忽略，则不论泵转速 n 多高，只要泵斜盘倾角 $\gamma_B = 0$，马达转速 $n_M = 0$。如 γ_B 为正，则马达正转；γ_B 为负，则马达反转。发电机空载工作时，马达负载转矩小。

发电机负载加大，马达转矩 M_C 亦增大，油压差 Δp 加大，泄漏也增大。为了使马达转速 $n_M = 0$，γ_B 不应为零，而应有一较小的值，即泵必须有一较小的打油量，以补偿系统中油的泄漏。由(4.2.8)式可见，若此时 $\gamma_B = 0$，则马达转速不会为零，将在负载转矩作用下慢速转动。

3. 齿轮差动式液压恒速传动装置的工作

由图 4.2.2 的 CSD 传动系统图及式(4.2.1)可导出 CSD 输出转速(即发电机转速 n_9)，输入齿轮 Z_1 的转速(即发动机附件机匣的输出转速 n_1)，与液压马达转速(即齿轮 Z_{12} 的转速 n_{12})间关系

$$n_9 = 2\frac{Z_8}{Z_9} \cdot \frac{Z_1}{Z_2} n_1 - \frac{Z_8}{Z_9} \cdot \frac{Z_{12}}{Z_3} n_{12} \tag{4.2.9}$$

式中 Z_8，Z_9，Z_1，Z_2，Z_{12} 和 Z_3 是图 4.2.2 相应齿轮的齿数。

若发电机的额定转速为 n_N，又有 $n_9 = n_N$，如恒装的输入转速为 n_1

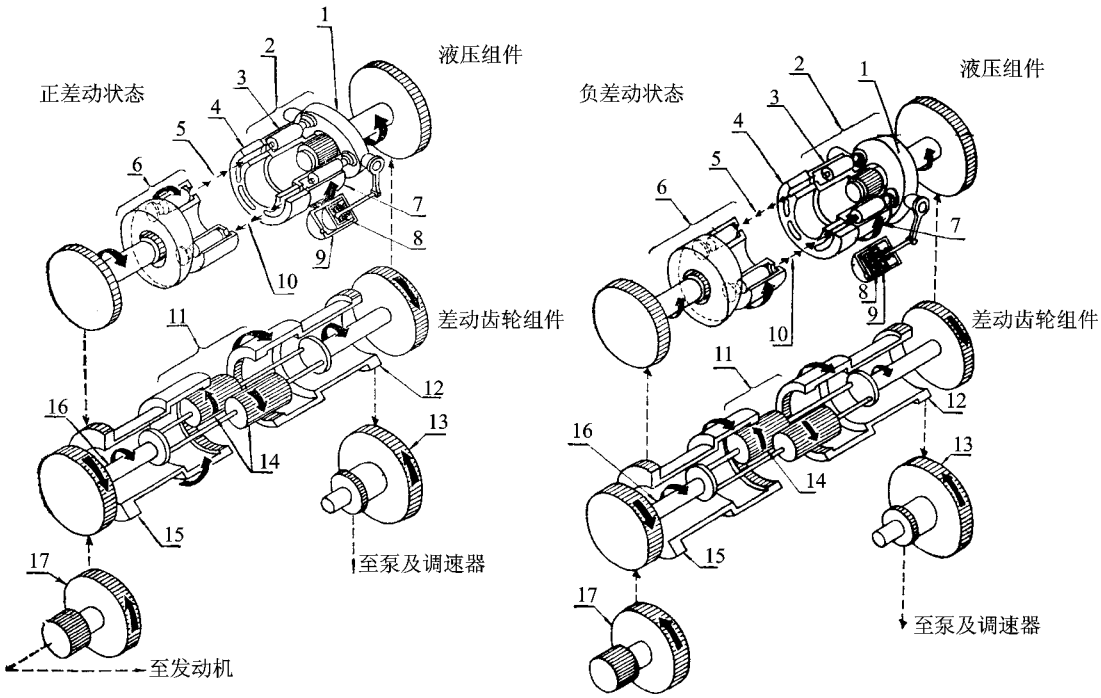
$$n_1 = \frac{1}{2}\frac{Z_9}{Z_8} \cdot \frac{Z_2}{Z_1} \cdot n_N \tag{4.2.10}$$

则液压马达不旋转，即 $n_{12} = 0$，$n_9 = n_N$，为零差动状态，此时恒装的输入转速 n_1 称为制动点转速。

恒装输入轴转速低于制动点转速，为正差动状态，液压马达必须顺时针方向转动，使补偿

齿轮逆时针方向转动，游星齿轮转速加快，才能使恒装输出转速增大。此时，液压泵的可动斜盘应有正倾角，参见图 4.2.5(a)。变量泵向液压马达打油，泵马达组件中右侧的为高压腔，高压油由泵向马达流动，低压油则反向流动。

当恒装输入转速高于制动点转速时，马达若不转动，则恒装输出转速必大于发电机的额定转速 n_N，为此必须使定量马达逆时针方向转动，见图 4.2.5(b)，故泵斜盘应为负倾角。马达的转向反了，但发电机对恒装的反作用力矩方向不变，故马达的负载力矩方向不变。这表明此时齿轮 Z_{12} 已由正差动时的主动轮变成了从动轮，定量马达就从正差动时的马达工作状态转变为泵工作，而变量泵却成为马达工作状态，高压油腔仍在靠近读者这边，但高压油的流动方向相反，变量泵成为马达，恒装在负差动状态工作。图 4.2.5(a)中齿轮 Z_{11} 由正差动时的从动轮变为主动轮，但因变量泵转向不变，故齿轮 Z_{11} 和 Z_{10} 啮合处受力方向改变，减轻了差动游量齿轮的负担，所以变量泵仍是传递功率而不是消耗功率。



(a) 正差动　　(b) 负差动

1—泵斜盘；2—变量泵；3—柱塞；4—分油盘；5—低压油；6—定量马达；7—缸体；8—活塞；9—伺服作动器；10—高压油；11—差动齿轮；12—输出环形齿轮；13—输出齿轮；14—游星齿轮；15—输入环形齿轮；16—齿轮架；17—输入齿轮

图 4.2.5　恒速装置的差动工作状态

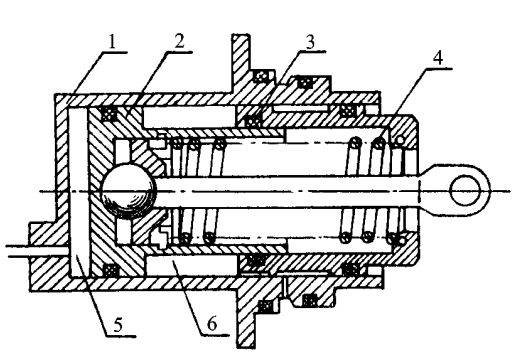
4. 齿轮差动式液压恒速传动装置的调速系统

发动机转速变化时，为使恒装输出转速不变，必须改变泵的打油量，即改变 γ_B 角的大小。

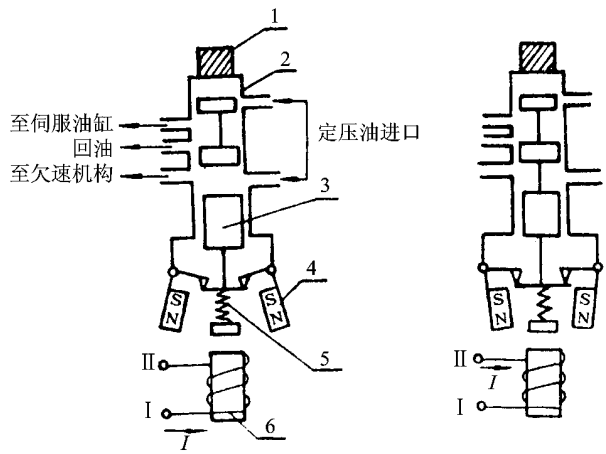
恒装的调速系统由离心式调速器和伺服作动筒构成。离心式调速器检测恒装的输出转速，输出转速的变化改变了调速器中离心配重的位置，从而使油路变化，导致伺服作动筒中活塞的运动，传动泵的斜盘 γ_B 变化，使恒装输出转速恢复到额定值，见图 4.2.6。

伺服作动筒（如图 4.2.6(a)所示）由壳体 1、活塞 2、弹簧 4 等部件构成。壳体内腔由活塞分成左右两部分，左半部分为大腔 5，右半部分叫定压腔 6。大腔与调速器的变压油路相连，腔内油压受调速器控制。定压腔与恒装的定压油路相连，油压基本不变。活塞的左右运动取决于大腔的油压大小，活塞的移动使泵的 γ_B 角改变。

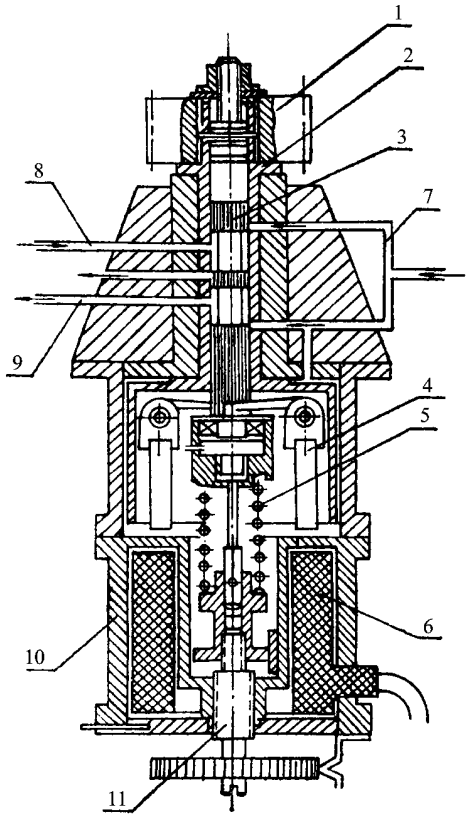
离心式调速器由离心配重等构成的离心式转速检测元件、滑阀和电调线圈等三部分构成，见图 4.2.6(b)。调速器的传动齿轮 1 与恒装输出轴相连，传动齿轮 1 带动阀套 2 和离心块 4 旋转。离心块的离心力由弹簧 5 的弹力平衡。弹簧 5 的压缩程度由其下部的调节螺钉 11 调节。



(a) 伺服作动筒



(c) 电调线圈的附加调节作用



(b) 离心式调速器

图 4.2.6　伺服作动筒与离心式调速器的构造

滑阀由壳体、阀套 2 和分配阀 3 构成。壳体上有定压油进油孔、回油孔、变压油孔和接低速压力开关的油孔，这些油孔均与外部管路相接。阀套上也有相应的油孔。分配阀下部的凸缘与离心配重上的拨杆相接触。若恒装输出转速增高，离心块外甩，拨杆下移，分配阀也下移，改变了滑阀的油路状态。若恒装输出转速降低，离心块在弹簧作用下收缩，则分配阀上移，同样使油路状态改变。

若发动机转速升高或发电机负载减小，恒装输出转速提高，调速器离心块甩开，分配阀下移，伺服作动筒的变压油路经滑阀与回油路相连，大腔油压降低，活塞受定压油和弹簧作用左移。正差动时，活塞 8 左移使变量泵斜盘倾角 γ_B 减小，泵打油量减小，见图 4.2.5(a)，定量马达转速降低，补偿齿轮转速降低，从而使恒装转速降低；负差动时，活塞左移使变量泵斜盘负倾角增大，见图 4.2.5(b)，泵打油量加大，定量马达转速提高，从而使恒装的输出转速降低。

发动机转速降低或发电机加载使恒装输出转速降低，离心力减小，离心块在弹簧作用下收缩，调速器分配阀上移，工作过程则与上述相反。

这种离心式调速器的特点是只要恒装输出转速偏离额定转速，分配阀就偏离平衡位置，转速低则分配阀偏上，转速高则分配阀偏下，伺服作动筒大腔内的油就会流动，活塞随之运动，使泵斜盘倾角改变，这种改变一直进行到恒装转速回到额定值为止。因为只有在此转速下，离心调速器的分配阀才在平衡位置，伺服作动筒腔内的油才不流动。因此，这是一种无差调速系统，稳态调节误差为零。而实际上，由于干摩擦和环境温度的影响，仍有静态误差。

离心式调速器中的电调线圈具有附加调节作用，见图 4.2.6(c)，离心块由永磁体构成。若调速器有误差，使恒装输出转速高于额定值，则附加调节系统使电流从线圈的Ⅰ端进入，Ⅱ端流出，电调线圈产生排斥永久磁铁的磁场，离心块甩得更开，调速器分配阀下移，实现减速调节，使恒装输出转速降低。

如果恒装输出转速低于额定值，则电调线圈电流反向，线圈磁场吸引磁铁，使恒装升速。电调线圈是实现附加调节的执行机构，应有一定的调节范围和灵敏度。灵敏度是线圈中通入单位电流时导致发电机输出频率的变化量，有的恒装为 0.3 Hz/mA。调节范围是指电调线圈内电流达最大允许值时恒装输出转速的变化量，一般应为额定转速的 5%左右。

5. 恒速传动装置的滑油系统

图 4.2.7 是恒装润滑油系统示意图，滑油系统由全姿态油箱 37、增压泵 30、油滤 29、定压活门 5、油池 16、回油泵 10、回油滤 12 和外部滑油散热器 14 组成。滑油散热器有空气滑油散热器和煤油滑油散热器两种，前者借飞机飞行时的迎面气流带走滑油热量，后者由飞机燃油带走滑油热量。全姿态油箱保证飞机在不同的飞行姿态下供给增压泵以滑油，且将工作时混合的空气排除。增压泵将油箱中的油吸出增压，经油滤后输出，该油路中的定压活门使油压恒定，成为定压油。回油泵将聚集于油池中的滑油抽出，经外部散热器散热后回油箱。油滤两端接有旁通活门，防止油滤堵塞时使恒装失去滑油。

定压油的一部分送变量泵和定量马达组件，补充工作时的泄漏，润滑它的运动部件，带走

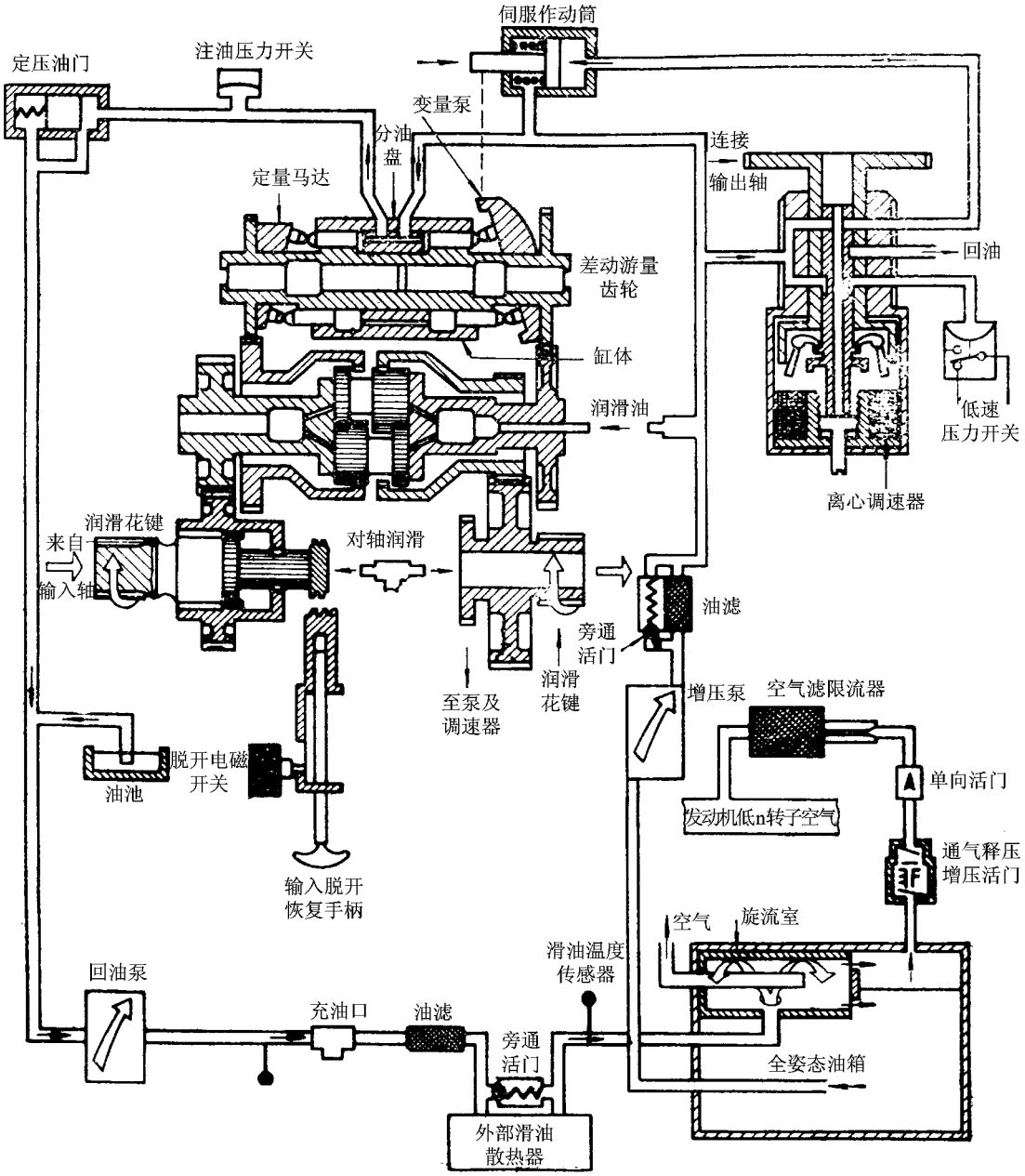


图 4.2.7　齿轮差动式液压恒速传动系统示意图

工作时的热量。定压油还送到离心调速器 28 和伺服作动筒 7。

6. 齿轮差动式液压恒速传动装置的故障及其保护

恒装在工作过程中可能出现的故障有:油路系统的堵塞或漏油,滑油工作温度过高,运动部件的磨损或卡死,输出欠速或过速等。为防止故障扩大,必须设置保护。

恒装输入端有手动脱开机构,发现恒装不正常时,飞行员接通脱扣机构内的电磁铁,该机构动作,将恒装与发动机的传动轴脱开,恒装停止转动。

恒装输出过速时,离心调速机构与伺服作动筒使变量泵的斜盘达最大负倾角,以降低输出转速。若转速仍降不下来,应将恒装与发动机的传动轴脱开。

恒装输出转速欠速或因发动机减速而欠速时,与定压油路相接的低速压力开关因油压降低,将发电机从电网上切除。若输出转速又恢复,则该发电机可重新投入电网。

恒装的输出齿轮与输出轴间有单向离合器,在发电机转速高于恒装输出转速时该离合器脱开,以防发电机反过来传动恒速装置。

恒装输入轴上有剪切颈,即该部分直径最小,万一发生机械卡死,则扭断剪切颈以保护恒装和发动机的附件机匣。

7. 恒速传动装置的基本技术参数

恒速传动装置于 20 世纪 40 年代后期发明并使用,从而使飞机恒速恒频交流电源获得了迅速的发展和广泛应用。齿轮差动液压恒装的基本技术数据如下:

(1) 额定功率

恒速传动装置在正常环境条件下,长期连续发出的功率为额定功率。40 kVA 交流发电机的恒装额定功率为 47 kW。由于飞机交流发电机有过载要求,故恒装也有过载要求,在 5 min 内过载 150%,5 s 内过载 200%。

(2) 额定输出转速

恒装的额定输出转速应与由它传动的发电机额定转速相一致,旋转方向也应一致。

(3) 输入转速范围

恒装的最低和最高工作转速为输入转速范围,它应与传动该恒装的发动机工作转速范围相适应。发动机附件机匣输出转向应与恒装一致。

(4) 输出转速精度

恒装输出转速精度也就是主电源系统的频率精度,通常为 1%,即在恒装工作的环境变化范围内,发动机转速变化范围内和发电机负载变化范围内恒装输出转速精度应为 1%。同时还要求恒装在发电机突加或突卸负荷时恒装输出转速的最大偏差和恢复时间在规定的范围内。

(5) 功率质量比

应减小发出单位功率的恒装质量和组合传动发电机的质量。

(6) 平均无故障工作时间

齿轮液压恒装是精密机械,高速运动零部件多,在结构、工艺和使用等多方面保证其有较

长的无故障工作时间具有重要意义。

8. 恒速传动装置举例

图 4.2.8 是 B737 飞机的齿轮差动液压恒装外形图。外形图右方是恒装与发动机附件机匣连接的法兰盘，左侧为发电机与恒装连接法兰盘。恢复手柄是一旦发动机与恒装输入轴脱开后的人工恢复连接手柄，要待飞机降落后，由维修人员拉动恢复。放油和磁屑探测器是在机场检查恒装的重要部件，如果恒装内部机械磨损较大，则在恒装润滑油中必含有较多铁粉或小铁颗粒，它将被磁屑探测器的永久磁铁吸引，因此观察该探测器所吸附的铁粉多少就可判别机件磨损程度。放油检查也可发现其中是否含有树脂等非金属碎片，碎片的大小和数量应在规定的范围之内。

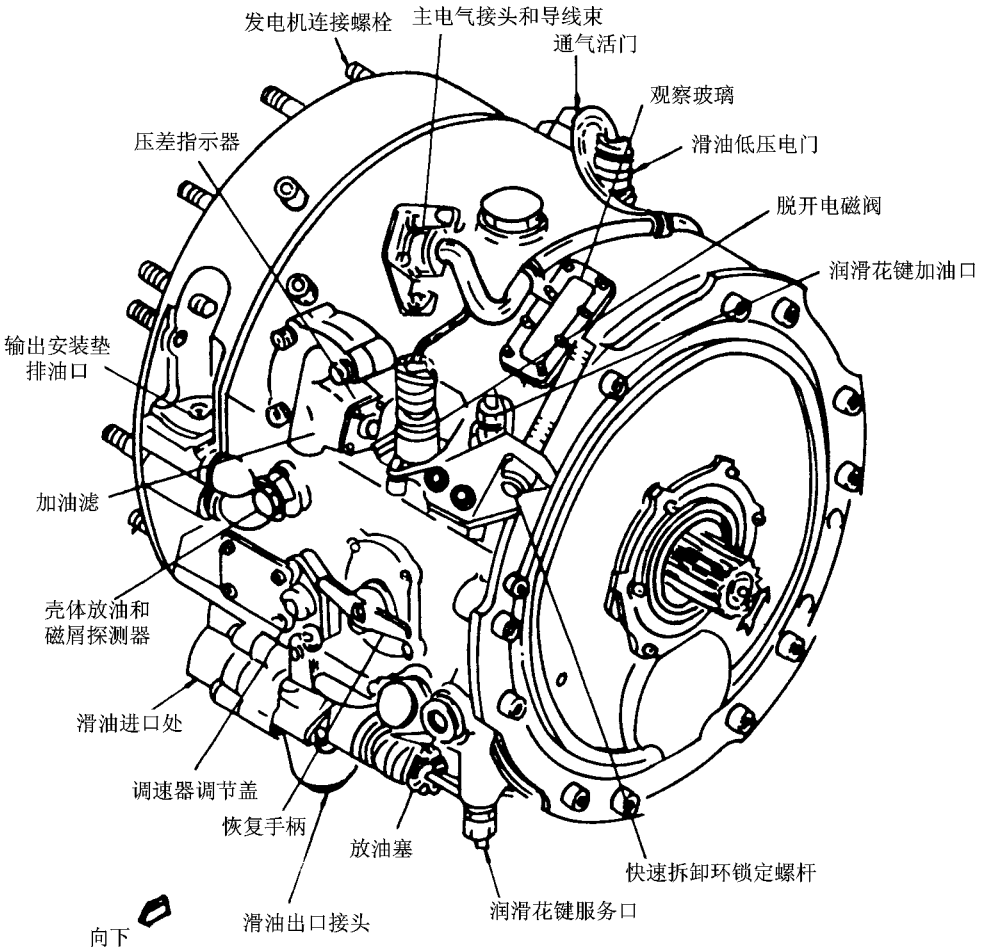


图 4.2.8　B737 飞机恒速传动装置(CSD)外形图

4.2.2 飞机无刷交流发电机

1. 飞机无刷交流发电机的结构

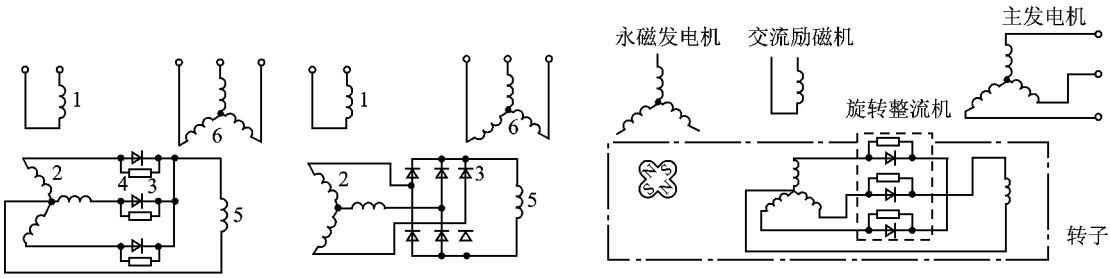
感应子、爪极等形式的发电机都可以构成电磁式无刷交流发电机，永磁电机也是无刷电机，但现代飞机变频交流电源和恒频交流电源都不采用这类无刷发电机。这是因为，飞机电源发电机是电能的产生者又是用电设备电能的直接供给者，交流电的主要性能除频率外均决定于电机性能，如输出电压大小、电压波形、三相电压对称性、电机的过载能力和短路能力等。前述的无刷交流发电机与普通电磁同步发电机相比较，不是电气性能较差，就是体积质量较大。但普通电磁式同步发电机转子励磁电流经电刷与滑环引入，不是无刷结构。

20 世纪 50 年代，为了提高飞机交流电源供电可靠性，研制了旋转整流器式无刷交流发电机，它由主发电机、交流励磁机和旋转整流器等构成。交流励磁机的三相电枢在转子上，产生的三相交流电经装在电机转子上的旋转整流器整流为直流电，作为主发电机励磁绕组的励磁。这样主发电机电枢在定子上，可直接引出三相交流电能。

旋转整流器式无刷交流发电机有两种结构形式：两级式（见图 4.2.9(a)，(b)）和三级式（见图 4.2.9(c)）。两级式电机是在同一壳体内仅装交流励磁机和主发电机；三级式则还有永磁副励磁机，该电机还给发电机控制和保护电路供电，电机的电枢在定子上，转子上为永磁体。B707、B737 等飞机采用两级式无刷交流发电机，B747、B757、B767、MD－82、A320 等飞机均采用三级式无刷交流发电机。

按整流电路不同，有两种无刷励磁系统。图 4.2.9(a)是具有三相半波整流电路的无刷发电机，图 4.2.9(b)是具有全波整流电路的无刷发电机。图 4.2.9(a)中并接于整流二极管上的高阻值电阻用于保护二极管。

两级式无刷交流发电机的交流励磁机磁极上应附加永磁体，以保证电机可靠自励，永磁体应保证电机在额定转速时主发电机端电压在 20～30 V 范围内。



(a) 两级式半波整流　(b) 两级式全波整流　(c) 三级式无刷发电机电路图

图 4.2.9　旋转整流器式无刷交流发电机电路图

2. 交流励磁机和旋转整流器的工作特性

图 4.2.9(a)的三相半波整流电路理想整流时的工作波形如图 4.2.10(a)所示。理想整流是指整流二极管正向压降为零,反向电阻为无穷大;交流励磁机电枢阻抗为零,主发电机励磁绕组电感很大,通过它的电流为平滑直流电。

理想整流时,整流电压波形是具有三倍励磁机基波频率脉动的直流电压,励磁机电枢电压为正弦波,整流输出电流即主发电机的励磁电流为平滑直流电,励磁机电枢电流为宽 120°电角度的矩形波。

整流电压平均值 U_F 与励磁机相电势 E 的关系

$$U_F = \frac{3}{2\pi}\int_{\frac{1}{6}\pi}^{\frac{5}{6}\pi}\sqrt{2}E\sin\omega t\,\mathrm{d}\omega t = \frac{3\sqrt{6}}{2\pi}E \tag{4.2.11}$$

发电机励磁绕组电阻为 r_F 时的励磁电流 I_F

$$I_F = \frac{U_F}{r_F} \tag{4.2.12}$$

励磁机电枢相电流有效值 I_Φ 与主发电机励磁电流 I_F 间关系

$$I_\Phi = \sqrt{\frac{1}{2\pi}\int_{\frac{1}{6}\pi}^{\frac{5}{6}\pi} i_a^2\,\mathrm{d}\omega t} = \frac{1}{\sqrt{3}}I_F \tag{4.2.13}$$

式中,i_a 为励磁机 a 相电流瞬时值,a 相的二级管导通时 $i_a = I_F$,截止时 $i_a = 0$。整流时发电机励磁功率 $U_F\ I_F$ 与励磁机容量 $3EI_\Phi$ 之比为

$$\frac{U_F I_F}{3EI_\Phi} = 0.675 \tag{4.2.14}$$

由于励磁机电枢的电感,电流 i_a 不能突变。在 $\omega t = \frac{\pi}{6}$ 时,i_c 逐渐下降,i_a 逐渐增加,在 γ 角内,i_a 和 i_c 同时存在,即 c 相和 a 相的两只二极管同时导通,这就是换相重叠现象,γ 角称为换相重叠角,见图 4.2.10(b)。换相重叠期间整流器输出电压瞬时值 u_F 为

$$u_F = e_a - L\frac{\mathrm{d}i_a}{\mathrm{d}t}$$

$$u_F = e_c - L\frac{\mathrm{d}i_c}{\mathrm{d}t}$$

$$i_a + i_c = I_F$$

式中,L 为励磁机电枢换相电感,i_a、i_b 和 i_c 为励磁机电枢电流瞬时值,e_a、e_b 和 e_c 为励磁机电枢电势瞬时值。

因 $L\frac{\mathrm{d}i_a}{\mathrm{d}t} = -L\frac{\mathrm{d}i_c}{\mathrm{d}t}$,故

$$u_F = \frac{e_a + e_c}{2}$$

$$U_{\mathrm{F}}=\frac{3}{2\pi}\left[\int_{\frac{\pi}{6}}^{\frac{\pi}{6}\pi+r}\frac{e_{\mathrm{a}}+e_{\mathrm{c}}}{2}\mathrm{d}\omega t+\int_{\frac{\pi}{6}+r}^{\frac{5\pi}{6}}e_{\mathrm{a}}\mathrm{d}\omega t\right]=$$

$$\frac{3\sqrt{6}}{2\pi}E\,\frac{1+\cos\gamma}{2} \tag{4.2.15}$$

换相期间励磁机电枢电流 i_{a} 可表示为

$$i_a=\frac{1}{2L}\int(e_{\mathrm{a}}-e_{\mathrm{c}})\mathrm{d}t+C$$

式中，C 为积分常数。利用 $\omega t=\frac{\pi}{6}+\gamma$ 时，$i_{\mathrm{a}}=I_{\mathrm{F}}$，故有

$$\cos\gamma=\frac{1-p}{1+p} \tag{4.2.16}$$

$$P=\frac{3}{2\pi}\frac{X}{r_{\mathrm{F}}} \tag{4.2.17}$$

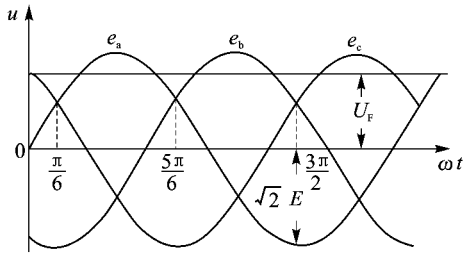
式中，$\frac{X}{r_{\mathrm{F}}}$ 称电抗负载因数，$X=\omega L$ 为换相电抗。在 $\frac{X}{r_{\mathrm{F}}}=0\sim\frac{2\pi}{3}$ 范围内变化，则 $\gamma=0\sim\frac{\pi}{2}$，整流输出电压平均值 $U_{\mathrm{F}}=\frac{3\sqrt{6}}{2\pi}E\sim\frac{2\sqrt{6}}{4\pi}E$ 范围内变化，整流电路工作在一相导通和两相导通交替变化的情况，这就是三相半波整流电路的第一种整流工作方式。

电抗负载因数 $\frac{X}{r_{\mathrm{F}}}=\frac{2\pi}{3}\sim\frac{2\pi}{3}(1+\sqrt{3})$ 时，三相半波整流电路进入第二种工作方式，轮流出现单相导通、两相导通和三相短路三种工作模式。观察图 4.2.10(c)，在 c 相向 a 相换相过程中，到 $\omega t=\frac{2\pi}{3}$ 时，换相尚未结束，而 b 相电势 e_{b} 变正，且大于 $\frac{e_{\mathrm{a}}+e_{\mathrm{c}}}{2}$，b 相二极管导通，导致三相短路，整流输出电压为零。直到 c 相换相结束，三相短路才解除。发生三相短路的角度 β 称为三相短路角。电抗负载因数从 $\frac{2\pi}{3}$ 增至 $\frac{2\pi}{3}(1+\sqrt{3})$ 时，β 从 0 增大到 $\frac{\pi}{6}$，整流电压平均值 U_{F} 从 $\frac{3\sqrt{6}}{4\pi}E$ 降到 $\frac{3}{2\sqrt{2}\pi}E$，换相重叠角 γ 保持不变，为 $\frac{\pi}{2}$。

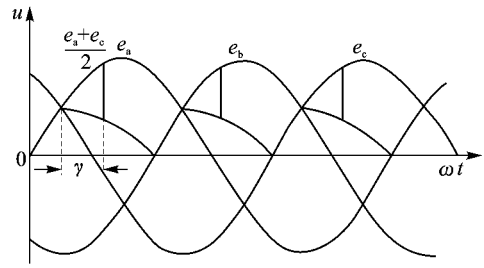
电抗负载因数进一步增大，则 γ 角自 $\frac{\pi}{2}$ 减小，β 角自 $\frac{\pi}{6}$ 增大，不再出现单相导通状态，只有两相导通和三相短路两种工作模式，整流电压波形见图 4.2.10(d)，整流电压平均值进一步下降。若 $\frac{X}{r_{\mathrm{F}}}\to\infty$，则 $\gamma=0$，$\beta=\frac{2\pi}{3}$，$U_{\mathrm{F}}=0$。这就是三相半波整流电路的第三种工作方式。

以上讨论表明，换相电抗 X 一定时，改变主发电机励磁绕组电阻 r_{F}，会导致电抗负载因数的变化，引起整流工作方式的变化，从而使励磁系统有不同的特性。

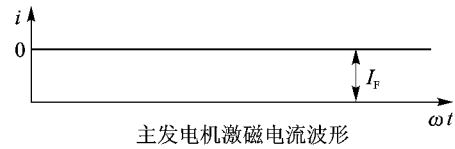
图 4.2.11 是交流励磁机全波整流电路的工作波形。由图 4.2.11(a)的理想整流电压波



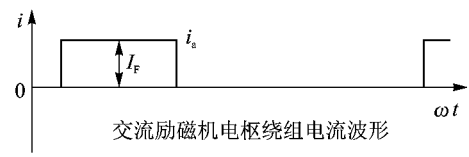
旋转整流器输出电压波形



旋转整流器输出电压波形

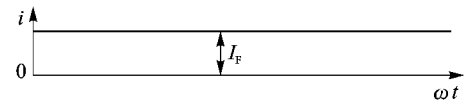


主发电机激磁电流波形

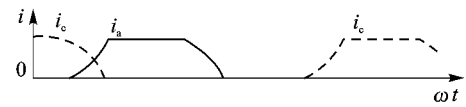


交流励磁机电枢绕组电流波形

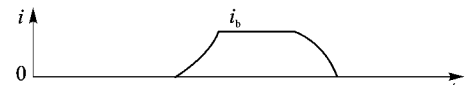
(a) 整流电压波形



主发电机励磁绕组电流波形

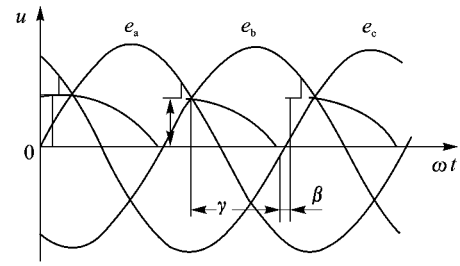


交流励磁机a相与c相电流波形

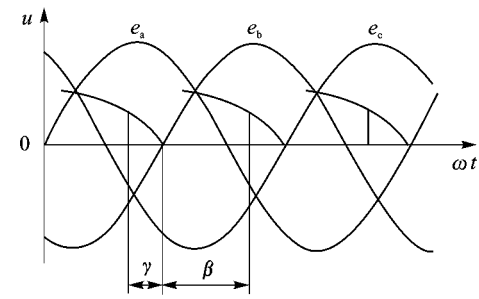


交流励磁机b相电流波形

(b) 换相重叠现象



(c) 第二种整流工作方式



(d) 第三种整流工作方式

图 4.2.10　交流励磁机半波整流电路的工作波形

形可见，直流电压脉动频率比半波高一倍，为 6 倍励磁机基波频率，输出直流电压平均值也大一倍，励磁机电枢相电流为宽 120°电角度的交流矩形波。

此时，整流电压平均值 U_F、励磁机电枢相电流有效值 I_Φ 与主发电机励磁电流 I_F 间关系和发电机励磁功率 $U_F I_F$ 与励磁机容量 $3EI_\Phi$ 之比分别为

$$U_{\mathrm{F}}=\frac{3\sqrt{6}}{\pi}E \tag{4.2.18}$$

$$I_{\Phi}=\frac{1}{2\pi}\left[\int_{\frac{1}{6}\pi}^{\frac{5}{6}\pi}I_{\mathrm{F}}^{2}\,\mathrm{d}\,\omega t+\int_{\frac{7}{6}\pi}^{\frac{11}{6}\pi}(-I_{\mathrm{F}})^{2}\,\mathrm{d}\omega t\right]=\sqrt{\frac{2}{3}}I_{\mathrm{F}} \tag{4.2.19}$$

$$\frac{U_{\mathrm{F}}I_{\mathrm{F}}}{3EI_{\Phi}}\approx 0.95 \tag{4.2.20}$$

计及励磁机电枢电感，整流工作出现换相重叠。在全波整流的第一种工作方式时，一相导通和两相导通交替出现，整流直流电压 U_{F} 比理想整流时低

$$U_{\mathrm{F}}=\frac{3\sqrt{6}}{\pi}E\cdot\frac{1+\cos\gamma}{2} \tag{4.2.21}$$

$$\cos\gamma=\frac{1-p}{1+p} \tag{4.2.22}$$

$$P=\frac{3}{\pi}\frac{X}{r_{\mathrm{F}}} \tag{4.2.23}$$

电抗负载因数 $\frac{X}{r_{\mathrm{F}}}=0\sim\frac{\pi}{9}$ 时，$\gamma=0\sim\frac{\pi}{3}$，$U_{\mathrm{F}}=\frac{3\sqrt{6}}{\pi}E\sim\frac{3}{4}\cdot\frac{3\sqrt{6}}{\pi}E$。见图 4.2.11(b)。

图 4.2.11(c)是全波整流电路第二种整流工作方式的整流电压波形图，$\frac{X}{r_{\mathrm{F}}}$ 由 $\frac{\pi}{9}$ 增加时，在 $\omega t=\frac{\pi}{2}$，正组整流电路由 c 向 a 相的换相尚未结束，a 与 c 相输出端经二极管仍同时导通，其输出端电位高于 b 相绕组输出端电位，故负组整流器此时不能实现 b 相向 c 相的换相，直至正组换相结束，即延迟 ξ 角后，负组才开始由 b 相向 c 相的换相，ξ 称为延迟换相角。同样，负组整流器的换相也影响正组整流器。由此可见，第二种全波整流工作方式的特点是换相重叠角不变，$\gamma=60°$，但出现延迟换相，整流模式仍为两种：单相整流和两相同时导通。

$$U_{\mathrm{F}}=\frac{3\sqrt{6}}{\pi}E\cdot\frac{\sqrt{3}}{2}\cos\left(\xi+\frac{\pi}{6}\right)$$

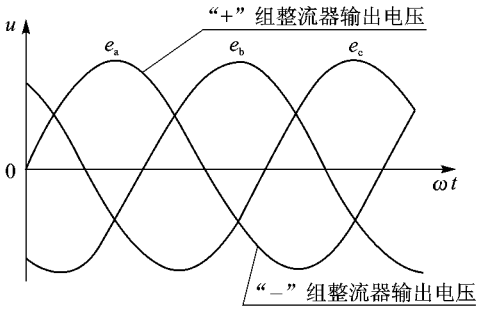
励磁机相电流

$$i_{\mathrm{a}}=\frac{\sqrt{6}E}{2X}\left[\cos\xi-\cos\left(\omega t-\frac{\pi}{6}\right)\right]$$

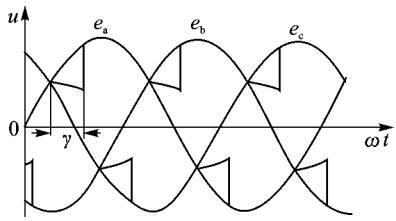
$$i_{\mathrm{c}}=i_{\mathrm{F}}-\frac{\sqrt{6}E}{2X}\left[\cos\xi-\cos\left(\omega t-\frac{\pi}{6}\right)\right]$$

当 $\frac{X}{r_{\mathrm{F}}}$ 由 $\frac{\pi}{3}$ 增加到 $\frac{\pi}{3}$ 时，ξ 自 0°增至 $\frac{\pi}{3}$，U_{F} 从 $\frac{3}{4}\cdot\frac{3\sqrt{6}}{\pi}E$ 降至 $\frac{\sqrt{3}}{4}\cdot\frac{3\sqrt{6}}{\pi}E$。

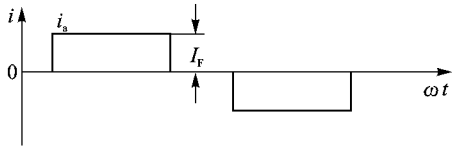
图 4.2.11(d)是三相全波整流电路工作于第三种整流工作方式时的输出电压波形，该波形的特点是出现三相短路，用短路角 β 表示短路时间。



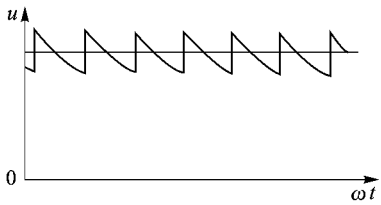
相电动势波形与“+”“–”组整流输出波形



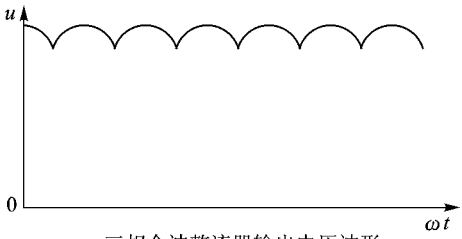
相电动势波形与“+”“–”组整流器输出电压波形



交流励磁机a相电流波形

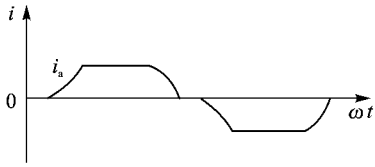


三相全波整流器输出电压波形



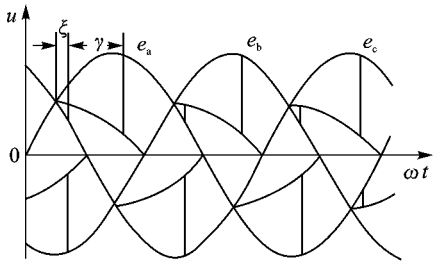
三相全波整流器输出电压波形

(a) 理想整流

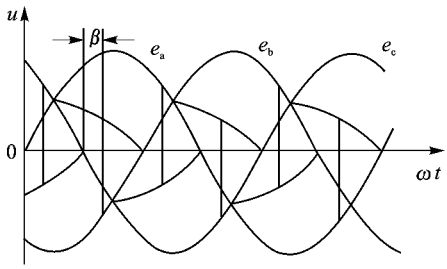


交流励磁机a相电流波形

(b) 第一种整流工作方式



(c) 第二种整流工作方式



(d) 第三种整流工作方式

图 4.2.11　交流励磁机全波整流电路的工作波形

$\frac{X}{r_F}$由$\frac{\pi}{3}$继续增大，则换相时间更长。在正组电流电路由 c 相向 a 相换相过程中，若在 $\omega t=\frac{2\pi}{3}$时换相尚未结束，而 b 相电压已高于$\frac{e_a+e_c}{2}$，负组整流电路开始由 b 相向 c 相转换，于是产生三相短路。短路一直到正组整流电路自 c 向 a 换相过程结束。

三相全波整流电路在理想整流时可以认为是两个三相半波整流电路的叠加，在励磁机相电势 E 相同时，整流输出电压全波是半波的一倍。但是由于励磁机的电枢反应和换相电抗的存在使两种整流电路的特性出现较大的差异。图 4.2.12(a)是由同一台交流励磁机接半波整流电路和全波整流电路时交流励磁系统的外特性，即整流直流电压与直流电流间关系曲线。三相半波整流交流励磁系统外特性基本上是一条下倾的直线(图中曲线①)，即表明其内阻抗基本不变；而全波整流励磁系统，其外特性左段也为下倾直线，右段则近于垂直线(图中曲线②)，表明励磁系统的等效内阻抗急剧增大，具有电流源特性。如果励磁系统工作点选在这个区间，则主发电机励磁绕组电阻的变化将不会引起主发电机励磁电流的变化，此时励磁机的励磁电流保持不变。

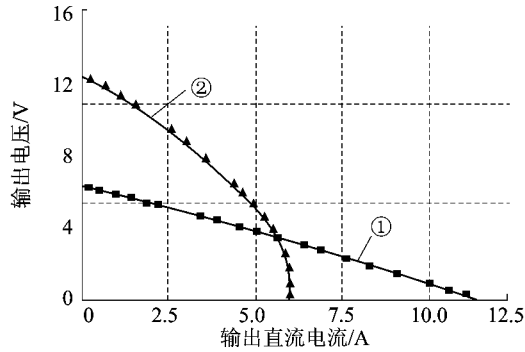
表 4.2.1 是 B707 飞机 30 kVA 无刷交流发电机在其相电压为 115 V 时，高温、低温和常温下的实验数据。低温是指－60 ℃，高温时环境温度为＋55 ℃，额定负载时主发电机励磁绕组温升为 60 ℃，低温冷态与高温热态时电机励磁绕组温度差为 175 ℃，主发电机励磁绕组电阻变化近一倍，但励磁机励磁电流几乎不变。

图 4.2.12(b)是具有半波整流电路的交流励磁系统在不同转速下的外特性，在同一负载电流下，电机转速越高，输出整流电压越高。图 4.2.12(c)是具有全波整流电路的励磁系统在不同转速下的外特性，特性的左段与半波整流类似，但右段则不同，三种不同转速的特性均重叠于一起，这表明在最低工作转速时，该励磁系统仍能输出与电机高转速时相同的直流电流。

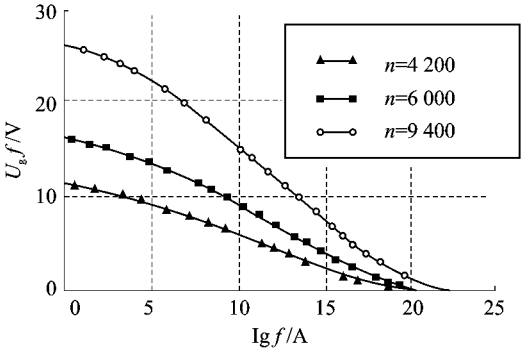
表 4.2.1　B707 飞机的 30 kVA 无刷发电机高温、低温和常温试验数据

序　号	发电机负载	发电机的励磁电流/A				
		低　温	常温冷态	常温热态	高温冷态	高温热态
1	空载	0.6	0.5	0.6	0.57	0.57
2	半载	1.05	1.06	1.02	1.02	1.02
3	满载	1.62	1.52	1.60	1.57	1.57

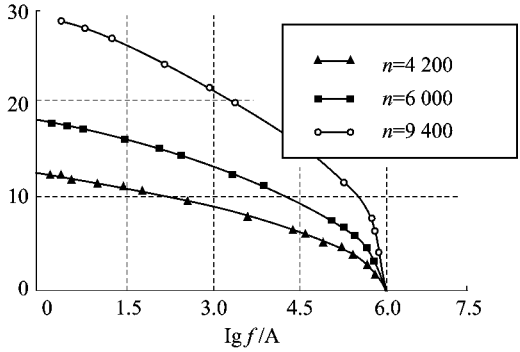
这种交流励磁系统，其励磁机电枢电流含较大谐波分量，谐波电枢电流的电枢反应在励磁机的励磁绕组上会产生感应电压，当励磁机的励磁输入电路为交流整流时，对励磁机会起到增磁自励作用。另外，工作环境温度的变化使主发电机励磁绕组电阻随之变化，温度升高，电阻值增大，则交流励磁系统的电抗负载因素减小，使励磁系统输出的直流电压增大，起到了补偿因主发电机励磁绕组电阻增大而使其电流减小的作用。交流励磁系统的上述工作特点及其在



(a) 交流励磁机外特征



(b) 不同转速下半波整流电路外特性



(c) 不同转速下全波整流电路外特性

图 4.2.12　交流励磁系统外特性

一定工作范围的恒流源属性，使其具有了类似于线性电流放大器的特性。

为使交流励磁系统能有高的利用率和更好地实现线性电流放大器的特性，系统设计时必须考虑：① 采用全波整流电路；② 励磁机采用高阻抗设计，不设阻尼绕组；③ 整流工作在第二和第三种方式范围内。

励磁机的高电抗设计加强了电机的电枢反应，相当于在励磁机内引入了强的负反馈，有利于改善励磁机的响应速度。线性电流放大器特性相当于主发电机励磁电路中串入了大电阻，从而显著降低了主发电机励磁时间常数，加快了主发电机的响应速度。

3. 飞机无刷交流发电机的特性

电磁式同步发电机的特性是指发电机电动势、端电压与负载电流和励磁电流间的关系，有空载特性、短路特性、负载特性、外特性和调节特性等五种。无刷交流发电机的特性仍用上述五种特性曲线来描述，但参变量不是发电机励磁电流，而是励磁机的励磁电流。对于具有线性电流放大器特性的交流励磁系统，发电机励磁电流与励磁机励磁电流间有明确的线性关系，因而用励磁机励磁电流作参变量与发电机励磁电流作参变量对特性没有影响。但对于线性特性

较差的交流励磁系统，特别是具有半波整流电路的无刷发电机，讨论它的特性时必须用最低工作转速、最高工作转速和平均工作转速时的三种情况来表示，与飞机直流发电机特性的表示方法相同。

图 4.2.13(a)是某型 30 kVA 无刷发电机的空载特性，即发电机空载相电势与励磁机励磁电流间关系，电机转速为额定转速。交流励磁机在磁路的线性段工作，恒频主发电机则在磁路的近饱和段工作，故饱和系数 k_μ 反映了主发电机在额定工作点的磁路饱和状态。

$$k_\mu = \frac{I_{f0}}{I_{f\delta}} \tag{4.2.24}$$

式中，I_{f0} 为发电机电动势等于额定电压 u_N 时的励磁机励磁电流，$I_{f\delta}$ 为电机气隙线上对应点的励磁电流。k_μ 大小反映了发电机工作点的饱和状态，通常飞机无刷交流发电机的 k_μ 在 1.1 上下，对变速电机，是指最低工作转速时的 k_μ 值。

图 4.2.13(b)为无刷发电机的短路特性，曲线 1，2 和 3 分别表示三相、线-线和相-地短路时的特性。忽略电枢绕组的电阻和零序电抗，在同一励磁电流下，三种短路电流的比例为 1∶$\sqrt{3}$∶3，相地短路时短路电流最大。短路特性反映了发电机电枢反应的规律，无刷交流发电机的交流励磁系统有好的线性电流放大器特性，则短路电流与电机转速无关，否则，一定要防止电机在高速工作时发生短路。

图 4.2.13(c)是该 30 kVA 无刷交流发电机的零功率因数负载特性，是在额定转速下加纯电感负载，负载电流为额定值时测得的。

图 4.2.13(d)是无刷交流发电机的外特性。曲线 1 是电阻负载外特性，曲线 2 为 0.75 功率因数负载外特性。外特性是在发电机转速和励磁电流不变时测得的。

同步发电机的电压变化率 Δu 为

$$\Delta u = \frac{E_0 - u_N}{u_N} \cdot 100\% \tag{4.2.25}$$

式中，E_0 为发电机在额定负载励磁电流作用下的空载电势，U_N 为发电机额定电压。飞机无刷交流发电机的 Δu 约为 30%。变频交流发电机的电压变化率 Δu 是指该电机在最低工作转速时的值。工作转速升高后，由于电机同步电抗加大，Δu 也加大。

调节特性是电压调节器功率级和永磁副励磁机设计的依据。图 4.2.13(e)是该 30 kVA 飞机无刷交流发电机的调节特性，曲线 1 对应阻性负载，曲线 2 对应 $\cos\varphi = 0.75$ 的感性负载。对于变频交流发电机，应考虑低、额定、高三种典型转速下的调节特性。

4. 无刷发电机转子故障的检测

旋转整流器式无刷交流发电机的转子结构比较复杂，工作温度高，机械应力大，较易发生故障，又因为是无刷系统，不能直接检测转子的故障，只能间接地检测其故障。

无刷交流发电机的转子故障有三种类型：① 旋转整流器故障；② 励磁机电枢绕组故障；③ 主发电机励磁绕组故障。旋转整流器的故障有二极管的开路或短路故障，一旦发生某只二

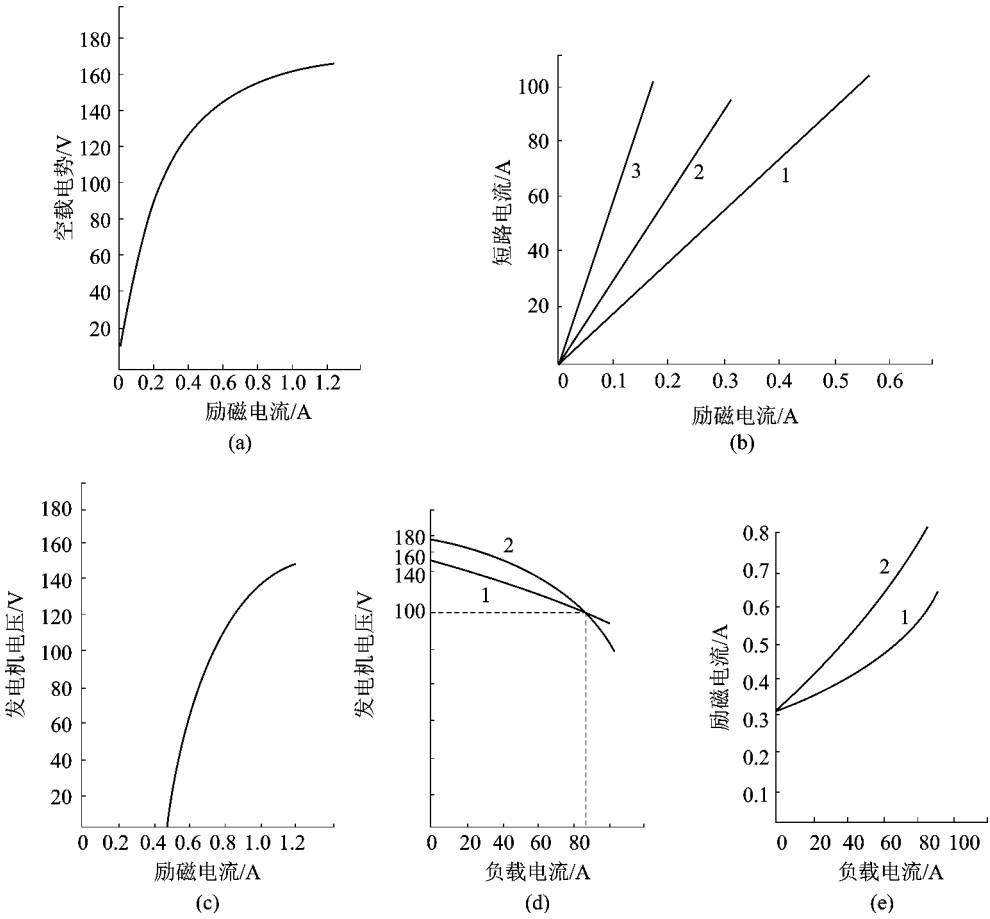


图 4.2.13　某型 30 kVA 飞机无刷交流发电机的特性

极管短路，导致励磁机电枢短路，形成较大的短路电流，从而使同一侧的三个整流管均损坏，导致励磁机电枢的三相短路，发电机输出电压降为零。主发电机励磁绕组的断路也导致发电机输出电压的降低，但主发电机励磁绕组匝间的局部短路，可能不会使输出电压严重下降，但在同样输出电压下，励磁机的励磁电流必会增加。

旋转整流器正常时，对半波整流电路，励磁机电枢绕组中有 $3k\pm1$ 次谐波电流，产生正序的 $3k+1$ 和负相序的 $3k-1$ 次电枢磁势，对磁极而言均以 $3k$ 同步旋转，在励磁机励磁绕组中感应出 $3k$ 次谐波电流，其中以 3 次最强，导致励磁电流的脉动。对全波整流电路，励磁机励磁绕组中感应出 $6k$ 次谐波电流，励磁电流中含有 6 次基波电流的分量，但幅值较小。半波与全波相比，前者在励磁机励磁绕组中感应的电流脉动幅值较大。

全波整流电路有一只或两只二极管开路时，励磁机电枢电流中不仅有基波分量，而且有二

次或三次谐波分量，更重要的是产生了较大的直流分量，从而在励磁机励磁绕组中感应出较大的基波电流。若励磁机电枢绕组发生一相或绕组间相间短路，则绕组中除有基波电流外，三次谐波电流幅值明显增大，自然开路相中没有电流。三次谐波电枢电流在其励磁绕组中感应出幅值较大的二次谐波和四次谐波电流。

在三相半波整流电路中，整流管的开路或电枢绕组的开路，使正常相中通过大的直流分量，在励磁机励磁绕组中感应出大的基波和二次谐波电流。电枢绕组的线线短路，导致电枢三相电流的直流和基波分量的不平衡，在励磁绕组中感应出幅值较大的二次谐波电流分量。

由此可见，借助于转子故障时励磁机电枢直流分量或谐波电流电枢反应，可检测转子故障。最简便的方法是检测励磁机励磁电流纹波的大小，若纹波幅值超过正常值，说明发电机存在故障。

5. 飞机交流发电机的冷却方式

飞机交流发电机在冷却方式上主要有风冷和油冷二类。风冷即强迫通风冷却，与飞机直流发电机的强迫通风冷却相似。为了减小发电机的体积质量，大容量(30 kVA 及以上)飞机发电机大多数采用油冷方式。油冷方式有循油冷却和喷油冷却两种形式。在组合传动发电机中，恒速传动装置和发电机的冷却油路采用一体化的设计方案。

图 4.2.14 是循油冷却发电机的结构图。冷却油从传动端油入口 1 进入电机机壳，循机壳上的螺旋油道通到小端盖，然后由小端盖的中心油口 2 进入螺旋小轴的内孔，由于空心轴组件是盲孔，故冷却油将循轴内的螺旋油路返回，然后冷却和润滑轴承，并走小端盖的另一油道 3 再流至机壳的另一螺旋油道，最后从油口 4 流出。冷却油循油道流动，吸收电机的损耗热量，回出的热油经冷却(常采用飞机燃油来冷却)再循环使用。

循油冷却比空气冷却效果显著提高，但还存在两方面缺点：一是冷却介质没有与主要发热部件(电枢绕组、励磁绕组)直接接触，而是靠传导散热，影响了冷却效果；二是结构上需要动密封，影响了电机寿命和可靠性，增加了维护要求。

将冷却油喷成雾状直接与电机发热部位接触而将热量带走的喷油冷却方式既具有油导热效果好的特点，又保存了气冷的冷却介质直接与发热部位接触的特点，冷却效果显著提高，可以有效减小电机体积质量。

图 4.2.15 是喷油冷却飞机发电机结构简图。压力油从进油口经定子油道至电机非传动端端盖，然后进入电机的空心轴。在空心轴内冷却油经若干喷口呈雾状喷向电机各发热部位，使电机得到冷却。整个电机内腔充满油雾，而凝聚后的油汇集到油池由回油泵抽走，过滤冷却后再循环使用。

喷口应将油呈雾状喷出，雾化程度越好，则与发热体的接触面积越大，冷却效果越好，对导线绝缘的冲击作用也越小。

喷油冷却对冷却系统的要求和成本较高；油雾的直接冲击对电机绕组的绝缘不利；另外，在高速情况下，由于油雾在电机内腔的搅拌，也使电机损耗增加、效率下降。

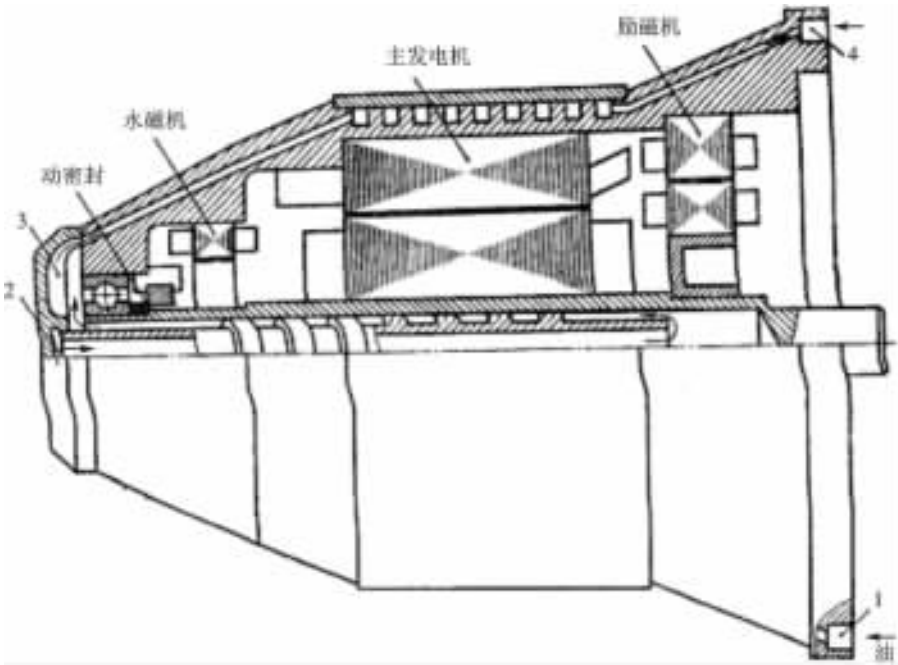


图 4.2.14　循油冷却飞机发电机结构图

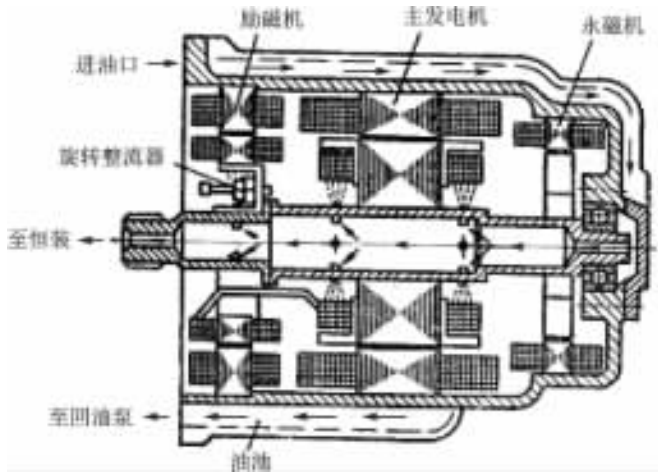


图 4.2.15　喷油冷却飞机发电机结构图

4.2.3 飞机无刷交流发电机的电压调节

1. 交流发电机电压调节器的功用

交流发电机的电压调节器检测发电机调节点电压，通过改变发电机励磁机的励磁电流来实现：

① 调节发电机励磁电流，使发电机调压点电压保持在规定的范围内；

② 电网短路时实现发电机的强励，使发电机输出足够大的短路流，保证电路保护器快速动作；

③ 限制发电机最大输出电流。

恒速恒频电源发电机用的电压调节器还应有发电机并联运行时保证发电机间无功负荷均匀分配的功能。

交流发电机的电压调节器有炭片式、磁放大器式和晶体管式电压调节器三种。电压调节器应工作可靠、性能稳定，稳态误差小，动态品质高，有足够的电压调节范围，并且体积小、质量轻。晶体管式电压调节器能满足上述要求，晶体管式电压调节器常称为晶体管电压调节器。现代飞机发电系统中都采用晶体管电压调节器。

2. 晶体管电压调节器的构成及工作原理

图 4.2.16(a)是交流发电机电压调节器的电路原理图，由电压检测、电压基准、电压比较、脉冲变换和功率输出等电路构成。电压检测电路是由 $R_{1\sim3}$、$D_{1\sim3}$ 构成的三相半波整流电路和由 R_4，C_1 与 R_5，R_6，R_9 构成的滤波和输出电路等环节组成，它将调节点的三相交流电压变换为脉动直流电压 U_D 输出。此脉动直流电压 U_D 中含有直流分量，其大小与三相交流电压的平均值成正比，脉动分量的频率是发电机频率的三倍，脉动波形有的为三角波，有的为锯齿波，这与滤波电路 R_4，C_1，R_5，R_6，R_9 的参数有关。电阻 R_1，R_2 和 R_3 起限流作用，防止 $D_{1\sim3}$ 中某管短路导致三管全部烧毁。整流电路也可以用三相全波整流电路。电压基准常用精密稳压块，它的输出电压不受环境温度和其他条件的影响，以减小调节器误差。比较器 CC 对电压 U_D 和基准电压进行比较，并转变为脉宽调制波，以使末级功率管 V_{T_2} 在开关状态工作，减小晶体管损耗。发电机励磁机的励磁绕组 W_f 与 V_{T_2} 串联，VD 并接于励磁绕组上，为续流管。励磁电源由永磁副励磁机输出的交流电经整流后获得，或二级式电机时由相复励电路整流后提供。

图 4.2.16(b)是晶体管调压器的工作波形，D 点电压 U_D 为脉动直流电压，U_E 为基准电压，正常工作时，两曲线有交点。当 $U_D>U_E$ 时，比较器输出 U_F 为低电平；反之，$U_D<U_E$ 时，U_F 为高电平。U_F 高电平，则 V_{T_2} 导通，励磁电流 i_f 上升；U_F 低电平，V_{T_1} 和 V_{T_2} 截止，i_f 续流并衰减。电压调节器通过改变晶体管 V_{T_2} 的导通比(或称占空比)来调节发电机励磁电流 i_f。

若发电机加载，由于电机内阻抗，其输出电压降低，则 U_D 减小，U_D 曲线下移，F 点电压 U_F 的脉宽加大，V_{T_2} 导通比加大，励磁电流增加，电压升高。发电机卸载时，调节过程相反，励磁

电流降低，电压下降。对于变速交流发电机，转速变化时的电压调节过程与加卸负载时的过程类似。

图 4.2.16(c)是三相交流电源的线电压三角形和三相全波整流电路输出电压波形，图中三个线电压可表示为

$$\begin{cases} u_{AB} = \sqrt{2}U_{AB}\sin\omega t, \\ u_{BC} = \sqrt{2}U_{BC}\sin(\omega t - (\pi - B)), \\ u_{CA} = \sqrt{2}U_{CA}\sin(\omega t + (\pi - A))。 \end{cases}$$

式中，U_{AB}，U_{BC}和 U_{CA}为线电压有效值，A，B 和 C 为线电压的三个内角。在 $0\sim\pi$ 区间，三相全波整流后的电压瞬时值为

$$u = \begin{cases} \sqrt{2}U_{BC}\sin(\omega t + B); 0 \leqslant \omega t < A \\ \sqrt{2}U_{AB}\sin\omega t; A \leqslant \omega t < (A + C) \\ \sqrt{2}U_{CA}\sin(\omega t - A); (A + C) \leqslant \omega t < \pi \end{cases}$$

在 $\omega t = \pi\sim 2\pi$ 区间内，电压 U 与在 $0\sim\pi$ 区间内相同。整流电压平均值 U_d为

$$U_d = \frac{1}{\pi}\left\{\int_0^4 \sqrt{2}U_{BC}\sin(\omega t + B)\,d\omega t + \int_A^{A+C} \sqrt{2}U_{AB}\sin\omega t\,d\omega t + \int_{A+C}^{\pi} \sqrt{2}U_{CA}\sin(\omega t - A)\,d\omega t\right\} =$$

$$\frac{\sqrt{2}}{\pi}[U_{BC}(\cos C + \cos B) + U_{AB}(\cos B + \cos A) + U_{CA}(\cos A + \cos C)] =$$

$$\frac{\sqrt{2}}{\pi}[(U_{BC}\cos B + U_{CA}\cos A) + (U_{AB}\cos B + U_{CA}\cos C) + (U_{AB}\cos A + U_{BC}\cos C)] =$$

$$\frac{\sqrt{2}}{\pi}(U_{AB} + U_{BC} + U_{CA}) \tag{4.2.26}$$

可见，整流后的直流电压平均值 U_d与三个线电压的算术平均值成正比。对于三相半波整流，也有与上式类似的关系

$$U_d = \frac{\sqrt{2}}{2\pi}(U_{AB} + U_{BC} + U_{CA}) \tag{4.2.27}$$

所以，图 4.2.16(a)的三相电压检测电路，实际上是三相线电压平均值的检测电路。在正常情况下，由于飞机电网负载不平衡较小，故三相电压基本平衡，保持整流后直流电压不变，也就实现了发电机相电压恒定。这种调节方式称为平均电压调节。

图 4.2.16(d)是三相电压对称时的整流直流电压波形和 RC 滤波电路后的电压波形，滤波电路使整流直流平均电压 U_d与一三角波电压叠加，设三角波电压的峰峰值为 U_{TM}。则检测电路输出电压 U_D为

$$U_D = K\left(U_d \pm \frac{1}{2}U_{TM}(t)\right) \tag{4.2.28}$$

式中，K 为检测电路分压比。

若发电机电压降低，致使 U_D 的最大值 $\left[K\left(U_d+\frac{1}{2}U_{TM}\right)\right]$ 等于基准电压 U_E，则比较器 CC 输出全为高电平，V_{T_1} 和 V_{T_2} 全导通，励磁电流达最大值

$$I_{f\,max}=\frac{E}{R_f} \tag{4.2.29}$$

式中，E 为永磁励磁机整流后的直流电压，R_f 为励磁机励磁绕组电阻。

若发电机电压升高到

$$K\left(U_d-\frac{1}{2}U_{TM}\right)=U_E \tag{4.2.30}$$

则比较器输出全低电平，V_{T_1} 和 V_{T_2} 全截止，励磁机稳态励磁电流 I_f 为零。由此可见，电压调节精度由三角波电压的峰峰值 U_{TM} 大小决定。减小 U_{TM} 值，可提高调压精度。而 U_{TM} 的大小与整流电路类型及滤波电路参数有关。由此可画出电压调节器的静特性，见图 4.2.16(e)的曲线 1，其为一直线。若在同一图中画出发电机的空载特性(曲线 2)和负载特性(曲线 3)，则该两曲线与调压器静特性的交点 a 和 b 就决定了发电机的最大和最小励磁电流，也确定了调节器的调节误差 $\Delta u=U_{max}-U_{min}$。对于变速交流发电机，则图 4.2.16(e)中的曲线 2 为发电机最高转速时的空载特性，曲线 3 为发电机最低工作转速时的负载特性。必须指出，发电机工作转速变化时，永磁副励磁机的电压 E 也随着变化，故调节器特性也是变化的。

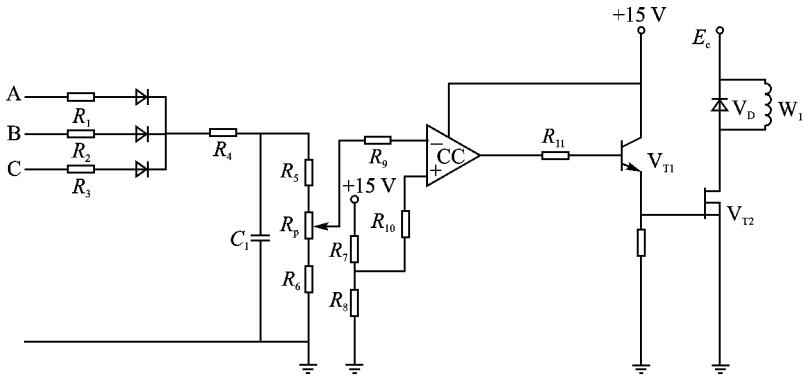
飞机无刷交流发电机是电压调节器的调节对象，它由励磁机和主发电机构成。从电压调节系统考虑，该电机可简化成两个惯性环节串联的结构形式。为了改善调压系统稳定性，通常采用微分反馈校正电路，即将功率管 V_{T_2} 漏级电压通过 RC 网络反馈到比较器 CC 的输入端，合理选取反馈参数，可显著改善系统的稳定性和过渡过程品质。

3. 高相电压的限制

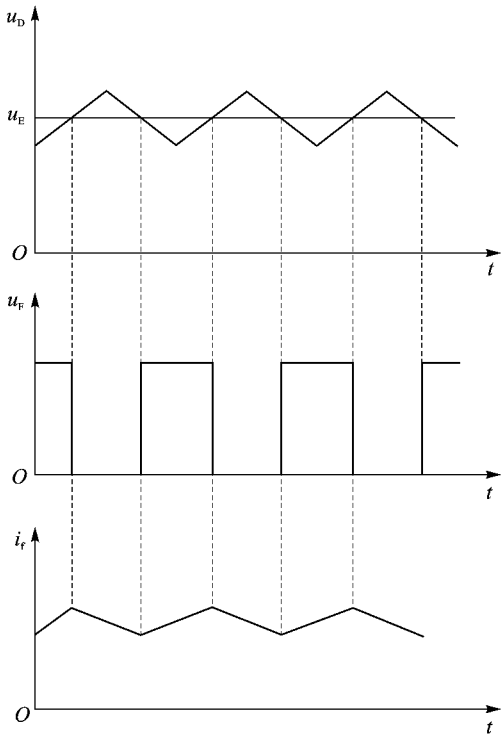
调节点三相电压对称时，三相电压平均值也就反映了各相电压的大小。三相电压不对称时，三相电压平均值则不能反映各相的电压值。产生严重不对称的情况有两种，一是电网中发生不对称短路或发电机到调压点间有单相或两相开路情况；二是电压调节器的电压检测线有断路或短路现象，这时尽管电源电压是对称的，但调节器实际敏感到的是不对称的三相电压。在这种情况下，若为单相接地短路，另两相电压为额定值，则用平均电压检测方法时，调压器感受的电压降低了，这必然要增加发电机的励磁电流，使三相电压平均值增加到发生短路前的值，从而使两正常相电压增加很多，以致危害接于该两相上的用电设备。

高相电压限制是多相发电机电压调节器必须具备的功能，以便在多相电压严重不对称时将最高相电压限制在允许的范围内。

图 4.2.17(a)是一种三相电源系统检测高相电压的电路，由三个单相变压器和整流滤波电路组成，分别检测发电机的各相电压，输出相电压的平均值。由于电路经过 D_1，D_2 和 D_3 三只二极管构成的或门输出，故只能输出三相电压中最高相的电压。如果用这个电路代替

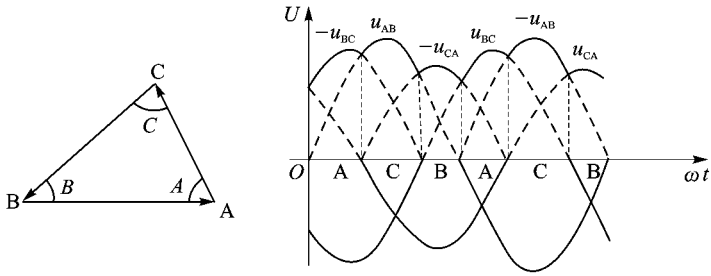


(a) 电压调节器电路原理图

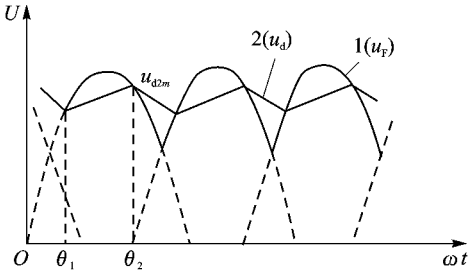


(b) 关键点的波形

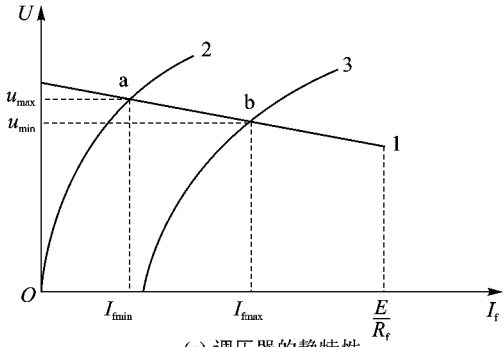
图 4.2.16　交流发电机电压调节器电路和工作原理



(c) 线电压三角形和整流电路输出电压



(d) 滤波后的整流电压波形

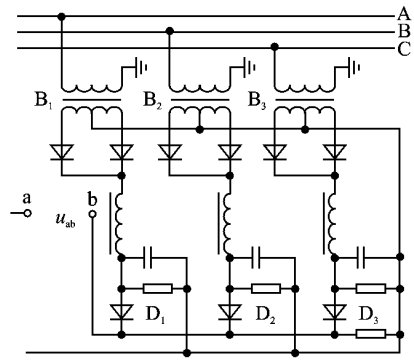


(e) 调压器的静特性

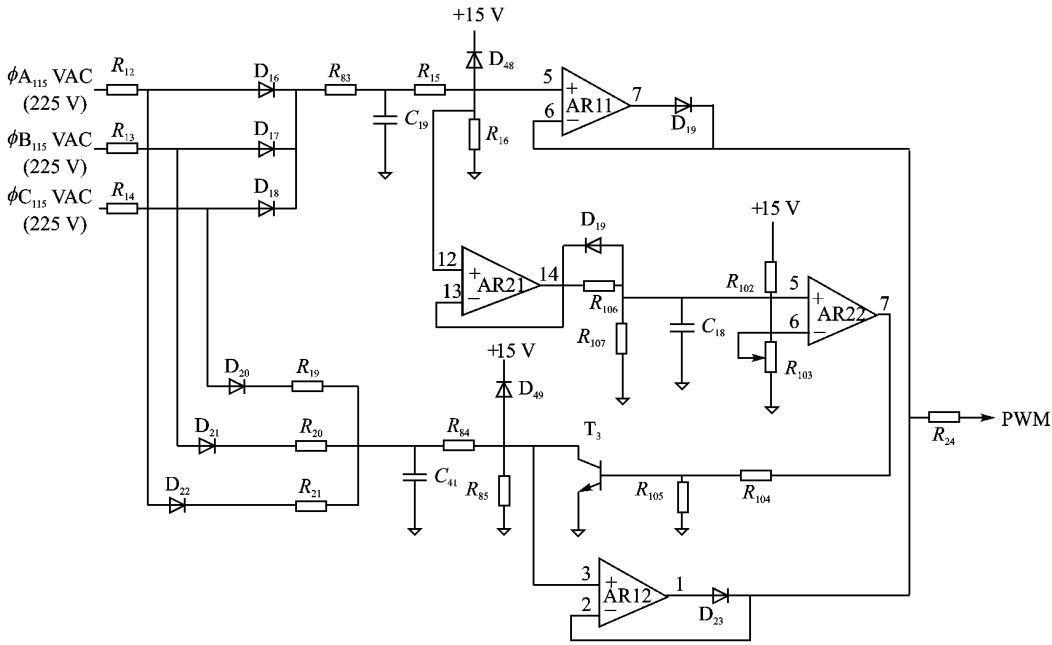
图 4.2.16　交流发电机电压调节器电路和工作原理(续)

图 4.2.16(a) 的三相电压平均值检测电路,则可构成将高相电压调节到额定值的电压调节器。正常状态下,三相电压对称,则各相电压均等于额定值。

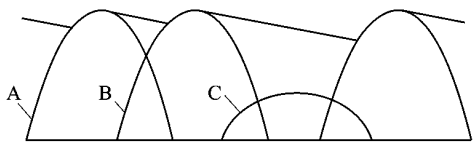
图 4.2.17(b)是由平均值电压检测与高相电压检测电路共同构成的电压检测电路。其中,D_{20},D_{21}和 D_{22},R_{19},R_{20}和 R_{21},C_{41}和 R_{84},R_{85}等元件构成三相电压平均值检测电路。D_{16},D_{17},D_{18}和 R_{83},R_{15},R_{16}及 C_{19}构成高相电压检测电路。运算放大器 AR11 的 5、6、7 端和 D_{19},AR12 的 3、2、1 端和 D_{23}构成二个精密整流电路,形成或门,故 R_{24}上只有电压高的信号起作用。两个电路结构相同的三相半波整流电路和 RC 滤波电路,其中一个检测三相电压平均值,另一个检测高相电压。它们的滤波电路时间常数不同。平均值电压检测电路的滤波时间常数小,其作用是将馒头波直流电压转换成具有三角波脉动分量的直流电压。滤波电路时间常数大的检测电路则具有在一个电源周期内基本保持高相电压的功能。图 4.2.17(c)中设 a 和 b 相正常,c 相发生接地短路,故 c 相电压较低,由于滤波电路时间常数较大,C_{19}上的电压波形只由高相电压确定,与 U_C无关。电路中的 D_{48}和 D_{49}是两检测电路的钳位二极管,以将检测电路的输出电压,即电阻 R_{16}和 R_{85}上的电压限制在 15 V。由运算放大器 AR21 的 12,13,14 端构成缓冲电路,AR22 的 5,6,7 端构成比较器和三极管 T_3组成三相平均电压检测电路的抑制电



(a) 分别检测各相电压的电路



(b) 平均值电压高相电压组合的检测电路



(c) c相短路时的三相电压波形

图 4.2.17　高相电压检测电路

路，在发电机相电压达 127 V 时，经 R_{106}，R_{107} 和 C_{18} 延迟后使运放 AR22 的输出端 7 为高电平，T_3 导通，将 R_{85} 短路，即抑制了平均电压检测电路的输出，此时该电路仅为高相电压检测。二极管 D_{19} 使延迟电路具有单向特性，即仅当缓冲器 AR2 的输出端 14 由低电平转为高电平时使延时电路起作用，输出端由高电平转低电平时，C_{18} 的电荷经二极管快速放电，几乎不延时。平均值电压检测和高相电压检测组合的电压调节系统在三相电压对称正常工作时有高的稳压精度，在不对称短路等故障状态时又限制了高相电压，使非短路相用电设备免受高电压危险。

4. 发电机最大输出电流限制

恒速恒频交流电源发电机的三相稳态短路电流应大于三倍额定电流值，以使配电网中的热保护器能在短路时快速断开。这个要求往往使发电机的单相短路电流远大于三倍额定电流值。在变频交流电源中，发电机高速运行时的短路电流更为可观。因此，必须限制发电机的最大输出电流值。限制发电机输出电流的基本方法是通过电流互感器检测发电机的输出电流，将该检测信号送到电压调节器，通过调压器限制发电机的励磁来限制发电机的输出电流。

4.3 飞机变速恒频交流电源系统

4.3.1 变速恒频电源

变速恒频电源(简称 VSCF 电源)是一类以大功率电子技术为基础的新型飞机电源。变速恒频电源和恒速恒频电源一样，也是产生 400 Hz、115/200 V 三相四线制交流电，二者电气性能相互兼容，但二种发电系统的构成和工作原理不同。图 4.3.1 是 VSCF 电源的构成框图，它由发电机、电子变换器和控制器三部分组成。

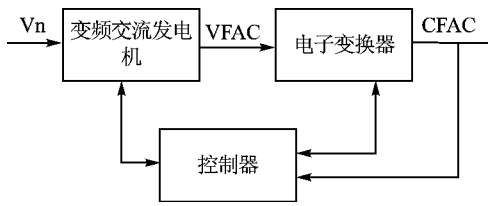


图 4.3.1 VSCF 电源构成方块图

同恒速恒频电源系统中恒频发电机由恒速传动装置传动不一样，变速恒频电源系统的发电机为变频无刷交流发电机，由飞机发动机直接传动，其频率变化范围与发动机的转速变化范围一致。变速恒频电源系统中采用电子变换器将发电机发出的变频交流电能转换为恒频交流

电。变速恒频电源用变换器有二种类型,一类是交交型,一类是交直交型;相应地,变速恒频电源也分为交交型和交直交型两类。交交型变换器是晶闸管变频器,又称循环变换器或周波变换器,它将发电机发出的多相高频交流电直接变换成 400 Hz 交流输出。交直交型变换器先将发电机发出的变频交流电转换成直流电,再逆变为交流电。其中,逆变器一般有梯波合成和开关点预置正弦脉宽调制二种方案。发电机/变换器控制器实现对发电机和变换器的控制、保护和自检测(包括使用在线自检和地面维护自检)。控制器的检测保护功能一般用微处理器实现。

第一套变速恒频电源于 1972 年装机使用,30 多年来,变速恒频电源得到了迅速发展。20 世纪 70 年代,由于可关断功率电子器件的不成熟,大功率的电能变换只能用晶闸管实现,采用晶闸管循环变换器方案。交交型变换器晶闸管允许结温低,高温工作时故障多,可靠性低。随着可关断功率电子器件的成熟,交直交型变速恒频电源也得到了发展。阶梯波合成型逆变器对功率管的要求较低,易于实现,但主电路较复杂,需 400 Hz 变压器。脉宽调制型变速恒频电源结构简单。

变速恒频电源是一种较有发展前途的飞机交流电源,它的优点有:

① 电能质量高,电子变换器没有频率瞬变现象;

② 能量转换效率高,恒速恒频电源系统由于恒装效率较低,电源系统的效率约 70%,而变速恒频电源系统的效率可高于 80%,能量转换效率高有利于提高飞机的有效载荷;

③ 旋转部件少,可靠性高;

④ 电源系统结构灵活,除发电机必须装在发动机附件机匣外,其他部件安装位置可灵活多样,组合式变速恒频电源的安装结构与组合式恒速恒频电源的安装结构相同,可以极方便地相互取代;

⑤ 能实现无刷启动发电;

⑥ 生产和使用维护方便,有利于减少飞机全寿命周期费用。

但由于电子器件本身的特点,变速恒频电源也有缺点:

① 电子器件允许工作结温低,电子变换器的允许工作环境温度没有恒速传动装置高;

② 电子变换器承受短路和过载的能力较低,因而变速恒频电源的容量常被定义为 60/40 kVA 方式,即额定容量为 60 kVA,而过载容量则以 40 kVA 作为计算标准,如 5 s 100%过载为 80 kVA。

表 4.3.1 列出了各种类型 VSCF 电源的典型应用,并进行了比较。

我国也成功地研制了脉宽调制型交直交变速恒频电源系统,并已装机使用。

表 4.3.1　VSCF 电源的应用举例

飞机型号	F－18A,B,C,D	B737－400	MD－90
供应商/制造商	LELAND/GE	Sundstrand	Alliedsignal
电源类型	交交	脉宽调制交直交	阶梯波合成交直交
电源容量	2×40/30 kVA	2×60/40 kVA	2×90/75 kVA
结构	组合式	组合式	分体式
安装位置	发动机附件机匣	发动机附件机匣	发电机装于附件机匣 变换器装于机体
冷却方式	循油	喷油和强迫风冷混合式	变换器风冷
机械接口	无齿轮盒 转速 15 300～26 000 r/min	有增速齿轮 输入转速 4 630～8 600 r/min 输出转速 13 705～25 456 r/min	12 000～24 000 r/min
质量/kg	30.0	71.4	80.0

注：F－18 和 B737 上 VSCF 的应用都是为直接取代 CSCF 的 IDG 而设计。

4.3.2　交交型变速恒频电源

交交型变速恒频电源系统由多相高频发电机、晶闸管交交变频器和控制器等装置组成。

1. 多相高频发电机

为了保证循环变换器输出的 400 Hz 交流电谐波含量满足指标要求，发电机的相数和频率要满足一定的条件。在输出电压波形相同的前提下，发电机的相数增多，则电机的最低工作频率，也就是变频器输入电源的频率可以降低。

发电机的工作频率取决于工作转速和极对数。电机的工作转速受轴承和转子机械强度等限制。在现有的材料和冷却技术条件下，电机的最高工作转速大约为 30 000 r/min，一般喷气式发动机最高工作转速和最低工作转速之比约为 2∶1。由此可见，若电机的相数少，则必然要通过增加极对数来保证其最低工作频率，但极对数的增加受转子机械强度制约，同时，极对数太多将使电机结构和制造工艺复杂化。所以，交交型变速恒频电源系统的发电机为多相发电机，一般采用 6 相或 9 相。

电机若采用 6 相，其最低工作频率不低于 1 140 Hz。为减小电机的铁损耗和铜损耗，电机的铁芯叠片较薄，电枢绕组宜采用多股线。发电机的磁极上装有阻尼绕组，以减小换相电抗。

由于交交变频器的功率因数较低，发电机的容量比系统的容量大，如 40 kVA 系统，电机的容量要达到 55 kVA。

发电机可以是电磁式，也可以是永磁式。

2. 循环变换器

为了能构成三相四线制输出，循环变换器应采用有公共输出点的主电路。图 4.3.2 为采用 6 相发电机时的循环变换器一相主电路，变换器由四组三相半波整流电路、相间变压器和滤波器等环节组成。晶闸管 V_1、V_2、V_3 构成正一组 P_1，V_7、V_8、V_9 构成负一组 N_1，这二组形成一个反并联电路，同样，V_4、V_5、V_6 和 V_{10}、V_{11}、V_{12} 构成的正二组和负二组也接成反并联，两正组和两负组间由相间变压器 IPT1 和 IPT2 隔开。输出滤波器由电机电枢绕组电感、相间变压器的漏感和电容器组成。由于采用零式可控整流电路，三套相同的上述电路接于同一发电机时，变换器输出有公共点，因而三个相同的电路可以构成三相四线制输出。6 相系统主电路中有 36 只晶闸管，6 个相间变压器和 3 组滤波电容。若电机为 9 相发电机，则三相输出需 54 只晶闸管。

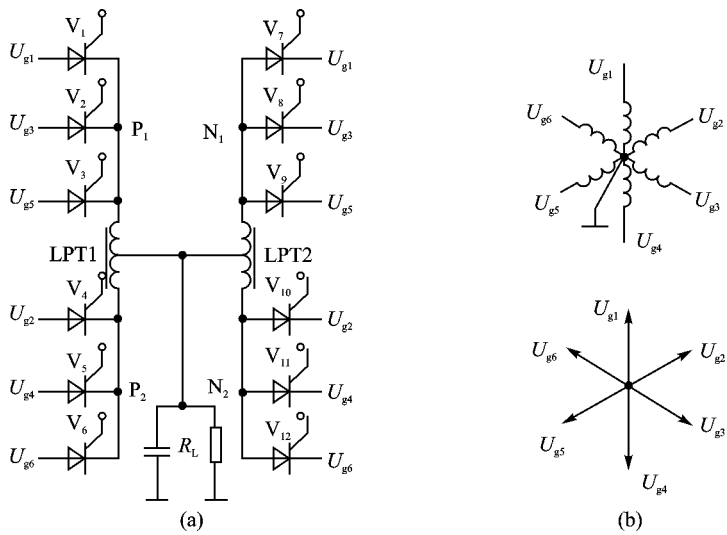


图 4.3.2　六相发电机的循环变换器主电路和电机绕组及电压矢量图

反并联电路有两种工作方式：无环流和有环流。无环流工作时，只触发通过负载电流的那组晶闸管，正向电流时触发正组，反向电流时触发负组，任何时刻仅一组晶闸管工作。无环流工作不能保证电流在任何情况下连续，且电流断续时，输出电压与控制电压不再为线性关系，控制困难，输出电压畸变大，因此交交型变速恒频电源一般不采用这种工作方式。

对于有环流工作，正负组同时加触发信号，为使两组输出电压相等，应有

$$\alpha_P + \alpha_N = 180^\circ \tag{4.3.1}$$

式中，α_P 为正组移相角，α_N 为负组移相角。因两组输出电压平均值相等，组间没有直流环流或交流基波环流，但两电压瞬时值不同，而引起脉动环流，此环流使变换器处于电流连续工作状

态。环流的大小靠电抗器限制，相间变压器的作用之一即是环流电抗器。

三相半波可控整流组在电流连续时，整流电压 U 和发电机相电压有效值 U_g 及移相角 α 间关系为

$$U = \frac{3\sqrt{6}}{2\pi} U_g \cos\alpha \tag{4.3.2}$$

如果用余弦交截控制原理，则有

$$\cos\alpha = \frac{U_r}{U_{sm}} \tag{4.3.3}$$

式中，U_r 为移相控制电压，U_{sm} 为同步电压最大值。于是有

$$U = \frac{3\sqrt{6}}{2\pi} \cdot \frac{U_g}{U_{sm}} U_r = KU_r \tag{4.3.4}$$

$$K = \frac{3\sqrt{6}}{2\pi} \cdot \frac{U_g}{U_{sm}} \tag{4.3.5}$$

即在电流连续时循环变换器的输出电压和控制电压成正比，具有线性放大器特性。如果控制电压为直流，则输出电压也为直流。如控制电压为 400 Hz 交流，则输出电压也为 400 Hz 交流。如

$$U_r = U_{sm} \sin\omega_0 t \tag{4.3.6}$$

则变换器输出电压也为频率为 ω_0 的交流电

$$U = KU_{sm} \sin\omega_0 t \tag{4.3.7}$$

若发电机为永磁电机，转速为 n_0 时的相电势为 E_{g0}，发电机的相电势 E_g，与电机转速成正比

$$E_g = E_{g0} \frac{n}{n_0} \tag{4.3.8}$$

如果同步电压也从发电机端取出，即

$$U_{sm} = U_{sm0} \frac{n}{n_0} \tag{4.3.9}$$

则

$$U = \frac{3\sqrt{6}}{2\pi} \cdot \frac{U_g}{U_{sm}} = \frac{3\sqrt{6}}{2\pi} \cdot \frac{U_{g0}}{U_{sm0}} \tag{4.3.10}$$

这表明，这种控制方式下变换器的输出电压仅与控制电压 U_r 有关，而与永磁电机的转速无关。

3. 相间变压器

图 4.3.3(a)为忽略换相重叠时的相间变压器简化电路图，任何时刻每组只有一只晶闸管导通，则共有 4 条通路。在电机 1,3,5 三相中只有一相作用在正侧的相间变压器 IPT1 上，电机 2,4,6 三相电压中也只有一相作用在正侧的 IPT1 上，它们分别用 U_{gi} 和 U_{gj} 表示。负侧也类似，用 U_{gm} 和 U_{gn} 表示。用 R,L 表示 IPT1,IPT2 的线圈电阻和电感，用 M 表示两线圈间互感，则有

$$\left.\begin{aligned} U_{gi} &= LPi_i - MPi_j + Ri_i + U_0 \\ U_{gi} &= LPi_j - MPi_i + Ri_j + U_0 \\ -U_{gm} &= LPi_m - MPi_n + Ri_m + U_0 \\ -U_{gn} &= LPi_n - MPi_m + Ri_n + U_0 \end{aligned}\right\} \tag{4.3.11}$$

式中，U_0为 IPT1，IPT2 中点电压，P 为微分算子 $\mathrm{d}/\mathrm{d}t$。

$$i_0 = i_i + i_j + i_m + i_n \tag{4.3.12}$$

则有

$$\frac{U_{gi} + U_{gj} + U_{gm} + U_{gn}}{4} = \left(\frac{L-M}{4}P + \frac{R}{4}\right)i_0 + U_0$$

若变频器空载，$i_0 = 0$，则空载电压 U_{00} 为

$$U_{00} = \frac{1}{4}(U_{gi} + U_{gj} + U_{gm} + U_{gn})$$

若输出短路 $U_0 = 0$，则电流为 i_{0k}

$$i_{0k} = \frac{U_{00}}{\frac{L-M}{4}P + \frac{R}{4}}$$

由此可得出有 IPT1、IPT2 时的发电机-变换器等值电路，见图 4.3.3(b)，其中 R_e 和 L_e 为等效电阻和等效电感，分别为

$$\left.\begin{aligned} R_e &= \frac{R}{4} \\ L_e &= \frac{L-M}{4} \end{aligned}\right\} \tag{4.3.13}$$

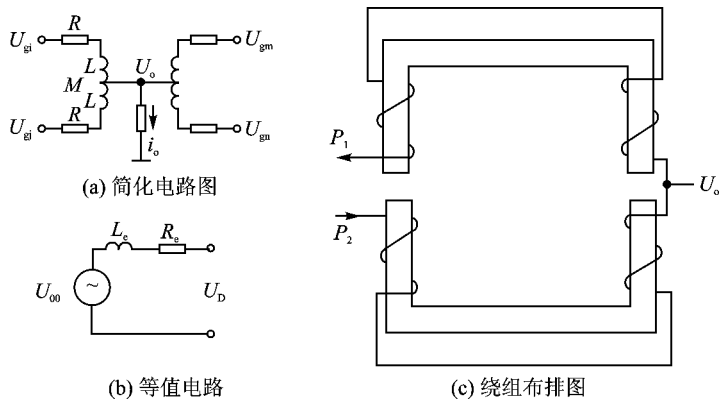


图 4.3.3　相间变压器的原理

相间变压器的作用之一为平衡电抗器，它使两正组或负组独立。由于两正组(或负组，下同)间瞬时电压不等，在相间变压器中产生磁化电流 i_u，i_u 的大小与方向决定于两正组间电

压差

设 $i_i=i+i_u$，$i_j=i-i_u$。由式(4.3.11)得

$$i_u=\frac{U_{gi}-U_{gj}}{2[(L+M)P+R]}=\frac{U_{gn}-U_{gm}}{2[(L+M)P+R]} \tag{4.3.14}$$

若相间变压器无漏感，则 $L=M$

$$i_u\approx\frac{U_{gi}-U_{gj}}{4LP+2R} \tag{4.3.15}$$

相间变压器的作用之二为限流电抗。若正负组移相角 $\alpha_P+\alpha_N=180°$，则两组间平均电压差为零，但瞬时电压不同，在正组电压大于负组时出现环流 i_{c0}。实际上，环流大小还与负载电流有关，下面仅导出空载时的环流 i_{c0}，由式(4.3.11)得

$$i_{c0}=\frac{U_{gi}-U_{gn}}{2[(L-M)P+R]}=\frac{U_{gj}-U_{gm}}{2[(L-M)P+R]} \tag{4.3.16}$$

空载环流 i_{c0} 为 1,3,5 三相系统的环流和 2,4,6 三相系统的环流之和，由于两个三相系统间相位差为 60°，因而 i_{c0} 是两个三相系统环流的矢量和。

式(4.3.13)、(4.3.14)、(4.3.15)为相间变压器作为滤波电感、平衡电感和限流电感时的表达式。作为滤波电感时，电感值为 $\frac{L-M}{4}$，相应的频率为变换器的输出频率，即 400 Hz；作平衡电感时的等效电感值为 $2(L+M)$，相应的工作频率为发电机频率的三倍；作限流电感时，电感量为 $2(L-M)$，相应的工作频率也为电机频率的三倍。相间变压器的这三个功能是协调的，作平衡电抗时电抗最大，使两整流组在较小负载时即可独立，作滤波电感时电抗最小，不致使电源系统外特性太软。由于相间变压器又作为限流电感用，故铁芯必须有气隙。

4. 变频器的电压负反馈

循环变换器输出电压中含有本征畸变和非本征畸变，前者是由其工作机理产生，后者是由于实际电路非理想造成。本征畸变项的频率同变换器的输入和输出频率有关，其中低次谐波较小，若采用适当的滤波器可以有效地减小输出电压中的这类谐波含量。由移相控制不准确和主电路参数不一致等造成的人为谐波，为非本征畸变。其谐波次数较低，并且还有大量的非整数倍谐波分量(次谐波)，不易为滤波器滤除，宜采用电压负反馈来抑制。通过将输出电压的一部分反馈到输入，可以有效地减小输出电压中的谐波，提高输出电能质量。

变换器采用输出电压负反馈还有利于减小变换器的输出阻抗，输出阻抗小使得电源的外特性较硬。同容量的变速恒频电源的输出阻抗低于恒速恒频电源。

5. 输出电压调节

循环变换器本身具有电压调节能力，其输出电压和控制电压间具有线性放大器特性，通过改变移相角可以调节输出电压。由于每一相变换器的输出电压可以单独调节，因而电源的调节精度高，三相电压对称性好，具有较强的带不对称负载能力。

若电源系统的电机为电磁式电机，电源系统有两个电压调节环。除变换器调压外，电机的

电压调节器使电机输出相电压保持为 165 V。无论是采用电磁式电机还是永磁式电机，由于电机频率高和变换器可调压，系统的调节响应快，动态特性好。

4.3.3　阶梯波合成型交直交变速恒频电源

1. 阶梯波合成型交直交变速恒频电源的组成和工作原理

图 4.3.4 是某型飞机阶梯波合成型交直交变速恒频电源的组成框图。其中，发电机为三级风冷无刷交流发电机。主发电机的输出为三相变频交流电，经变换器内的三相桥式整流电路变换为直流电。变换器由桥式整流电路、直流滤波电路、四个 180°导通型三相逆变器、输出变压器、交流滤波电路、开关电源、逻辑电路、变换器控制保护单元和电压调节器等组件或模块组成。

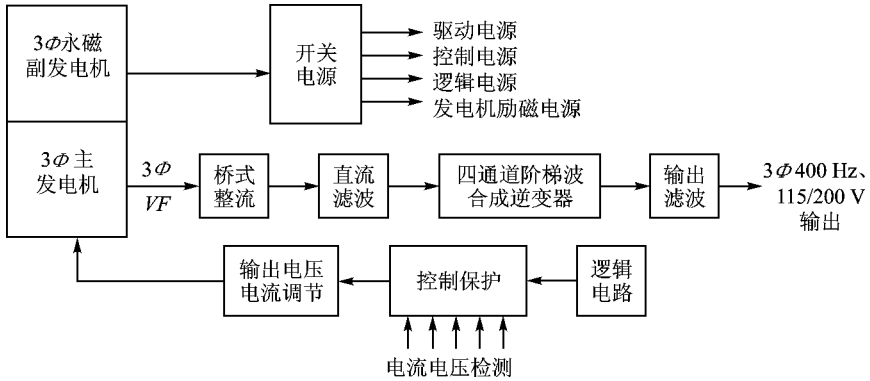


图 4.3.4　阶梯波合成型交直交变速恒频电源框图

由于逆变器有输出变压器，具有降压功能，因而阶梯波合成型变速恒频电源可以采用输出电压较高的发电机。MD－90VSCF 电源发电机相电压为 230 V 左右，为恒速恒频电源发电机输出电压的两倍。发电机输出电压高，则一定功率输出时，其电流小，可以使用较小截面积的导线，减轻了导线质量，为将变换器安放在适于其工作的环境提供了有利条件。发电机高电压输出还减小了流经功率晶体管的电流，从而减小了功率管电流容量。采用大容量晶体管，由于管子工作于降额状态，从而可以提高工作可靠性。发电机高压输出的缺点是增加了功率晶体管的电压额定值，必须采用高耐压的功率管。MD－90 电源系统采用绝缘栅双极性晶体管作为功率元件。

交直交变速恒频电源系统的发电机设计与恒速恒频电源系统的发电机相比，其主要不同点在于其负载不一样，所要关注的问题也不一样。恒速恒频电源系统发电机要求输出波形为正弦波，主发电机必须采用分布绕组；由于系统的惯性环节少，电机转速变化范围小，较容易实现快速动态响应，对励磁机的要求较简单，既可以采用半波整流器，也可以采用全波整流器。变速恒频电源主发电机负载为整流型负载，不需要考虑低功率因数负载，并可以采用集中绕组，使输出波形为平顶波，以减小整流滤波电容；由于系统中增加了一个大电容储能环节和工

作转速变化范围大，较难实现快速动态响应，对励磁机的设计要求高，旋转整流器必须要采用桥式整流器，以保证励磁系统的电流线性放大器特性。

四个 180°导通型逆变器按阶梯波合成，构成四通道逆变器，它将整流桥的输出变换为三相四线 400 Hz 交流，再经滤波得到失真度小于 4%的正弦交流电输出。四通道阶梯波合成逆变器有 24 只晶体管，共需 24 个控制信号，每个信号的频率均为 400 Hz。逻辑信号由逻辑电路产生，时钟信号由晶体振荡器产生，因而频率稳定度很高。逻辑信号通过驱动电路实现逆变器功率晶体管的开通与关断控制。由于逆变器每支路两只晶体管的发射极是分离的，24 只功率管的驱动电路最少需要 13 组互相隔离的正负电源供电。

由于四通道逆变器不具备电压调节能力，输出电压调节电路藉改变励磁机的励磁实现输出电压的稳定和电流限制功能。图 4.3.5(a)是电压调节器的构成方框图，其检测电路用三相半波电路，末级功率管的开关频率为 1 200 Hz。电流检测电路使调压器能够实现输出电流限制，由于逆变器功率晶体管的最大集电极电流的限制，必须对输出电流进行限制，使电源系统具有图 4.3.5(b)所示的外特性，可提供 200%过载和 3 倍额定电流的短路电流。在输出电流超过 $2I_N$后，调压器的电流限制电路使输出电压随输出电流的增长而下降，在输出端短路时，逆变器的工作电压降低，从而限制了逆变器的损耗和发热。

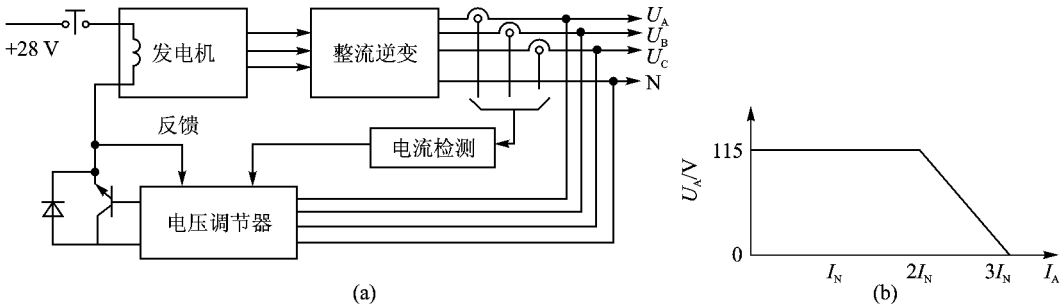


图 4.3.5　交直交 VSCF 电源的电压调节

变速恒频电源与恒速恒频电源一样，都是通过调节发电机励磁来实现输出电压调节，由于两种电源的结构不同，各自的电压调节系统存在很大差别。变速恒频电源的电压调节系统具有以下特点：

① 调节对象结构复杂，调节对象中的储能元件除发电机外，还包括直流滤波环节和输出滤波环节，调节对象状态方程阶数高；

② 励磁电流变化范围大；

③ 变速恒频电源系统的扰动量除负载变动外还有发电机的转速变化；

④ 发电机变速工作使调节对象的参数变化范围很大，低转速时，电机磁路较饱和，发电机的放大系数较小，转速升高后电机在磁不饱和区工作，又因线性工作区的放大系数与转速成正

比，故最高工作转速时的放大系数比最低工作转速时大数倍；

⑤ 若电压调节器的功率级直接由永磁副励磁机整流后供给，则调节器的放大系数也将与转速成正比。

这些均会导致调压系统高速运行时的稳定性变差。因此，变速恒频电源的电压调节系统在设计时应采取以下的措施：

① 发电机的励磁系统应具有电流线性放大器特性；

② 将励磁机设计成高电抗，可有效地减小主发电机励磁电路的时间常数；

③ 主发电机励磁绕组采用低压大电流设计方案；

④ 加入发电机励磁电流反馈内环等校正措施，以增强调节系统的稳定性，提高动态响应速度；

⑤ 增加励磁电流续流回路的阻尼，采用电阻或负压灭磁措施，加快发电机卸载后励磁电流的下降；

⑥ 必须有直流环节电压限制电路，直流电压限制环节和交流调压通道一起工作，当发电机负载过大时，降低直流环节电压，以减小功率管的工作应力，限制动态过程中直流环节电压在允许范围内，以免损害逆变桥功率器件；

⑦ 设置软启动电路，在发电机建压时使励磁机励磁电流逐渐加大，防止输出电压超调过大，减小直流滤波电容的充电电流。

逆变器功率管驱动电路、控制保护和逻辑电路、励磁机励磁系统的电能由开关电源供给。高频开关电源将发电机的永磁副励磁机的输出转化为多路隔离的恒压直流电。

变速恒频电源系统中，电子变换器的接地十分重要。由于逆变器输出有综合变压器，它将原副边电路隔离。又因变换器的控制电源由永磁机供电，与主发电机隔离，故主发电机交流电整流后的负汇流条，永磁机整流后的控制电源负汇流条，逆变器变压器输出端中线可与逻辑电路、保护电路和调压电路的地相接，如图 4.3.6 所示。

2. 阶梯波合成逆变器

阶梯波合成逆变器是由多个 180°导通型逆变器组合构成。

晶体管三相逆变器的主电路如图 4.3.7(a)所示，由 6 只晶体管及与晶体管反并联的 6 只二极管构成。为讨论方便，设负载为对称星型连接三相电阻，负载中点为 N，直流电源中点为 O。晶体管的导通规律见图 4.3.7(b)，同一支路上的上下晶体管互补导通，各导通半个周期，即 180°，故称 180°导通型，相邻支路的同一侧晶体管导通时间差 180°电角。

晶体管 V_1 和 V_6 导通时，U_{AB} 两端电压等于电源电压 U_i，即 $U_{AB}=U_i$，而 V_3 和 V_4 导通时 $U_{AB}=-U_i$，所以 U_{AB} 为宽 120°电角的方波交流电压。同样 U_{BC} 和 U_{CA} 也为宽 120°电角的方波交流电压，且三个线电压相位差互为 120°，见图 4.3.7(c)。图 4.3.7(d)为负载上的相电压波形，是六阶梯波，该波形中间宽 60°电角，电压幅值为 $\frac{2}{3}U_i$，两边各宽 60°电角，电压幅值为 $\frac{1}{3}U_i$。

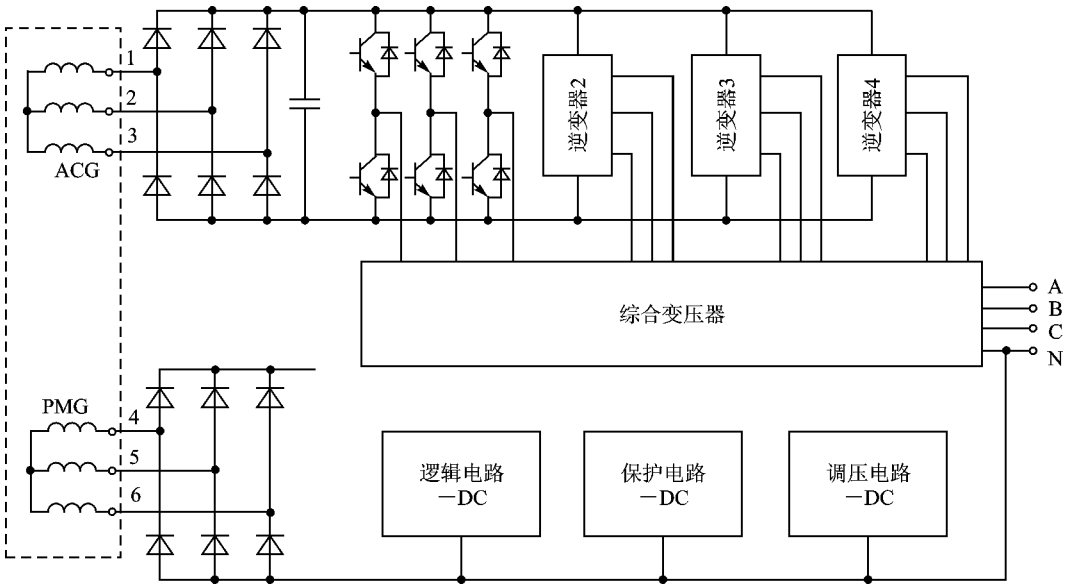
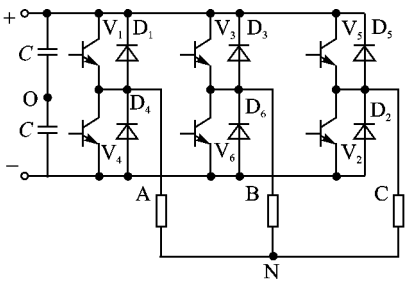
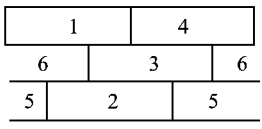


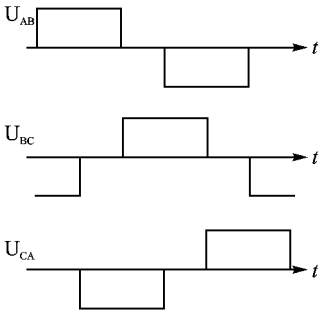
图 4.3.6　交流交换器的接地方案



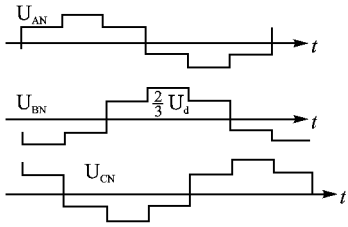
(a) 三相逆变器主电路



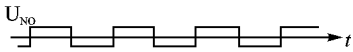
(b) 晶体管导通规律



(c) 线电压波形



(d) 相电压波形



(e) ON间电压波形

图 4.3.7　180°导通型三相逆变器

由图 4.3.7(b)的晶体管导通规律可见，任意时刻都有三只管子导通，这三只管子是在三条不同的支路上，故在直流电源中点 O 和负载中点 N 之间有电位差，见图 4.3.7(e)。U_{NO} 为一方波电压，它的频率为逆变器输出电压频率的 3 倍，幅值为 $\frac{1}{6}U_i$。

电阻负载时，电流与电压同相，故相电流也为 6 阶梯波。二极管中没有电流，如果负载是感性，则每一阶梯中的电流将按指数规律变化，电流的基波与电压基波间将存在相位差，二极管起续流作用。

逆变器输出线电压有效值与直流电源电压 U_i 间的关系为

$$U_{AB} = U_{BC} = U_{CA} = \sqrt{\frac{2}{3}}U_i \tag{4.3.17}$$

相电压有效值为

$$U_{AN} = U_{BN} = U_{CN} = \frac{\sqrt{2}}{3}U_i \tag{4.3.18}$$

线电压和相电压的富氏级数表达式为

$$U_{AB}(t) = \frac{2\sqrt{3}}{\pi}U_i\left(\sin\omega t - \frac{1}{5}\sin 5\omega t - \frac{1}{7}\sin 7\omega t + \frac{1}{11}\sin 11\omega t + \cdots\right) \tag{4.3.19}$$

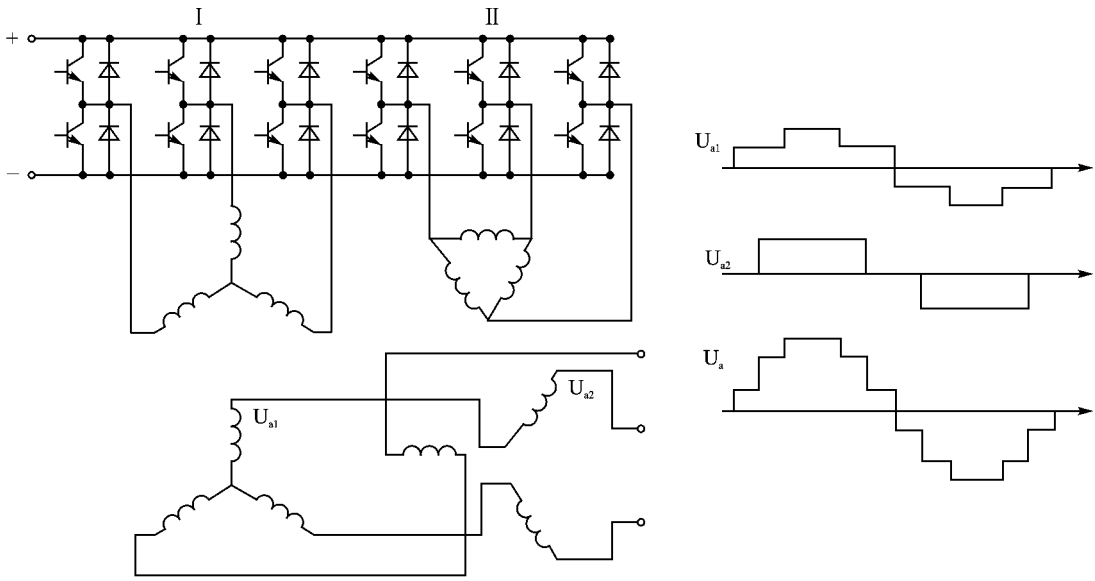
$$U_{AN}(t) = \frac{2}{\pi}U_i\left(\sin\omega t + \frac{1}{5}\sin 5\omega t + \frac{1}{7}\sin 7\omega t + \frac{1}{11}\sin 11\omega t + \cdots\right) \tag{4.3.20}$$

由上二式可见，线电压和相电压中没有 3 及其倍数次谐波。线电压和相电压中的谐波成份相同，但谐波间的相互相位关系不一样，所以线电压和相电压波形不一样。线电压和相电压的各次谐波含量的大小之间相差$\sqrt{3}$倍。必须指出，式(4.3.19)和式(4.3.20)中时间坐标的参考点不一样，线电压表达式中的时间坐标超前相电压表达式中的时间坐标$\frac{\pi}{6}$。

两台 180°导通型逆变器和相应的三相变压器可构成双通道阶梯波合成逆变器，主电路见图 4.3.8(a)。利用第一台逆变器的相电压和第二台逆变器的线电压叠加得到输出电压。如果将第二台逆变器的控制信号滞后第一台逆变器的控制信号$\frac{\pi}{6}$，第二台变压器原副边变比为第一台变压器原副边变比的$\sqrt{3}$倍，则可以得到如图 4.3.8(b)所示的合成输出电压，每一相合成输出电压为 12 阶梯波。根据式(4.3.19)和(4.3.20)，如果采用前述的晶体管控制规律和变压器变比关系，二台变压器副边的 $12k\pm5$ 和 $12k\pm7(k=1,2,3,\cdots)$次谐波将相互抵消，输出电压中将只含有基波和 $12k\pm1$ 次谐波，其富氏级数表达式为(设第一台变压器原副边匝比为 1∶1)

$$U_{AN} = U_{a1} + U_{a2} = \frac{4}{\pi}U_i\left(\sin\omega t + \frac{1}{11}\sin 11\omega t + \frac{1}{13}\sin 13\omega t + \cdots\right)$$

通过二台逆变器的输出叠加，使输出电压的谐波分量减小，且仅为高次谐波，可使输出滤



(a) 主电路原理图　　(b) 输出电压合成

图 4.3.8　双通道三相逆变器

波器显著减小。同时，合成逆变器的输出功率比单台逆变器大一倍，且每台逆变器的输出功率相同。

两台双通道逆变器的级联构成四通道逆变器，输出功率为单台逆变器的 4 倍。当二台双通道逆变器的晶体管导通信号间相位差为 $\frac{\pi}{12}$ 时，四通道逆变器内部的 $12k\pm11$ 和 $12k\pm13(k=1,2,3,\cdots)$ 次谐波将相互抵消，输出电压中将只含有基波和幅值为基波幅值 $\frac{1}{24k\pm1}$ 的 $12k\pm1$ 次谐波。实际上，由于控制信号的不一致和功率器件的离散性，逆变器输出电压中谐波稍大于理论值。四通道逆变器的总谐波含量为 7%，即使不加输出滤波器，也可为一般用电设备所接受。

表 4.3.2 列出了单通道和多通道三相逆变器的技术数据。

表 4.3.2　多通道三相逆变器技术数据($k=1,2,3,\cdots$)

名　称	相对容量	功率管数	最低次谐波	谐波分布	移相角
单通道	1	6	5,7	$6k\pm1$	0°
两通道	2	12	11,13	$12k\pm1$	30°
四通道	4	24	23,25	$24k\pm1$	15°
六通道	6	36	35,37	$36k\pm1$	10°

3. 阶梯波合成型变速恒频电源的特点

① 输出波形质量好，谐波含量小，由于有输出变压器，输出电压中不含直流分量；

② 变换器的可靠性高，如 MD－90 型飞机中，其变速恒频电源变换器的设计可靠性指标是 MTBF≥18 000 小时，随着使用经验的增加和设计的更新，下一代产品的可靠性将会更高；

③ 变换器的效率高，可以实现更大容量的系统；

④ 设备使用安全性好，即使变换器中一个桥失效，也不致整个变换器失效，内部的失效不会导致输出端出现直流电压而损坏设备；

⑤ 两个电源通道能够长时间并联工作，因而较容易实现电源间的不中断转换；

⑥ 该电源系统对负载的功率因数没有限制；

⑦ 其缺点是内部线路复杂，使用的功率管数量多，输出变压器的体积质量较大。

4.3.4　脉宽调制型交直交变速恒频电源

脉宽调制型交直交变速恒频电源由无刷直流发电机、开关点预置 SPWM 逆变器和控制器构成。若发电机输出整流器不装在电机内，则系统由无刷交流发电机、变换器和控制器等环节构成。无刷发电机多采用高速油冷电机，对小容量系统也可采用低速风冷电机。变换器和控制器采用风冷结构，冷却空气来自于飞机环控系统。发电机电压调节器、变换器控制器和系统的检测与控制保护电路置于控制器中。

1. 开关点预置脉宽调制逆变器

图 4.3.9 是开关点预置 SPWM 三相脉宽调制型逆变器的主电路图，由输入滤波电容器 C_{DC}、过压吸收电路 R_{OV}、V_{OV}、三相逆变桥、输出滤波 L_fC_f 电路、交流滤波器和中点形成变压器 NFT 等环节构成。图中所画的中点形成变压器为单绕组自耦变压器结构，用以形成中点，获得三相四线制输出。

开关点预置三相逆变器在较低的开关频率下，其输出电压的谐波含量小，且输出基波电压与逆变器直流电压之比较高。

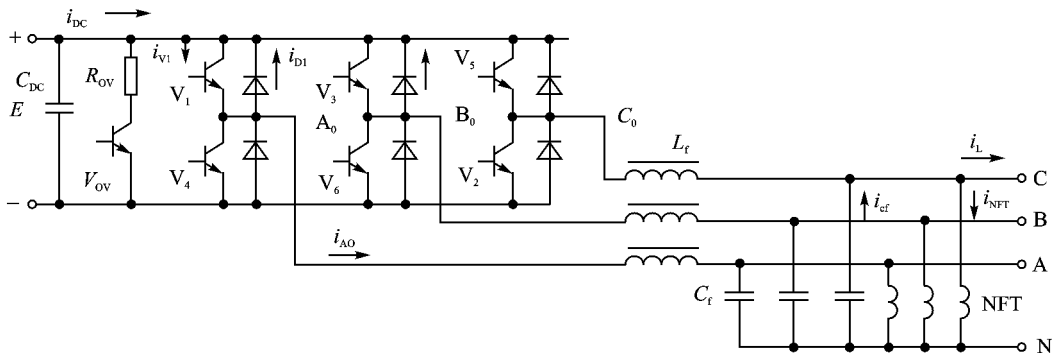


图 4.3.9　脉宽调制型逆变器的主电路

在逆变器容量相同时，脉宽调制型逆变器功率晶体管的负荷是四通道阶梯波逆变器的 4 倍，故晶体管电流大。同时，晶体管的开关频率也比阶梯波合成型的高得多，故晶体管开关时间应短。通常用开关管，其上升时间 t_r 和下降时间 t_f 应在 1 ns 左右，存储时间 t_s 在 3 ns 左右。晶体管的放大系数不能太小，但也不宜用达林顿管，因为这种管子的通态压降太大，使通态损耗加大。为了适应飞机上恶劣的工作条件，晶体管的允许结温应为 200 ℃。晶体管的结构应体积质量小，易于安装，易于散热。

与晶体管反并联的二极管应选用快恢复二极管，大的反向恢复电流与反向恢复时间会增加损耗并形成较大的电磁干扰。二极管的耐压应与晶体三极管一致，电流容量应由逆变桥输出端短路时可能通过的最大电流来选取。二极管的结温和晶体管一致，封装形式应合理。

晶体管采用比例驱动电路，使基极电流与集电极电流成比例变化，以减小驱动功率损耗和减小晶体管存储时间。比例驱动电路应尽量靠近晶体管以减小驱动回路阻抗。短路反馈线圈在晶体管关断时能有效反馈，并能迅速抽取晶体管基区的剩余载流子。截止时，晶体管基射极以反向偏压，保证可靠截止。驱动变压器各绕组间应紧耦合。同一支路的上下两晶体管的驱动电路应互锁，保证上下两晶体管不会同时导通。

图 4.3.10 是一种基极比例驱动电路的原理电路，用于驱动串接的两晶体管 V_1 和 V_4，两管驱动电路互锁。B_1 和 B_3 分别为 V_1 和 V_4 的驱动变压器，W_1 和 W_2 为原绕组，由 U_{dc} 与 R_5 构成的等效恒流源供电，W_b 为基极绕组，W_f 为反馈绕组。B_2 和 B_4 为 V_1 和 V_4 的互锁电流互感器。V_{11} 构成 V_1 的开通信号放大电路，V_{12} 和 V_{13} 为关断信号放大电路。

U_{ON1} 转为高电平，U_{OFF1} 为低电平，V_{11} 导通，V_{12}、V_{13} 截止，U_{dc} 通过 R_5 加于 W_1，产生电流 i_{W1}，B_1 各绕组感应电势“·”端为正，V_1 基极正偏，基极回路产生初始驱动电流 i_{b0}，W_1 和 W_b 的电流电压为

$$i_{W1} = \frac{U_{dc} - U_{W1}}{R_5} = \frac{W_b}{W_1} i_{b0} + i_u \tag{4.3.21}$$

$$U_{W1} = \frac{W_1}{W_b} U_{Wb} \tag{4.3.22}$$

$$U_{Wb} = 2U_D + U_{be} \tag{4.3.23}$$

式中，i_{W1} 为绕组 W_1 电流；i_u 为变压器磁化电流；U_{W1} 和 U_{Wb} 为 W_1 和 W_b 的端电压；U_D 为 V_1 基极电路串联二极管上压降；U_{be} 为 V_1 基极与发射结间电压降；W_1 和 W_b 为变压器相应绕组的匝数。

在 i_{b0} 作用下，V_1 导通，它的集电极电流 i_c 增长。因变压器原边为等效恒流源供电，i_{w1} 不受 i_c 影响，故 W_f 与 W_b 为互感器工作状态，i_b 随 i_c 的增长而增大形成正反馈，使 V_1 迅速进入饱和导通，即

$$i_b = i_{b0} + \frac{W_f}{W_b} \cdot i_c \tag{4.3.24}$$

同时基极回路的电容充电到电压 $2U_D$。

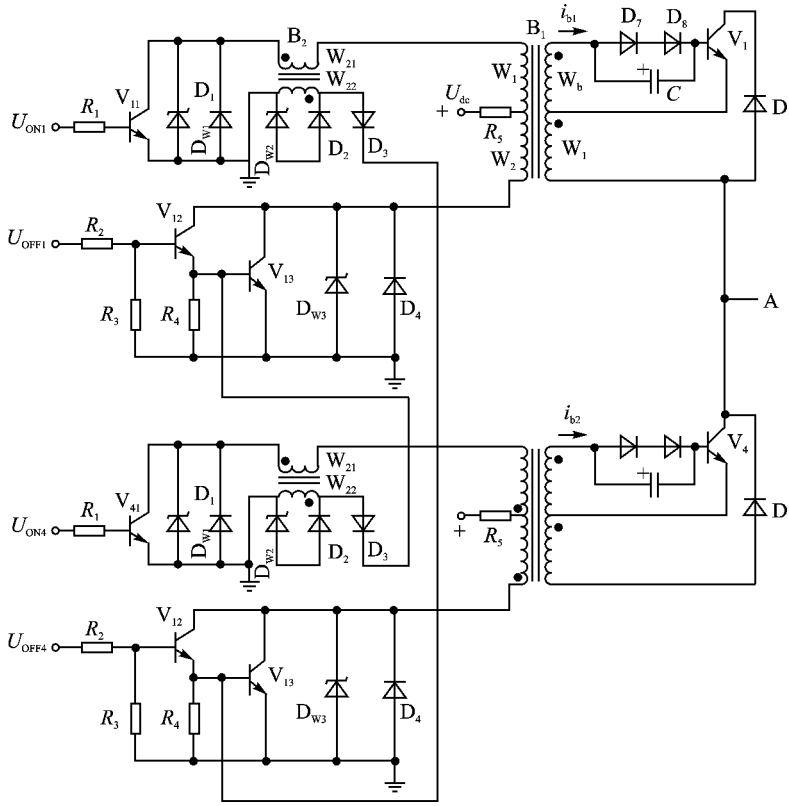


图 4.3.10　具有互锁的比例驱动电路

U_{ON1}转为低电平，U_{OFF1}为高电平，V_{11}截止，V_{12}、V_{13}导通。在电容电压 $U_c=2U_D$作用下产生反向基极电流，V_{13}导通构成了反向基极电流的低阻抗通路，加速了 V_1的 be 结上存储电荷的释放，缩短了 V_1的存储时间 t_s。反向抽流期间的驱动电路等效电路见图 4.3.11，电容电压 U_c加于 W_b，故各绕组电压仍为“·”端为正。由于 V_{13}导通，故在 W_1，W_2，D_1和 W_{21}中流过电流 i_{cc}。该回路的电压方程为

$$U_{w1}+U_{w2}=U_{ce13}+U_{D1}+2U_D\frac{W_{21}}{W_{22}} \tag{4.3.25}$$

折合到 W_b侧，则

$$U_{wb}=\frac{W_b}{W_1+W_2}\left(U_{ce13}+U_{D1}+2U_D\frac{W_{21}}{W_{22}}\right) \tag{3.3.26}$$

式中，U_{ce13}，U_{D1}，$2U_D$分别为 V_{13}的正向压降、二极管 D_1正向压降和 W_{22}绕组上压降。因 $W_b\ll W_1+W_2$，$W_{21}\leqslant W_{22}$，故 U_{wb}很小，可近似认为 W_1与 W_2的构成回路短路，即 W_b回路短路。故在 $U_c=2U_D$作用下，可产生较大的基极抽流电流。

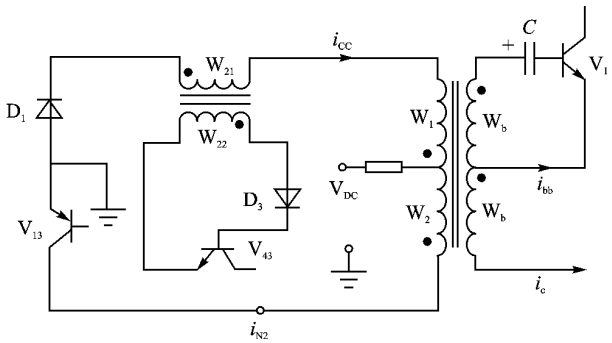


图 4.3.11　基极抽流期间比例驱动电路的等效电路

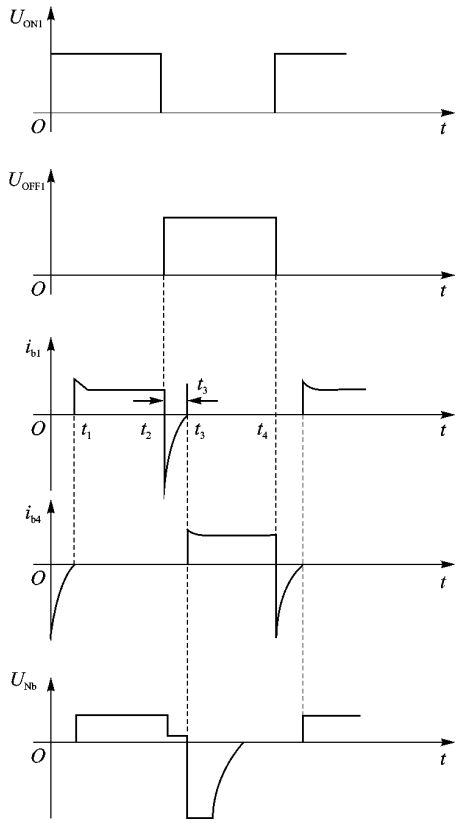
在环流 i_{cc} 作用下，电流互感器 B 的副边电流使 V_{43} 导通，锁定了 V_{41} 的开通，防止了同一支路上下两管在存储期间共同导通。

基极抽流结束后，V_1 集电极电流 i_c 下降，各绕组感应电势反向，i_{cc} 为零。B_1 变压器铁心在 i_{W2} 作用下反向磁化，基极绕组 W_b 上反偏电压 U_{Wb} 为

$$U_{Wb}=U_{W2}\frac{W_b}{W_2}=-(U_{dc}-i_{W2R_5})\frac{W_b}{W_2} \tag{4.3.27}$$

铁芯反向饱和后，$U_{wb}=0$。

图 4.3.12 为该比例驱动电路的工作波形，i_{b1} 和 i_{b4} 分别为 V_1 和 V_4 的基极电流，反向基极电流就是存储时间内的反向抽流。观察图中 t_2 至 t_3 期间，i_{b1} 为负，即 V_1 管处于反向抽流状态，此时尽管 U_{OFF1} 已为高电平，即 U_{ON4} 也已为高电平，但 i_{b4} 仍为 0，直到 i_{b1} 为 0 后（即 V_1 全截止后），i_{b4} 才上升，实现了两管的互锁。



U_{ON1}，U_{OFF1} 开通和关断信号；
i_{b1}，i_{b4}，V_1 和 V_4 管基极电流；
U_{Nb}，V_1 基极电压

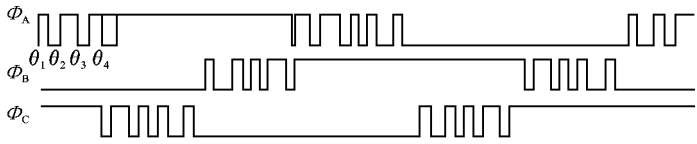
图 4.3.12　有互锁的比例驱动电路工作波形

最优脉宽调制波的调制频率和开关点的选取与逆变器的损耗、输出电压失真度及滤波器的质量密切相关。图 4.3.13(a)是最优脉宽调制波的一种方案，在输出为 400 Hz 时，调制频率为 3.6 kHz，在 1/4 周期中有 4 个开关点，即 θ_1，θ_2，θ_3 和 θ_4。若以直流电压的中点为参考点，则该波形的 n 次谐波电压幅值 U_n 为：

$$U_n=\frac{4U_i}{n\pi}\left[\sum_{i=1}^{m}(-1)^i\cos n\theta_i+0.5\right],\quad m\text{ 为偶数} \tag{4.3.28}$$

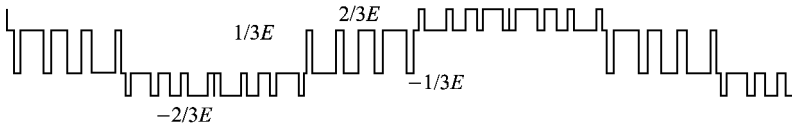
$$U_n=\frac{4U_i}{n\pi}\left[\sum_{i=1}^{m}(-1)^i\cos n\theta_i-0.5\right],\quad m\text{ 为奇数} \tag{4.3.29}$$

式中，m 为输出电压波形 1/4 周期内开关点数，m 为偶数则偶次谐波为 0，m 为奇次则奇次谐波为 0。

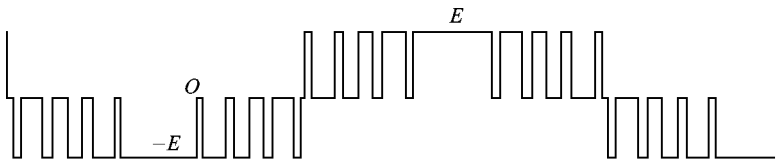


(a) 最优脉宽波形

(b) 电压U_{A_0}波形



(c) 未滤波的相电压$U_{A_0B_0}$波形



(d) 未滤波的线电压$U_{A_0B_0}$波形

图 4.3.13　最优脉宽波形和逆变器输出波形

若以最低次谐波为 0 的原则优化，即消除 5，7，11 和 13 次谐波，则开关点为

$$\theta_1 = 0.184\ 055;\theta_2 = 0.280\ 866;\theta_3 = 0.539\ 383;\theta_4 = 0.573\ 633 \tag{4.3.30}$$

若按输出总谐波含量最小优化，则

$$\theta_1 = 0.089\ 329;\theta_2 = 0.174\ 529;\theta_3 = 0.375\ 706;\theta_4 = 0.429\ 166 \tag{4.3.31}$$

以上两种调制波的逆变器支路输出电压谐波含量见表 4.3.3 和表 4.3.4。

逆变器为三相输出，三相电压相位差为 120°电角，故不含 3 及 3 的倍数次谐波。滤波后的电压中谐波与滤波器的参数和负载大小及性质有关。表 4.3.3 和 4.3.4 中滤波后的谐波含量是按空载计算得到，采用 LC 低通滤波器，它的谐振频率为输出电压基波频率的 4.5 倍。

空载时逆变器输出电压，即滤波器的输入电压 U_i 与滤波电感电压 U_L 和电容电压 U_C 间关系为

$$\dot{U}_i = \dot{U}_L + \dot{U}_C \tag{4.3.32}$$

$$\dot{U}_{\mathrm{L}} = \mathrm{j}\omega L_{\mathrm{f}}\dot{I} \tag{4.3.33}$$

$$\dot{U}_{\mathrm{C}} = -\mathrm{j}\frac{1}{\omega C_{\mathrm{f}}}\dot{I} \tag{4.3.34}$$

式中，$\omega=2\pi f$，L_{f}和 C_{f}为滤波器电感量和电容量，$\dot{I}$ 为支路输出电流。

则

$$\frac{U_{\mathrm{L}}}{U_{\mathrm{C}}} = -\left(\frac{f}{f_0}\right)^2 \tag{4.3.35}$$

式中

$$f_0 = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{\mathrm{f}}C_{\mathrm{f}}}}$$

滤波器输出电压 U_0就是电源输出电压

$$\dot{U}_0 = \dot{U}_{\mathrm{C}} = \dot{U}_{\mathrm{i}} - \dot{U}_{\mathrm{L}}$$

$$\dot{U}_0 = \frac{\dot{U}_{\mathrm{i}}}{\left(1+\frac{f}{f_0}\right)\left(1-\frac{f}{f_0}\right)} \tag{4.3.36}$$

输出电压中的 n 次谐波电压 U_{on}为

$$U_{\mathrm{on}} = \frac{U_{\mathrm{in}}}{\left(1+\frac{nf_1}{f_0}\right)\left(1-\frac{nf_1}{f_0}\right)} \tag{4.3.37}$$

式中，$f_1=$ 400 Hz，即输出电压基波频率，n 为谐波次数。由此可算出滤波后的各次谐波含量，见表 4.3.3 和 4.3.4。

表 4.3.3　逆变器输出电压谐波含量

谐波次数	滤波前	滤波后
1	1.170 4	1.231 2
5	0.000 0	0.000 0
7	0.000 0	0.000 0
11	0.000 0	0.000 0
13	0.000 0	0.000 0
17	0.237 1	0.017 9
19	0.349 1	0.020 7
23	0.195 7	0.007 8
25	0.055 1	0.001 3
29	0.002 2	0.000 1
31	0.006 5	0.000 1
总谐波含量(计算到 31 次)2.32%；滤波器谐振频率 4.5×400=1 800 Hz		

表 4.3.4 逆变器输出电压谐波含量

谐波次数	滤波前	滤波后
1	1.191 396	1.253 286
5	0.000 032	0.000 133
7	0.031 785	0.022 387
11	0.036 882	0.007 413
13	0.009 868	0.001 243
17	0.130 083	0.011 309
19	0.175 631	0.010 437
23	0.014 231	0.000 566
25	0.133 719	0.005 147
29	0.244 686	0.006 037
31	0.181 364	0.003 904
总谐波含量(计算到 31 次)2.35%;滤波器谐振频率 4.5×400=1 800 Hz		

若用 2K 存储量的 EPROM 存储开关点，有 2 048 个单元，每个单元相当于 0.175 781 25°，输出为 400 Hz 时，每单元维持时间为 1.22 ns。

式(4.3.31)数字化后的开关角为

$$\left.\begin{aligned}\theta'_1 &= 0.184\ 078,\\ \theta'_2 &= 0.282\ 252,\\ \theta'_3 &= 0.538\ 961,\\ \theta'_4 &= 0.573\ 709。\end{aligned}\right\} \tag{4.3.38}$$

表(4.3.5)是对应于(4.3.38)式开关点的谐波含量，总谐波含量为 2.45%。

图 4.3.13(b)、(c)、(d)为逆变器各点波形，其中 U_{A_O} 为 A_O 点与直流母线间电压波形，$U_{A_{ON}}$ 为 A_O 点对输出中点 N 电压波形，$U_{A_OB_O}$ 为 A_O 与 B_O 间电压波形。U_{A_O} 波形与 PWM 波形一致，$U_{A_{ON}}$ 的频率为 U_{A_O} 的 3 倍，$U_{A_OB_O}$ 为 U_{A_O} 频率的 2 倍。$U_{A_{ON}}$ 的富氏级数展开式为

$$U_{A_{ON}} = \sum_{n=1}^{\infty} b_n \sin n\theta$$

式中，$n=1,\ 5,\ 7,\cdots,6k+1;\ k=1,\ 2,\ 3,\cdots$

$$b_n = \frac{4U_i}{n\pi}(-\cos n\theta_1 + \cos n\theta_2 - \cos n\theta_3 + \cos n\theta_4 - \cdots + 0.5) \tag{4.3.39}$$

上式中不含直流分量，没有 3 和 3 的倍数次谐波，其他次谐波与式(4.3.29)算得的相同。

从表 4.3.3 至 4.3.5 可见，由 L_fC_f 构成的滤波器放大了基波电压，对 7 次以上的高次谐波有明显的衰减作用。由于滤波器的谐振频率为 4.5×400 Hz，与 5 次谐波相近，故 5 次谐波不仅不衰减，反而升高。为此，在选取开关点时应尽量减小滤波前 5 次谐波的含量。提高调制频率，输出电压中的谐波频率高，可减小滤波器的质量，但增加了功率器件的损耗。

表 4.3.5　逆变器输出电压谐波含量

谐波次数	滤波前	滤波后
1	1.170 1	1.230 9
5	0.002 9	0.012 2
7	0.003 9	0.002 8
11	0.000 6	0.000 1
13	0.002 6	0.000 4
17	0.240 1	0.013 2
19	0.351 1	0.020 9
23	0.149 7	0.007 7
25	0.053 6	0.001 8
29	0.000 9	0.000 1
31	0.009 9	0.000 2
总谐波含量(计算到 31 次)2.45%;滤波器谐振频率 4.5×400=1 800 Hz		

LC 滤波器的谐振频率大小决定了滤波器的体积和质量,也决定了滤波器对逆变桥功率大小的影响。滤波电感的基波容量 P_{L1} 为

$$P_{L1} = I^2 \omega_1 L \tag{4.3.40}$$

滤波电容的基波容量 P_{C1} 为

$$P_{C1} = U^2 \omega_1 C \tag{4.3.41}$$

式中,U,I 为逆变器负载电压和电流的有效值,ω_1 为电压基波的角频率。滤波器的谐振频率 $\omega_r = \dfrac{1}{\sqrt{LC}}$,故提高谐振频率 ω_r 可减小 L 和 C 值,减小 P_{L1} 和 P_{C1} 可减小滤波器的体积与质量。

图 4.3.14 是输出滤波器的矢量图,其中图 4.3.14(a)为空载矢量图,由于有滤波器,逆变器空载时支路电流不为 0,等于流过滤波电容的电流。滤波电容电流 I_C 超前输出电压 90°,故滤波电感电压 U_L 超前输出电压 180°,从而使输出电压 U 的基波分量大于它的输入电压基波分量,与表 4.3.3、表 4.3.4 和表 4.3.5 一致。图 4.3.14(b)和(c)为电阻负载电流 I_R 与电感性负载电流 I_{RL} 时的矢量图。负载时,通过电感的电流增大,电感上基波电压降增大,且电感电压矢量顺时钟方向旋转,为了保持输出电压不变,必须增加滤波器的输入电压,即增加逆变器的直流电压。负载电流相同时,负载功率因数越低,所需直流电压越高。由此可见,输出滤波器使逆变桥的负担加大,不仅使它的输出电流增大,还增大了它的输入电压。

若不计逆变器三相的不一致性,则逆变器输出线电压是对称的,线电压三角形为等边三角形,即图 4.3.14(d)中的三角形 ABC。为了向单相负载供电,滤波器输出接有中点形成变压器,它使输出成为三相四线制。当通过中点形成变压器加单相负载时,逆变器三相的负载电流就不相同了,其中加载相(例如 a 相)的电流为另两相电流之和。因三相滤波电感量相同,故电

感上电压降不相同，导致滤波器输出电压三角形各边不相等，见图 4.3.14(d)的三角形 A′B′C′，从而使三相电压不对称。显然，滤波电感越大，导致的三相电压不平衡也越大。

由此可见，改善逆变桥输出电压波形对减小滤波器体积质量和提高逆变器性能有重要意义。

输出端短路时，滤波电感又是抑制瞬态短路电流的重要因素，电感大，瞬态电流小。通常逆变器输出稳态短路电流限制在额定电流的 3 倍左右。

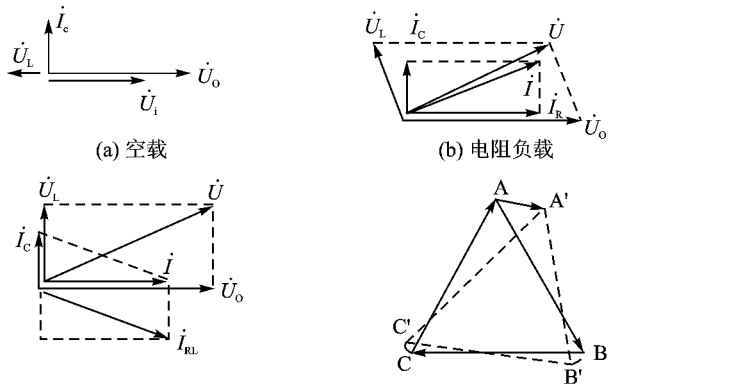


图 4.3.14　滤波器矢量图

表 4.3.6 是 15 kVA 变速恒频电源逆变器的计算数据。计算时，开关点为 $\theta_1=46C$，$\theta_2=74C$，$\theta_3=147C$，$\theta_4=162C$，$C=\dfrac{2\pi}{2\ 048}$，死区时间 $t_d=0$，交流滤波器 $L=80$ mH，$R_L=0.01\ \Omega$，$C=100\ \mu$f，$R_C=0.01\ \Omega$，其中 R_L 和 R_C 为电感与电容的寄生电阻。

图 4.3.15 是 15 kVA VSCF 电源的变换器输出 15 kVA、$\cos\varphi=0.75$ 感性负载时的负载电流、相电压波形，图中还表示出直流汇流条电流、晶体三极管电流、续流二极管电流、滤波电感电流、滤波电容电流和中点形成变压器的电流波形。

中点形成变压器 NFT 是将三相三线制电源转换为三相四线制的电源变压器，有双绕组和单绕组两种结构形式。双绕组中点形成变压器其原绕组为星形连接，无中线，副绕组为有中线的星形连接。单绕组结构即为自耦变压器结构。在需要输出隔离时用双绕组变压器，不需隔离时用自耦变压器可显著减轻质量。

自耦式中点形成变压器接于逆变器输出滤波电路之后，见图 4.3.9 和 4.3.16(b)。对称负载时，变压器绕组中只有磁化电流，没有负载电流。仅当三相不对称负载时，变压器绕组中才有负载电流。设为单相负载，负载接于 a 相，负载电流为 I_{Ld}，即

表 4.3.6　15 kVA SPWM 逆变器的计算数据

项　目		序　号						
		1	2	3	4	5	6	7
负载电流/A		0	43.8	43.7	65.4	65.5	87.8	87.7
负载功率因数			1.0	0.75	1.0	0.75	1.0	0.75
滤波电容电流/A	最大值	68.5	68.8	70.7	68.4	71.6	68.7	72.6
	有效值	30.7	30.8	31.0	30.7	31.0	31.0	31.1
支路电流/A	最大值	67.8	89.3	60.3	112.4	87.9	144.0	115.9
	有效值	30.2	53.4	34.6	72.2	52.6	93.0	72.4
	基波有效值	22.2	44.6	26.0	63.0	43.2	83.5	62.5
晶体管电流/A	最大值	67.8	89.3	60.3	112.4	87.9	144.0	115.9
	有效值	15.2	36.4	24.1	50.1	36.2	65.0	49.3
	平均值	6.5	21.6	14.7	30.5	21.8	40.0	29.2
续流管电流/A	最大值	67.5	77.8	44.0	85.8	75.3	92.5	106.7
	有效值	15.0	9.9	4.6	9.5	8.4	9.8	13.8
	平均值	6.4	2.3	0.95	1.9	1.8	1.9	3.3
直流电压/V		262.5	265.6	278.8	266.3	286.3	270.2	293.1
直流平均电流/A		0.32	57.7	41.2	85.8	60.0	114.4	77.6
输出电压总谐波含量		1.55%	1.55%	1.66%	1.55%	1.73%	1.54%	1.80%

注：计算时不计晶体管和二极管压降。

$$\left.\begin{aligned}\dot{I}_{\mathrm{a}} &= \dot{I}_{\mathrm{Ld}}\\ \dot{I}_{\mathrm{b}} &= \dot{I} = 0\\ \dot{I}_{\mathrm{c}} &= \dot{I} = 0\end{aligned}\right\} \tag{4.3.42}$$

应用对称分量法，a 相电流的正序、负序和零序分量为

$$\begin{bmatrix}\dot{I}_{\mathrm{a1}}\\ \dot{I}_{\mathrm{a2}}\\ \dot{I}_{\mathrm{a0}}\end{bmatrix} = \frac{1}{3}\begin{bmatrix}1 & \alpha & \alpha^2\\ 1 & \alpha^2 & \alpha\\ 1 & 1 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{I}_{\mathrm{a}}\\ \dot{I}_{\mathrm{b}}\\ \dot{I}_{\mathrm{c}}\end{bmatrix} \tag{4.3.43}$$

式中 $\alpha = e^{-\mathrm{j}\frac{2}{3}\pi}$，于是

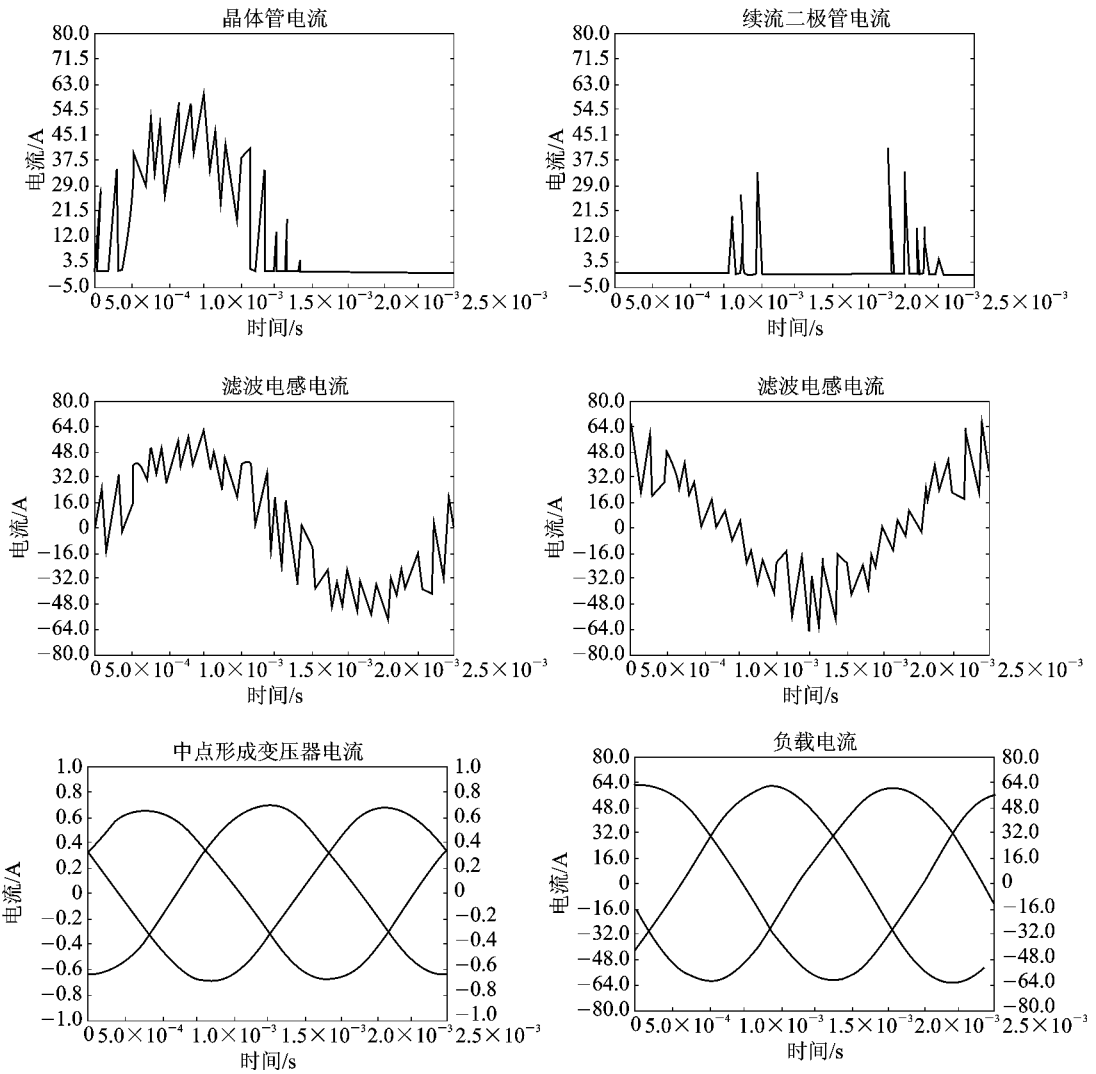


图 4.3.15　15 kVA 逆变器电压电流波形(cos φ=0.75,平衡负载)

$$\left.\begin{aligned}\dot{I}_{a1} &= \dot{I}_{Ld}/3\\ \dot{I}_{a2} &= \dot{I}_{Ld}/3\\ \dot{I}_{a0} &= \dot{I}_{Ld}/3\end{aligned}\right\} \tag{4.3.44}$$

上式表示单相电流 I_{Ld} 在三相电路中可分成正序、逆序和零序三个分量,分量大小均为电流 I_{Ld} 的 1/3,其中正序和逆序分量为三相对称系统,两者间相序相反,而三个零序分量为同相。

NFT 的输入端没有中线，零序电流无法流通，故 NFT 的输入电流 $\dot{I}_A$，$\dot{I}_B$，$\dot{I}_C$ 为

$$\left.\begin{aligned}\dot{I}_A &= \dot{I}_{A1}+\dot{I}_{A2}=\dot{I}_{a1}+\dot{I}_{a2}=\frac{2}{3}\dot{I}_{Ld}\\ \dot{I}_B &= \dot{I}_{B1}+\dot{I}_{B2}=\alpha^2\dot{I}_{a1}+\alpha\dot{I}_{a2}=-\frac{2}{3}\dot{I}_{Ld}\\ \dot{I}_C &= \dot{I}_{C1}+\dot{I}_{C2}=\alpha\dot{I}_{a1}+\alpha^2\dot{I}_{a2}=-\frac{2}{3}\dot{I}_{Ld}\end{aligned}\right\} \tag{4.3.45}$$

正序和逆序电流分量不影响输出电压的对称性。零序电流分量在三相变压器中产生零序磁通，从而在绕组中感应出三个大小相同、相位也相同的零序电势 $\dot{E}_0$，叠加于变压器原有的三个电势上，从而导致三相电压不对称。零序电势 $\dot{E}_0$ 为

$$\left.\begin{aligned}\dot{E}_0 &= Z_0 I_0\\ Z_0 &= r_0+\mathrm{j}x_0\\ r_0 &= r_{0cu}+r_{0fe}\end{aligned}\right\} \tag{4.3.46}$$

式中，Z_0 为零序阻抗，x_0 为零序电抗，r_0 为零序电阻，r_{0cu} 为变压器绕组电阻，r_{0fe} 为铁损电阻。

图 4.3.16(c)表示出零序电流形成的零序磁通的路径。对于芯式变压器，零序磁通只能走漏磁回路，零序磁通较小，故零序电抗也较小。对于三相变压器组，因零序磁通走主磁路，磁阻小，零序磁通大，x_0 也大，因此三相变压器组不宜作中点形成变压器。

图 4.3.16(d)是零序电势引起的电压三角形中点移动图。空载时逆变器输出电压三角形如图中虚线 ABC 所示，此时三相电动势 $\dot{E}_a$，$\dot{E}_b$ 和 $\dot{E}_c$ 对称。不对称负载时，产生零序电动势 $\dot{E}_0$，三相零序电势同相，故电势三角形成为三角形 A′B′C′，由于中点位置 O 不变，从而使三相电压不对称。

设 U_a，U_b 和 U_c 为 NFT 输出三相电压有效值，U_{av} 为三相电压有效值的平均值

$$U_{av}=\frac{1}{3}(U_a+U_b+U_c) \tag{4.3.47}$$

电压偏差

$$\begin{aligned}\Delta U_a &= |U_a-U_{av}|\\ \Delta U_b &= |U_b-U_{av}|\\ \Delta U_c &= |U_c-U_{av}|\end{aligned}$$

电压偏移量 ΔU% 为

$$\Delta U\% = \frac{\max(\Delta U_a,\Delta U_b,\Delta U_c)}{U_{av}}\times 100\% \tag{4.3.48}$$

若 α_1，α_2 和 α_3 为 NFT 输出三相电压的相位差，则设

$$\begin{aligned}\Delta\theta_1 &= |\alpha_1-120^\circ|\\ \Delta\theta_2 &= |\alpha_2-120^\circ|\end{aligned}$$

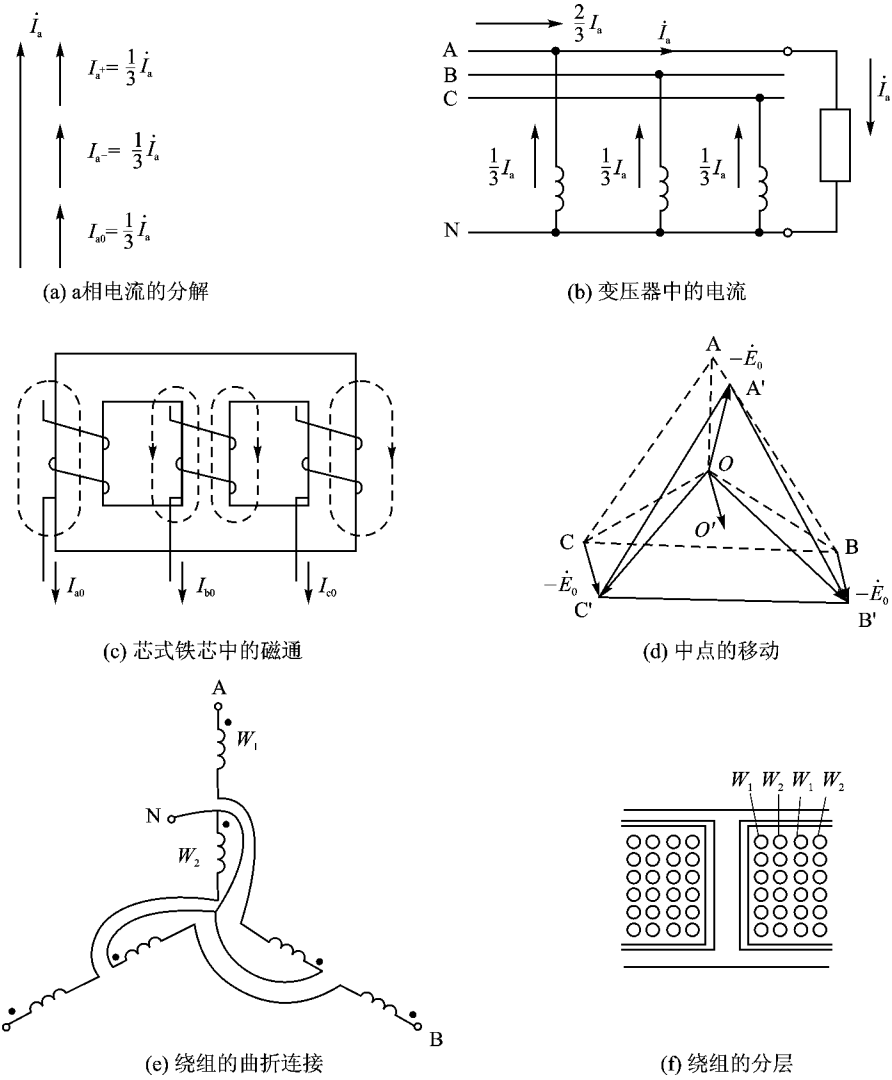


图 4.3.16　自耦式中点形成变压器

$$\Delta\theta_3 = |\ \alpha_3 - 120^\circ\ |$$

故角度偏移 $\Delta\theta$ **为**

$$\Delta\theta = \max(\Delta\theta_1, \Delta\theta_2, \Delta\theta_3) \tag{4.3.49}$$

若 E **为对称负载时** NFT **的电势，电源正常运行时一般有**

$$E_0 \ll E$$

即

$$\frac{E_0}{E} \ll 1$$

$$\dot{E}_a = E e^{j0}$$

$$\dot{E}_b = E e^{j\frac{2\pi}{3}}$$

$$\dot{E}_c = E e^{-j\frac{2\pi}{3}}$$

$$\dot{E}_0 = E e^{-j0}$$

则有

$$\dot{U}_a = \dot{E}_a + \dot{E}_0 = U_a e^{j\alpha_a}$$

$$\dot{U}_b = \dot{E}_b + \dot{E}_0 = U_b e^{j\alpha_b}$$

$$\dot{U}_c = \dot{E}_c + \dot{E}_0 = U_c e^{j\alpha_c}$$

近似处理后

$$U_a = E\left(1 + \frac{E_0}{E}\cos\theta\right)$$

$$U_b = E\left[1 + \frac{E_0}{E}\cos(120^\circ - \theta)\right]$$

$$U_c = E\left[1 + \frac{E_0}{E}\cos(120^\circ + \theta)\right]$$

故 $U_{av} = E$

得

$$\Delta U_a = E_0\cos\theta$$

$$\Delta U_b = E_0\cos(120^\circ - \theta)$$

$$\Delta U_c = E_0\cos(120^\circ + \theta)$$

故电压偏移 $\Delta U\%$ **为**

$$\Delta U\% = \frac{\max\left[E_0\cos\theta, E_0\cos(120^\circ - \theta), E_0\cos(120^\circ + \theta)\right]}{E} \cdot 100\% \tag{4.3.50}$$

电压偏移最大值 $(\Delta U\%)_{max}$ **为**

$$(\Delta U\%)_{max} = \frac{E_0}{E} \cdot 100\% \tag{4.3.51}$$

电源技术要求设定最大允许电压偏移值,则可得允许零序电压值

$$E_0 = (\Delta U\%)_{max} \cdot E \cdot \frac{1}{100} \tag{4.3.52}$$

零序阻抗的允许最大值

$$Z_{m0} = (\Delta U\%)_{max} \frac{(\Delta U\%)_{max} \cdot E}{I_0 \cdot 100} \tag{4.3.53}$$

又电压 U_a,U_b **和** U_c **的相角为**

$$\left.\begin{aligned}\alpha_a &= -\arctan\frac{E_0\sin\theta}{E+E_0\cos\theta}\\ \alpha_b &= -\arctan\frac{E_0\sin(120^\circ-\theta)}{E+E_0\cos(120^\circ-\theta)}-\frac{2\pi}{3}\\ \alpha_c &= -\arctan\frac{E_0\sin(120^\circ+\theta)}{E+E_0\cos(120^\circ+\theta)}-\frac{4\pi}{3}\end{aligned}\right\} \tag{4.3.54}$$

$$\left.\begin{aligned}\alpha_1 &= \alpha_b-\alpha_a\\ \alpha_2 &= \alpha_c-\alpha_b\\ \alpha_3 &= 2\pi+\alpha_a-\alpha_c\end{aligned}\right\} \tag{4.3.55}$$

由此可求得 $\Delta\theta$ 与 E_0 间关系。

零序电势 E_0 是导致三相电压不对称的基本因素，而它与零序阻抗 Z_{m0} 和零序电流 I_0 有关。可见，Z_{m0} 一定，三相电压的对称性与不对称负载大小直接相关。在电压偏移 $\Delta U\%$ 和角度偏移 $\Delta\theta$ 一定时，必须限制不对称负载的大小。若要加大不对称负载，则必须进一步减小零序阻抗 Z_{m0}。

采用芯式铁芯，将零序磁路限制在漏磁回路是减小零序电抗的重要措施。采用曲折连接，见图 4.3.16(e)，是减小零序电抗的第二个重要措施。同一铁芯框上的两个绕组用双股并绕或用分层绕组结构是减小零序电抗的第三个重要措施。分层绕组的布置如图 4.3.16(f)所示，在高压场合，用分层绕组可改善相间绝缘强度。

零序电阻由铁损电阻 r_{0fe} 和铜损电阻 r_{0cu} 构成，采用低损耗铁芯材料和富铁贫铜的变压器结构，降低铁芯工作磁感应强度以减小铁损电阻和铜损电阻。在零序电抗减小后，绕组电阻是限制单相短路电流的因素，为了使飞机变速恒频电源具有承受 3 倍额定电流的能力，中点形成变压器的绕组电流密度不宜取过高。

逆变桥功率器件、驱动和控制电路参数与特性的离散性导致逆变桥输出电压中含有直流分量，电磁器件如变压器和电抗器本身的直流电阻很小，即便直流分量电压不高，也会导致铁芯饱和。因此，必须限制直流分量。直流分量的调节可用改变脉宽调制电压正或负半周的面积(即脉冲宽度)来实现，直流分量为正时应减小正半周的脉冲宽度。但必须注意改变脉宽不应使输出电压的波形变坏。直流分量电压的调节和保护电路具有积分特性，其目的是限制直流分量的伏秒面积。

开关点预置型 SPWM 逆变器本身没有调节输出交流电压的能力。在飞机变速恒频电源中，该逆变器是将无刷交流发电机输出的变频交流电经整流后再转为 400 Hz 恒频交流电。400 Hz 交流电的电压是借电压调节器调节发电机的励磁电流来实现。

逆变器稳态最大输出电流也可由控制发电机的励磁电流来限制。但瞬态电流的限制，因发电机时间常数较大，不能快速限流，故只能用减小脉冲宽度的办法来实现瞬时限流，此时输出电压波形失真度加大。但当进入稳态短路后，电压波形又将恢复。瞬态限流控制电路由检

测滤波电感电流的电流互感器和高速比较器等环节构成，一旦有瞬时过流，高速比较器翻转，通过驱动电路减小 PWM 波脉冲宽度，限制电流进一步增长。

图 4.3.9 的逆变器主电路中还有由 R_{ov} 和 R_{ov} 等构成的过压吸收电路，该电路用于小容量的 VSCF 电源中，吸收突然卸载时储于发电机系统中的能量。突卸负载后，发电机电枢反应消失，电机磁场增大，使发电机电压迅速升高。若发电机的电压调节器不能快速地降低电压，必会损害逆变桥功率器件。晶体管 V_{ov} 在逆变桥直流侧电压增加到一定值后即开通，即在发电机输出端接进一个等效负载，以减少卸载带来的发电机电压升高。发电机电压调节器的调节过程中，晶体管 V_{ov} 的占空比越来越小。当发电机电压恢复后，V_{ov} 不再导通，因此该过压吸收电路仅在发电机卸载后的一小段时间内工作。

2. 脉宽调制型变速恒频电源的组件结构

(1) 变换器的组件结构

开关点预置 SPWM 逆变器由直流滤波电容、直流过压吸收电路、逆变桥主电路、控制和驱动电路、输出滤波器、中点形成变压器等环节组成。合理的变换器结构，不仅能提高可靠性，而且能改善维修性。对可靠性影响较大的两个因素是振动和发热。元器件发热大、工作温度高、有局部热点，易损坏变换器。振动对变换器造成的危害较严重。结构不合理，往往导致紧固件松动，接头断裂，接触不良，导致功率晶体管关断过程中产生电压尖峰，也会引起大的电磁干扰。结构不合理还会导致维修复杂化。合理的结构则可用最简单的仪表判断变换器的故障部位，也可用最简单的工具更换故障组件。为了提高可靠性和维修性，变换器内部结构应采用模块化和组件化设计。变换器可以设计为直流滤波电容、半导体功率支路、输出滤波电感与电流互感器、输出滤波电容与电磁干扰抑制电路、中点形成变压器等组件。一套三相变换器内有三套半导体功率支路，半导体功率支路由功率晶体管、续流二极管、整流二极管和晶体管基极驱动电路等组成。

变换器的各个组件可以装在一起，成为一个完整的部件，也可组装成几个部件。在保证正常运行的前提下，组合的原则有：按组件损耗大小划分，损耗功率大的组装在一起，功耗小的和小的组合；按工作温度不同的组合，耐高温的放在一起，不耐高温的组合在一起。表 4.3.7 列出了组件的损耗和允许工作温度特性。图 4.3.17 是变换器的三种组件配置方案。

脉宽调制型逆变器功率晶体管的开关速度对输出电压波形影响很大。功率器件上并接吸收电路虽能改善开关管工作条件，但会使波形畸变加大和增加变换器损耗，所以不宜采用。为了减小无吸收电路时晶体管关断过程中加于管子集电极和发射极上的电压尖峰，必须减小直流母线和功率支路的引线，每一功率支路的母线间并接高频电容器，吸收引线分布电感带来的影响和不同功率支路开关转换时的耦合。合理的结构设计可使电压尖峰控制在 30 V 以内，这样，用耐压 500 V 的器件即可在 300 V 直流电压下可靠工作。

表 4.3.7　脉宽调制型变换器的组件特性

序　号	组件名称	损耗特性		允许工作温度		
		高	低	高	中	低
1	直流滤波		√			√
2	功率组件	√			√	
3	交流滤波电容		√			√
4	交流滤波电感	√		√		
5	中点形成变压器		√	√		
6	驱动电路		√			√
7	控制电路		√			√

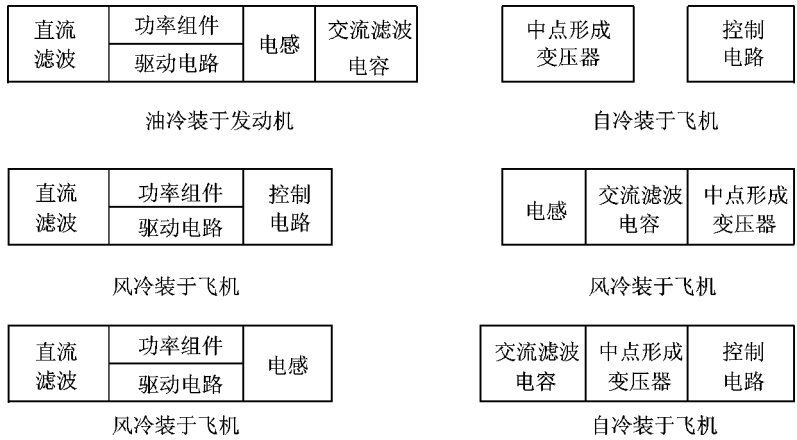


图 4.3.17　三种交直交 VSCF 电源变换器的配置

交流滤波器并不要求靠近功率支路，支路输出电路的杂散电感不会在支路的功率器件上引起电压尖峰。但是，交流滤波电容的杂散电感会降低电容的高频特性，从而增加电磁干扰。合理的电容组件可以减小杂散电感，使交流滤波电路兼有抑制电磁干扰的作用。

组件结构还减小了新型大容量变换器发展的风险。因为新变换器可选取不同数量的电容构成直流滤波电容组件；可选取不同叠片厚度的铁芯和绕组匝数构成交流滤波电感；可选取不同数量的功率晶体管并联；可选取不同容量或数量的中点形成变压器；在相同功率组件时采用不同的冷却方式和介质流量就可以构成不同容量的变换器。例如，容量从 10～110 KVA 变速恒频电源的变换器系列，它们只用三种中点形成变压器。

(2) 发电系统的配置

变速恒频发电系统具有多种结构配置形式。B737－300 和 F－20 飞机用交直交变速恒频发电系统采用组合式结构，发电机、变换器和控制器组合在一起，装在发动机附件机匣上，直接输出 400 Hz 恒频交流电。AV－8B 飞机的 20 kVA 变速发电机和变换器组合在一起，控制器

则另设。而 F－16 飞机上的 10 kVA 变速恒频发电系统有三个机上可更换部件：发电机、变频器和控制器。

脉宽调制型变速恒频发电系统的典型配置方式有 5 种：

① 组合式，发电机、变换器和控制器组合在一个壳体内；

② 发电机、变换器组合在一起，控制器另设；

③ 发电机、变换器、中点形成变压器和控制器四个部件构成发电系统；

④ 无刷直流发电机、变换器和控制器三个部件构成发电系统；

⑤ 无刷交流发电机、变换器和控制器三个部件构成发电系统。

组合式的优点是系统部件少，可以直接替换组合传动发电机，替换旧机种上的恒速恒频电源。但由于组合式系统装在发动机附件机匣上，而附件机匣中的振动和温度环境使变换器的工作条件恶劣，导致变换器的可靠性降低。另外，故障时必须把整个装置从发动机附件机匣上取下来，比较困难，并且其结构复杂，维修性也较差。

非组合式的优点是减小了对发动机附件机匣安装空间的要求，减小了悬挂力矩。同时，不装在发动机上的部件所受的振动强度小，工作环境好，提高了可靠性。

AV－8B 飞机的变速恒频电源采用第二种方案，发电机与变换器油冷，控制器与其分开安装在飞机上。变换器油冷减小了电源系统的体积质量，适合于飞机机体空间较挤的情形。

第三种方案的特点是中点形成变压器从变换器中移出，放在电压调节点处，而调节点一般靠近电源汇流条。这种配置的优点是电源中线短，减小了不对称负载时的电压不平衡。

无刷直流发电机方案的优点是从发电机到变换器是直流传输线馈电，与三相交流传输线相比要轻 15％。又因直流输电线压降小，所以电机的长度可短些。与组合式相比，其电机体积和损耗小，附件机匣空间减小，发动机舱的迎风面积也可减小。变换器和控制器不在发动机附近，环境条件改善，工作可靠性提高。但因二极管整流桥在电机壳体内，电机运行状态必须用专门的检测线检测，直流馈电线短路后果较严重，且不易实现起动/发电工作。

第五种方案的发电机悬挂力矩最小，但发电机馈电线质量增加。可用两种措施减小发电机馈电线质量：

① 采用双线并联馈电方式，单根馈电线的截面积要比双根馈电线的截面积大，用双根馈电线，质量可降低 15％左右；

② 采用双压系统，对于大容量电源，发电机到变换器的馈电线又较长时，发电机相电压取 230 V，减小馈电线质量，在变换器输入端用自耦式三相降压变压器降压。由于发电机工作频率高，增加的变压器的质量比降低的导线质量少。

4.3.5 变速恒频无刷起动/发电系统

1. 起动发电机的构成

无刷直流电动机由永磁电机、功率变换器、电机转子位置检测器和控制器构成。变速恒频

电源的启动/发电机，电机可用永磁电机，也可用电磁式无刷同步电机。

无刷直流电动机用的永磁同步电动机为方波电机，即电机气隙磁场空间分布为方波，电机绕组为整距集中式，电动势为顶宽大于 120°电角的矩形波。在电机气隙最大磁密一定时，方波电机气隙磁通比正弦波电机大。又因为采用整距集中绕组，故同样尺寸的电机，方波电机输出功率更大。方波电机与电子变换器间配合关系比正弦波电机好，在输出功率相同时对元件容量要求低。上述特点同样适合于方波电机的发电工作状态。

电机转子位置检测器 RPD 用于检测电机转子相对于定子绕组的位置，它输出三个与电机转子位置对应的宽 180°、互差 120°电角的信号。RPD 有电磁式、光电式、霍尔元件式和接近开关式等数种类型。起动/发电系统中常采用电磁式。

2. 电动机状态运行原理

图 4.3.18(a)是电子变换器与电机的主电路图。电子变换器是三相桥式电压型变换器，它与发电系统的逆变桥相同。交直交变速恒频起动/发电系统在起动工作时，通过接触器将逆变桥的三相输出接于电机的三相电枢绕组上，将整流输入端接于起动电源上，构成起动系统。起动完成后，接触器又恢复原来的状态，使系统工作于发电工作状态，见图 4.3.18 (b)，接触器上触点闭合。

图 4.3.18 (c)是电机相电势 e_a，e_b，e_c 和线电势 e_{ab}，e_{bc}，e_{ca} 的波形，图 4.3.18 (d)是晶体管的导通规律，图 4.3.18 (e)是送入电机电流的波形。若晶体管 1 和 6 导通，电源电流自 1 进入电机 AX，YB 再经 6 返回负电源，图 4.3.18 (f)左边第一个图画出了由电流形成的电枢磁场方向 F_a，若此时电机转子位置如图 4.3.19 (a)，则与电枢磁场相互作用，产生顺时针方向转矩 T，使电机顺时针方向旋转。晶体管的开关受转子位置检测器控制，保证电枢磁场 F_a 与转子磁场 F_j 间夹角在 90°附近变化，以获得最大转矩。如果电机旋转后，电枢磁场 F_a 不再改变，则当转子转到转子磁场 F_j 与电枢磁场 F_a 重合时，不再有转矩。在转子磁场转到绕组平面后，位置检测信号让晶体管 6 关断、2 导通，于是 AX，ZC 通电，电枢磁场就由 F_{a1} 顺时针方向跃进 60°电角，成为 F_{a2}，转子将继续转动。因此，按图 4.3.18 (f)的规律，电枢磁场将以 60°电角步进，步进 6 次，电枢磁场转过 360°电角，电机转子也转过 360°电角。在晶体管刚转换时，电枢磁场 F_a 与转子磁场 F_f 间夹角为 120°电角。在下一次晶体管转换前，两者夹角为 60°（转换后又为 120°）。在此 60°角度内转子转动时，在 a、b 绕组中的感应电势 e_{ab} 不变，表明电能到机械能的转换功率不变，故此 60°范围内的工作与直流电动机工作完全一样。下一个 60°范围内，晶体管是 1 和 2 导通，电机是 a，c 相通电，仍为直流电机工作方式。由此可见，无刷直流电动机是 6 种直流电动机工作方式的组合，用晶体管逆变桥与电机转子位置检测器取代了直流电动机中的电刷与换向器。

晶体管的导通与关断是由电机转子位置检测器发出的信号来控制。三个在空间互差 120°电角的位置检测器输出 PA，PB 和 PC 三个信号，信号宽 180°电角，它与电机电势波形间的相位关系见图 4.3.18(c)和(g)。图 4.3.18(h)是经过处理后的位置信号，共有 6 个，正好对

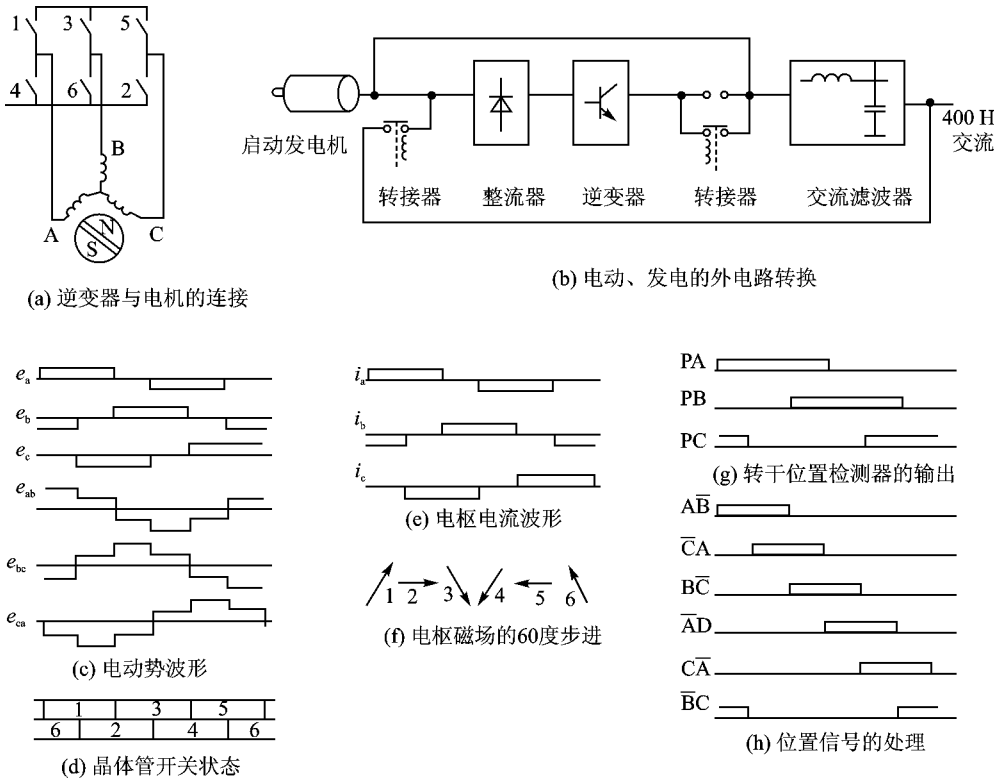


图 4.3.18　电动运行原理

应地作驱动晶体管的信号。在此图中，信号 $A\overline{B}$ 用于晶体管 1 的控制，而 $\overline{C}A$ 作晶体管 2 的控制。由此可见，电机转子位置检测器的作用是使相应的晶体管导通，让转子总是跟着电枢磁场旋转，不会造成普通同步电动机在工频电网中运行时出现的失步现象。电机转子位置检测器与电子变换器一起构成电子换向器。

从图 4.3.18 中的电压关系可以看出，加于电机端子上的外电压与电机内电势和内压降相平衡，故外加电压越高，电机电动势就越大，即电机转速也越高，故这是由电枢调压来实现调速的电动机。如果采用电磁式同步电动机，则在基速以上可采用弱磁升速。

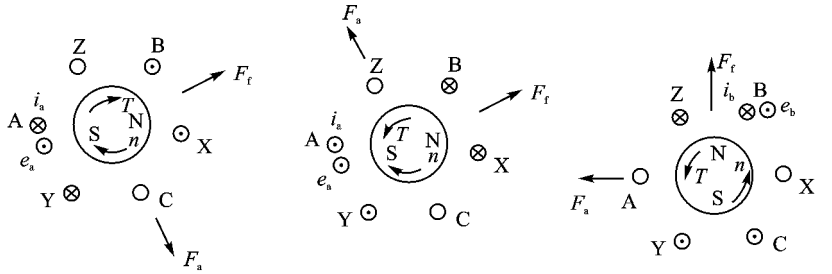
3. 四象限运行原理

图 4.3.19 是电机运行状态示意图。图 4.3.19(a) 是顺时针方向转动的电动工作运行示意图，图中，T 表示电机转矩方向，n 表示电机转子转向，两者一致。

为使电动机在制动状态下运行，在图 4.3.19(a) 对应的转子位置条件下，应使电枢绕组 AX、YB 中的电流反向，以产生相反的转矩 T，见图 4.3.19(b)。为此，应断开晶体管 1 和 6，让 3 和 4 导通，而 1 与 4、3 与 6 正是同一条功率支路的上下两只管子。若为再生制动，晶体管 1

与 6 截止后，电枢电流先经与晶体管 4、3 反并联的续流二极管 D_4 与 D_3 续流，电流降到 0 后，在电机电势作用下电枢电流反向，并通过与晶体管 1 与 6 反并联的续流二极管 D_1 与 D_6 续流，将电机运动部分储存的机械能转为电能返回直流电源。若电枢电流反向后，晶体管 3 和 4 通电，则为反接制动运行状态。通常以采用再生制动运行状态为好。与电动运行相反，制动工作时，电机电枢磁场 F_a 落后于转子磁场 F_f $90°\pm30°$ 电角。

正转制动到电机转速为 0 后，若仍保持先前工作状态，则电机将成为反转电动运行。图 4.3.19(c) 是(b)状态的继续，在图(b)中晶体管 3 和 4 导通，图(c)中为 3 和 2 导通，绕组 BY，ZC 通电，电枢磁场逆时针方向跃进，电枢磁场又领先于转子磁场。



(a) 电动机运行(正转电动机)　(b) 制动运行(正转制动)　(c) 反转电动机运行

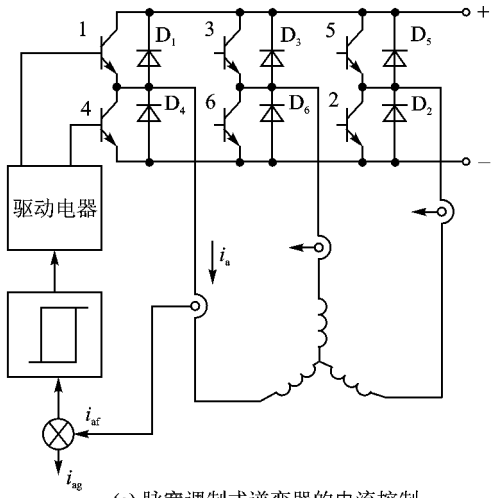
图 4.3.19　四象限运行原理

由此可见，只要改变晶体管逆变桥相对转子的导通规律，就可实现电动机的四象限运行。

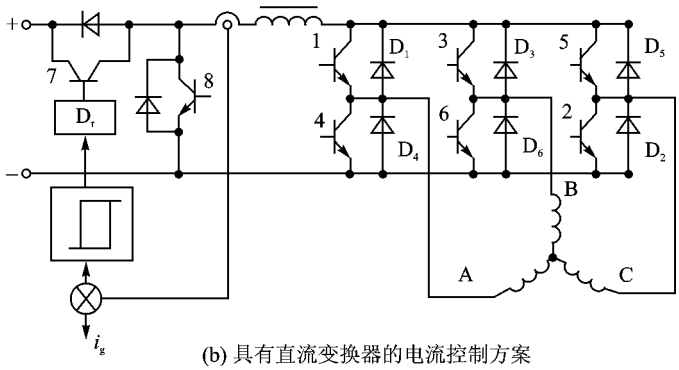
4. 电子换向器的控制

图 4.3.20 是两种典型电子换向器控制电路。图 4.3.20(a)是具有电流反馈的脉宽调制式电子换向器。若 a 相给定电流 i_{ag} 为正，电机电流从 A 向 X 方向流动，晶体管 1 导通，电机电流 i_a 增长，故 i_{af} 也增大。当 $|i_{af}|$ 大于 $|i_{ag}|$ 一定值后，调节器输出翻转，晶体管 1 截止，4 导通，i_a 下降，i_{af} 也下降。当 $|i_{af}|$ 小于 $|i_{ag}|$ 一定值后，调节器又翻转，晶体管 1 导通，4 截止，i_a 又开始上升。可见，借助电流调节器，电机电流将跟踪电流给定信号的变化。通常，三相电机采用 2 个或 3 个电流检测器构成 2 或 3 个电流调节闭环，控制电机三相电流。如果电机电流给定波形如图 4.3.18(e)所示，则电枢实际电流也如图 4.3.18(e)，但有脉动，这个电流使电机正转电动运行。若将该波形反相，就会使电机进入正转制动运行或反转电动运行状态。

图 4.3.20(b)的变换器由两部分构成，第一部分为由晶体管 7 和 8 构成的二象限直流变换器；第二部分是三相逆变桥，将直流电转换为三相交流电送给电机电枢绕组。与图 4.3.20(a)一样，若原来晶体管 1 和 6 导通时为电动工作状态，要转为制动，在同样转子位置条件下关断 1 和 6，并使 3 和 4 开通。这样，电机电势方向不变，而电流反向，成为制动工作。实际上 3 和 4 也可不开通，因为电枢电流反向后通过 D_1 和 D_6 返回电源。此时，二象限变换器工作于脉宽调制方式，用于控制电机电流。



(a) 脉宽调制式逆变器的电流控制



(b) 具有直流变换器的电流控制方案

图 4.3.20　电子换向器的电流控制方案

无刷直流电动机的速度调节闭环与直流电动机调速系统类同。

4.3.6　交流励磁变速恒频发电机

1. 双馈无刷交流发电机

旋转整流器式无刷交流发电机由永磁副励磁机、交流励磁机、旋转整流器和主发电机构成。该电机的主发电机由直流电励磁。双馈无刷交流发电机由永磁副励磁机、交流励磁机和主发电机构成，主发电机转子磁极由交流电励磁，因而省去了旋转整流器。

若主发电机由直流电励磁，电机极对数为 P_1，转速为 n_m，则主发电机输出交流电频率 f_1 为 $f_1=\dfrac{P_1 n_m}{60}$，输出功率均由机械功率转换而成。若主发电机由交流电励磁，电机转子不转动，

则该电机相当于变压器，定子输出功率全由转子提供。若主发电机既由交流励磁，转子转速为 n_m，且转子的三相交流励磁产生相对于转子的旋转磁场转速为 n_R，则 $n_R=\dfrac{60f_R}{P_1}$，式中 f_R 为转子励磁电流频率。在 n_R 转向与转子本身转向一致时，主发电机气隙旋转磁场的转速 n_F 为

$$n_F = n_m + n_R \tag{4.3.56}$$

发电机输出电压频率 f_F 为

$$f_F = \frac{P_1 n_F}{60} = \frac{P_1(n_m + n_R)}{60} = f_1 + f_R \tag{4.3.57}$$

若主发电机输出功率为 P_F，则通过变压器传递的功率 p_R 为

$$p_R = SP_F \tag{4.3.58}$$

式中，$S=\dfrac{f_R}{f_F}$，为转差率。

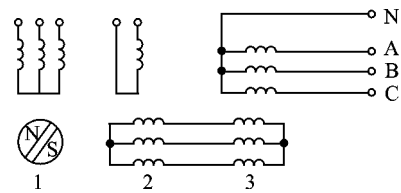
发电机输出功率中由机械能转换的部分 P_m 为

$$P_m = (1-S)P_F \tag{4.3.59}$$

图 4.3.21 为交流励磁无刷发电机的主电路图。因

$$S = \frac{p_R}{P_F} = \frac{f_R}{f_F} = \frac{n_R}{n_F} = \frac{P_2}{P_1 + P_2} \tag{4.3.60}$$

式中，P_2 为交流励磁机极对数。因主发电机转子励磁电流来自于交流励磁机，主发电机转子励磁频率为 f_R 时，必有 $f_R=\dfrac{P_2 n_m}{60}$。



1—永磁副机　2—交流励磁机　3—主发电机

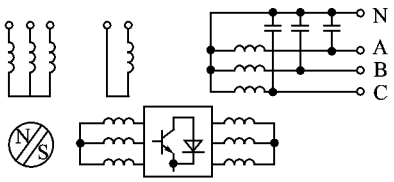
图 4.3.21　双馈无刷交流发电机电路图

由式(4.3.58)可见，双馈电机输出功率 P_F 中一部分由转子经变压器耦合而来，转差 S 越大，变压器耦合的功率也越大。为了减小 P_F 中的这部分功率，由式(4.3.60)可见，应减少励磁机极对数 P_2，增加主发电机极对数 P_1。

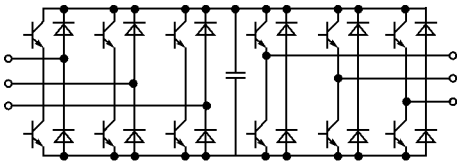
2. 旋转变换器式恒频交流发电机

旋转变换器式变速恒频交流发电机在电机转速变化时从发电机可得到恒频交流电。与旋转整流器式无刷交流发电机的不同之处在于用旋转变换器代替旋转整流器，见图 4.3.22(a)，由永磁副励磁机、交流励磁机、旋转变换器和双馈发电机构成。图 4.3.22(b)是双向旋转变换器的主电路图，由两个相同的三相六管逆变桥构成。工作时，一个作为 PWM 整流器用，另一个作为 PWM 逆变器用。由于电路结构对称，若左边为整流桥，右边为逆变桥，则能量从左向右流动；反之，若右边为整流桥，左为逆变桥，则能量流向自右至左。如果为单方向变换，则整流桥可用 6 只二极管代替，电路简单。

采用双向变换器的变速恒频发电机的额定转速一般取在它的工作转速范围的中间。即若发电机工作转速 $n_m=n_N$，n_N 为额定转速，则变换器输出直流电，主发电机为直流励磁，和同步发电机相同，输出电压频率 $f_F=\dfrac{P_1 n_m}{60}=\dfrac{P_1 n_N}{60}=f_N$，$f_N=400$ Hz。若发电机转速低了，$n_m<n_N$，



(a) 发电机主电路图



(b) 双向变换器原理图

图 4.3.22　旋转变换器式恒频发电机

变换器必须输出三相交流电，主发电机由交流励磁，且产生的旋转磁场转向与 n_m 转向相同，从而使主发电机气隙旋转磁场转速仍为 n_N，发电机输出为 400 Hz。由式(4.3.58)，此时发电机输出功率 P_F 中的一部分来自于它的转子，即来自变换器或来自交流励磁机。变换器是将励磁机产生的频率为 $f_2=\dfrac{P_2 n_m}{60}$ 的交流电，转变为频率为 $f_R=\dfrac{P_1(n_N-n_m)}{60}$ 的交流电，给主电机转子。同时有 $f_R+f_m=f_N$，$f_m=\dfrac{P_1 n_m}{60}$。若主发电机转速高于额定转速，即 $n_m>n_N$，则主发电机转子的旋转磁场方向必须与转子转向相反，才能使气隙磁场转速为额定转速。发电机励磁电流频率应为 $f_R=\dfrac{P_1(n_m-n_N)}{60}$，励磁机的频率 $f_2=\dfrac{P_2 n_m}{60}$。变换器需要将 f_2 的交流电转变为 f_R 的交流电，其能量是从发电机流向励磁机，即励磁机此时是处于电动机工作状态。

设发电机工作转速范围为 $n_{m\,min}\sim n_{m\,max}$，定义

$$Y=\frac{n_{m\,max}}{n_{m\,min}} \tag{4.3.61}$$

则有

$$n_N=\frac{n_{m\,max}+n_{m\,min}}{2}=\frac{Y+1}{2}n_{m\,min} \tag{4.3.62}$$

又

$$S_1=\frac{f_R}{f_F}=\frac{n_N-n_m}{n_N}$$

最大工作转差 $S_{1\,max}$

$$S_{1\,max}=\frac{n_N-n_{m\,min}}{n_N}\left(\text{或}\frac{n_N-n_{m\,max}}{n_N}\right)=\frac{Y-1}{Y+1} \tag{4.3.63}$$

由式(4.3.58)可得发电机输出功率 P_F 和变换器所需最大功率 P_C 间关系为

$$P_C=S_{1\,max}P_F=\frac{Y-1}{Y+1}P_F \tag{4.3.64}$$

若改用单向变换器，且电机在等于和低于额定转速 n_N 下工作，则最大转差是在电机最低工作转速时

$$S_{1\max}=\frac{n_N-n_{m\min}}{n_N}=\frac{Y-1}{Y} \tag{4.3.65}$$

变换器功率 P_C 为

$$P_C=S_{1\max}P_F=\frac{Y-1}{Y}P_F \tag{4.3.66}$$

由此可见：主发电机输出功率 P_F 相同时，发电机工作转速越宽，即 Y 越大，所需变换器的功率 P_C 越大。若 $Y=1.5$，双向变换器功率为发电机输出功率的 $\frac{1}{5}$；若 $Y=2$，为 $\frac{1}{3}$。必须指出，以上计算不计损耗，若计及损耗，变换器功率将更大。同样的工作转速范围，同样的发电机输出功率，双向变换器的功率比单向的小，同时励磁机功率也相应减小。例如，$Y=2$，$P_F=60$ kW，用双向变换器，$P_C=20$ kW；用单向变换器，$P_C=30$ kW。但双向变换器所用三极管比单向的多一倍，控制电路要复杂得多。式(4.3.64)和式(4.3.66)仅为有功功率间的关系，如计及无功功率和主发电机励磁功率，则实际所需变换器功率还要大 50% 左右。以上分析限定了发电机的工作转速范围 Y，也限定了实际工作转速。若发电机工作转速范围 Y 不变，但实际工作转速不在限定范围内，则变换器和励磁机的容量要更大些。

旋转变换器是随电机转子一起旋转的，从技术、结构和工艺以及使用维修等方面看困难较大，在目前条件下要在航空上使用尚不可能。可否将变换器从电机转子侧移到定子侧，移到定子侧后功率传递关系又如何，串级双馈恒频发电机就是一种解决方案。

3. 串级双馈恒频发电机

串级双馈变速恒频发电机由永磁副励磁机、变换器、交流励磁机和主发电机构成。副励磁机是变换器的电源，变换器输出至励磁机定子励磁绕组，励磁机电枢输出直接接到主发电机的励磁绕组，主发电机从定子输出 400 Hz 三相交流电。该电机的励磁机和主发电机都是交流励磁，是双馈电机，两电机又互相级联，故称串级双馈电机。由于交流励磁机不能输出直流电，也不能自由改变接线方式，故与主发电机的接法只有两种，正接和反接。正接时，主发电机转子的旋转磁场方向和转子转向相同，反接时则相反。

主发电机输出功率 P_F 和它的转子功率 P_R 间关系为

$$P_R=S_1P_F \tag{4.3.67}$$

$$S_1=\frac{n_N-n_m}{n_N} \tag{4.3.68}$$

式中，n_N 为主发电机输出 400 Hz 时对应的气隙磁场转速。

交流励磁机输出功率 P_R 与变换器输出功率 P_C 间关系为

$$P_C=S_2P_R \tag{4.3.69}$$

$$S_2=\frac{n-n_m}{n} \tag{4.3.70}$$

式中，n 为使主发电机输出 400 Hz 所需励磁机气隙磁场转速。

故变换器输出功率 P_C 为

$$P_C = S_1 S_2 P_F \tag{4.3.71}$$

$$S_1 S_2 = 1 - \frac{n_m}{n_{m0}} \tag{4.3.72}$$

$$n_{m0} = \frac{P_2}{P_1 + P_2} \cdot n_N \tag{4.3.73}$$

式中，P_1 和 P_2 为主发电机和励磁机极对数。

若用双向变换器，则

$$n_{m0} = \frac{n_{m\,max} + n_{m\,min}}{2} \tag{4.3.74}$$

$$S_1 S_2 = \frac{Y-1}{Y+1} \tag{4.3.75}$$

$$P_C = \frac{Y-1}{Y+1} P_F \tag{4.3.76}$$

比较式(4.3.76)和(4.3.64)可见，发电机输出功率和电机工作转速范围相同时，串级双馈发电机的变换器功率和旋转变换器功率相同。故旋转变换器式恒频发电机的一些结论也适合于串级双馈发电机。所不同的是，同样情况下，串级双馈电机的励磁机和副励磁机的容量比旋转变换器式的大。

4.4 飞机交流电源的控制

4.4.1 交流电源系统的并联和不并联运行

飞机恒频交流电源有两种运行方式：不并联运行和并联运行。在双发动机飞机上，一般采用不并联运行。在四发动机飞机上，主交流发电机一般为并联运行，有的采用分裂式并联运行方案。三发动机飞机，有的主发电机不并联工作，有的为并联工作。

图 4.4.1 是飞机恒频交流电源的典型配置方式，(a)为双发电机系统，(b)为四发电机系统。在图(a)中，左右两套组合电源由航空发动机直接传动，中间有外部电源插座 EXT PWR 和辅助动力装置传动发电机 APU GEN。组合电源在发电机断路器 GCB 接通时与电源汇流条 ACB 相接，向接于该汇流条上的用电设备供电。不并联系统中，在左右 IDG 均工作时，汇流条连接断路 BTB 都处于断开状态。如果有一套 IDG 故障退出电网，如 RIDG 故障，RGCB 断开，为保证右发电机电源汇流条 RACB 有电，可有两种处理方法。一种是接通左右两 BTB，于是左发电机的电能通过 LGCB、左 BTB 到汇流条 SB，经右 BTB 送右电源汇流条 RACB。另一种方法是在 RGCB 断开后，即起动 APU 发电机，接通右 BTB，则右汇流条 RACB 由 APU GEN 供电。若左右两台组合发电机均损坏，则左右 BTB 均接通，由 APU GEN 向左右电源汇

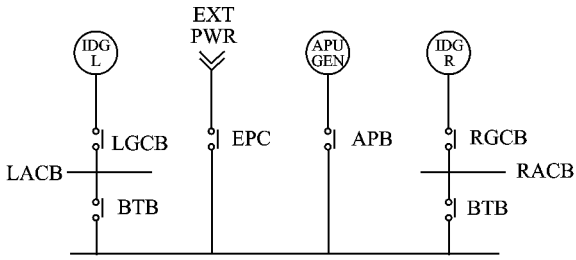
流条的用电设备供电。在地面时，地面电源通过外部电源插座和外部电源接触器 EPC 供电，此时左右 BTB 应闭合。在外部电源供电时 LGCB 和 RGCB 应断开。通常不允许 APU GEN 与外部电源同时向飞机电网供电。

当两台主发电机并联运行时，则 SB 为同步汇流条，左右 BTB 一般处于闭合状态。若同步汇流条上没有电压，即没有主电源在电网上，则任一主发电机均可直接投入电网，这由接通 GCB 来实现。若电网上已有发电机，则要投入发电机的电压大小、频率高低及相位必须和电网相协调，然后才能接通该发电机的断路器 GCB。在并联系统中，APU 也应能并联运行。

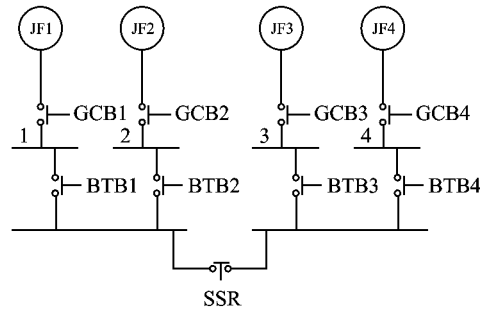
在发电机控制器 GCU 中，设有控制发电机励磁电路接通与断开的继电器，称为发电机控制继电器 GCR。因此，GCR、GCB 和 BTB 是飞机交流电源的三个基本控制开关，它们均由发电机控制器控制。辅助动力装置发电机断路器 APB 和外部电源接触器 EPC 一般由汇流条功率控制器 BPCU 控制。BPCU 和 GCU 间有串行通信网络，用于传递控制和状态信息。有的飞机，APB 由辅助电源发电机(APU GEN)的控制器控制。

图 4.4.1(b)是四发电机飞机主电源的配置图，其中 ACB 1、2、3、4 是相应发电机的电源汇流条，发电机与电源汇流条间为发电机断路器 GCB。电源汇流条与同步汇流条间为汇流条连接断路器 BTB。系统分离断路器 SSB 可以断开也可以接通。断开时，飞机电网成为左右两个独立电网，为两个分别有两台主电源并联的分裂式并联电网。SSB 接通时，全机成为一个有四台主发电机的并联电网。同样，每台发电机的控制器内的 GCR 用于接通断开发电机的励磁电路。

因此，飞机并联和不并联交流电源的控制实际是对 GCR、GCB 和 BTB 的控制，以及对 APB 和 EPC 的控制，其控制均是通过发电机控制器 GCU 和汇流条功率控制器 BPCU 来实现。



(a) 双发不并联电源



(b) 四发并联电源

图 4.4.1　不并联与并联交流电源的配置

4.4.2 并联交流电源系统的控制

并联交流电源的每台发电机有三个手动控制开关，即 GCR. S、GCB. S、BTB. S，分别用于人工控制 GCR、GCB 和 BTB 的闭合与断开。这些开关常为瞬时接触式三位开关，装于仪表板上，为了操作简便，正常工作时 GCR 和 BTB 都是闭合的，一般只需操纵 GCB. S，以控制 GCB 使发电机投入或脱离电网。

在并联电源中，断开 GCR 必须同时断开 GCB，否则失去励磁的发电机将从电网吸取功率，影响电源正常运行。故障时，应断开 GCB，有时也需要断开 GCR。

图 4.4.2(a)是 GCR 控制逻辑，GCR 的闭合只受手动开关控制，它的断开则既可由手动开关控制，也可在故障时由故障信号断开。

图 4.4.2(b)是 GCR 控制电路的实例，GCR(J_6)是有 4 对触点的双线圈磁保持继电器，互锁触点 K_{61} 和 K_{62} 用于实现 GCR 通和断线圈的交替工作，K_{64} 串于 GCB 的控制电路中，在断开 GCR 的同时断开 GCB。

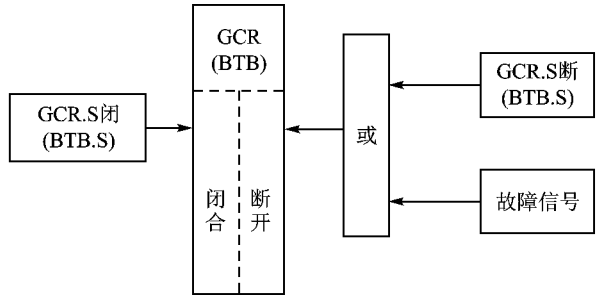
GCR. S 闭合，GCR 闭合线圈 LC 通电，GCR 闭合，发电机励磁电路接通。同时，互锁触点 K_{61} 断开，K_{62} 闭合，K_{61} 断开使 LC 断电，继电器磁闭锁于接通位置，K_{62} 闭合为 GCR 断线圈 TL 的通电作准备。若 GCR. S 向左侧断开位拨动，则晶体管 V_6 导通，GCR 断线圈 TL 通电，GCR 断开，同时使 GCB 断线圈通电，GCB 断开。辅助继电器 J_3 防止 GCR 在系统故障时拍合。系统故障时，故障信号放大器的 V_4 基极有故障信号，V_4 导通，V_5 截止，V_6 导通，使 GCR 的 TL 线圈通电，GCR 断开，若没有继电器 J_3 而 GCR. S 处于接通状态，则 GCR 断开后，因 GCR. S 闭合而又闭合，但因故障存在，V_6 导通着，又使 GCR 断开，从而使 GCR 不断断开与闭合，形成拍合，危害系统。J_3 的引入防止了 GCR 的拍合。

发电机断路器 GCB 是机械闭锁式三相断路器，并有多对辅助触点，触点的闭合与断开也分别由闭合线圈 LC 和断开线圈 TL 控制，此两线圈也与一对互锁辅助触点相串联，保证两线圈交替通电，并且触点动作后即将原通电线圈断开，以减小断路器损耗。

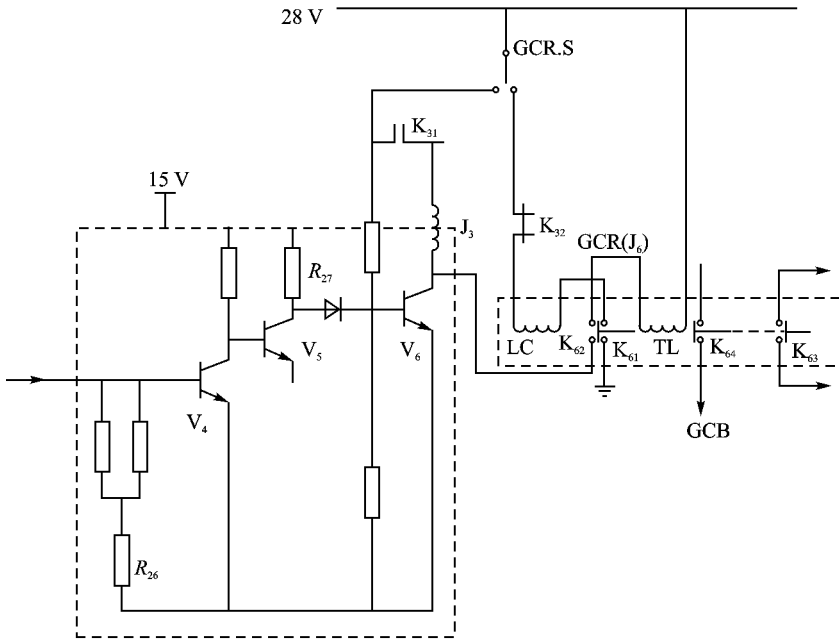
图 4.4.3(a)为 GCB 的控制逻辑，GCB 的接通必须同时满足 5 个条件：发电机断路器开关 GCB. S 闭合；发电机转速达到允许最小值；发电机控制继电器 GCR 已闭合；外部电源已从飞机电网上脱开。若已满足以上 4 个条件且飞机电网上没有电压，才可接通 GCB。若电网有电压，即网上已有别的三相电源，则应执行自动并联程序，在满足并联合闸条件时才能接通 GCB。

GCB 的断开条件为逻辑或的关系。若发电机断路器开关 GCB. S 断开，或发电机转速低于允许值，或发电机控制继电器断开，或外部电源接触器 EPC 接通，都应使 GCB 断开。

图 4.4.3(b)是 GCB 控制电路的一个实例，图中由三极管 V_{17}，V_{18} 和晶闸管 TH 等构成固态继电器 J_1，三极管 V_{12} 和稳压管 W_{37} 构成闭合放大器，J_2 为 GCB 的断开继电器。由图可见，GCB 闭线圈 LC 通电条件为 J_1 的 TH 导通，GCB. S 应拨向左侧的接通位，外部电源已断开，即



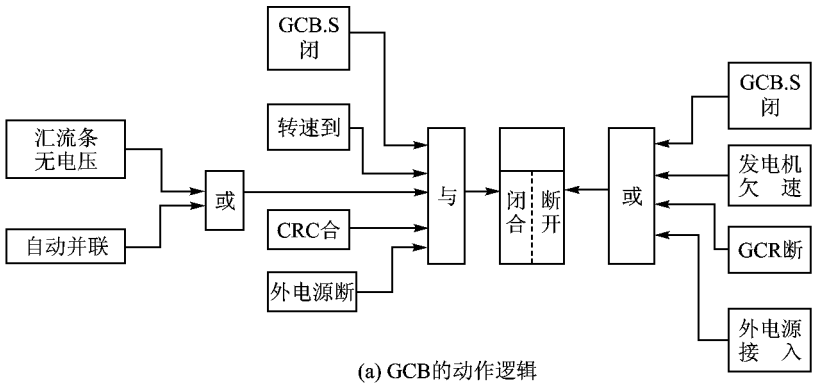
(a) GCR动作逻辑



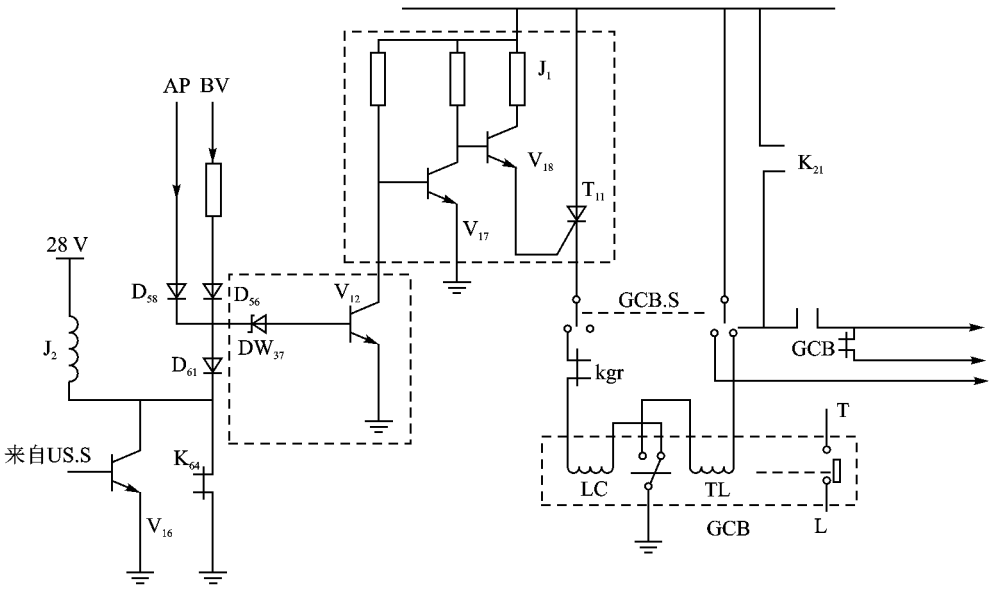
(b) GCR控制电路实例

图 4.4.2　GCR 动作逻辑和控制电路

外部电源联锁触点 K_{gr} 已闭合。TH 导通的条件是闭合放大器的 V_{12} 导通。V_{12} 有两个输入信号 BV 和 AP，BV 是电网无电压信号，若电网无电压，则输入高电平，V_{12} 导通。若电网有电压则输出低电平，闭合放大器不输出，等待自动并联电路 AP 的信号。仅当该 GCB 控制的发电机满足并联条件时，AP 才有高电平输出，使 J_1 工作。K_{64} 是 GCR 的互锁触点，仅当 GCR 闭合后 K_{64} 才断开。三极管 V_{16} 由恒速传动装置中的欠速开关 US.S 控制，发动机的转速低于恒速传动装置的最低允许工作转速，US.S 闭合，延时 0.4 s 左右，使 V_{16} 导通，GCB 不能闭合。固态继电器 J_1 采用晶体管电路，动作快，能保证发电机在规定的并联合闸相位角内投入电网，另



(a) GCB的动作逻辑



(b) GCB控制电路实例

图 4.4.3　并联电源 GCB 的动作逻辑和控制电路

外，还具有防拍合的作用。

汇流条联接断路器 BTB 的控制逻辑见图 4.4.2(a)，与 GCR 相同。BTB 和 GCB 一样为机械闭锁式三相断路器，有多对辅助触点，也有闭合和释放两个线圈。

外部电源(地面电源)接触器是普通三相接触器，它的控制逻辑见图 4.4.4。外部电源接触器 EPC 仅在外电源的相序与飞机电网一致，且电源的电压和频率满足技术要求时才能接通。又因外部电源与机上电源不能并联，故外部电源的控制电路还应满足以下条件：只要飞机电网上有机上电源，则 EPC 不能接通，若此时要使 EPC 接通，必须先断开机上电源；EPC 接通

后，机上发电机的 GCB 或 APB 不能合闸。外部电源接触器 EPC 可通过外部电源开关 EPC.S 进行人工控制。

辅助动力装置发电机的控制与飞机主电源的控制类似，有 GCR 和 APB，前者控制发电机励磁电路，后者使 APU GEN 与同步汇流条 SB 相接。有的飞机上 APU GEN 不能和飞机主电源并联运行，APU GEN 也不能与外部电源同时接通。

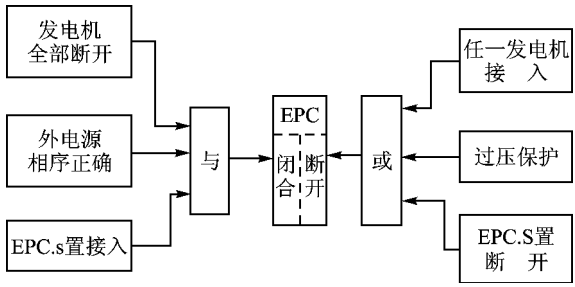


图 4.4.4 外电源控制逻辑

4.4.3 不并联交流电源的控制

不并联交流电源中，电源与汇流条间转换有两种方式：中断转换和不中断转换。

参见图 4.4.1(a)，左右组合电源分别向左右电源汇流条供电，若要断开左电源，应将 LGCB 断开，然后接通左右 BTB，让左电源汇流条 LACB 由右组合电源供电。由于先断开 LGCB、再接通 BTB，从而引起 LACB 电能中断，技术条件规定中断时间不能超过 50 ms。

机载计算机等要求不中断供电设备的增加，推动了电源间不中断转换技术的发展。电源间不中断转换的要求是：若拟断开左电源，则先将右电源与左电源并联，然后调整右电源，使之承担左电源的全部负载，再将左电源退出电网。为了减小电源并联合闸导致的冲击，必须将合闸前两电源间电压差、频率差和相位差控制在允许的范围，例如频率差为 ±0.3 Hz 相位差在 30°电角内，这样的要求仅在数字控制时才能实现。

电源间的不中断转换包括主电源间、主电源与外部电源间、主电源与辅助动力装置发电机间的转换。主电源间转换时，时钟信号将两个要转换的组合电源调整到参考频率上，使两电源频率趋于一致，在两者相位差足够小时合闸并联，之后约 100 ms 内将退出电源的负载全部转移到新供电电源上，退出电源随后脱离电网。主电源与辅助电源转换时，以辅助电源的电压信号作为参考信号，调整主电源的频率与辅助电源一致。主电源与外部电源转换时，以外部电源电压为参考信号。辅助动力装置发电机与外部电源转换时，以外部电源为参考信号。由于 APU GEN 的控制器 GCU 不控制发电机的频率，必须通过 APU 的电子控制盒来调整 APU 的转速，使其频率与外部电源趋于一致。

可见，为实现电源间不中断转换，主电源控制器 GCU、APU 发电机 控制器 APU GCU 和

APU 电子控制盒及汇流条控制器 BPCU 之间必须有信号交联。

4.4.4 发电机控制器和汇流条控制器

前面已提到发电机控制器 GCU 和汇流条控制器 BPCU，飞机电源系统的控制主要是由它们来完成。

现代飞机将发电机调压器、控制保护电路组合在一起，构成发电机控制器，完成调压、控制、故障检测与保护等功能。先进的 GCU 采用微处理器为控制核心，通过输入接口电路检测系统运行状态。接口电路包括模拟量接口和数字量接口。模拟量接口电路一般由整流、滤波、放大等环节构成，完成对发电机输出电压、电流、发电机励磁电流、温度等信号的变换。数字量接口输入的信号包括发电机转速、电源系统主要控制开关的状态等。GCU 通过输出接口电路完成对电源系统的控制和保护，主要控制对象包括 GCR，GCB，BTB 及相关的指示信号电路。GCU 内部还包括非丢失存储器，用于记录飞行过程中的电源运行数据和故障隔离信息。GCU 可以通过数据总线与飞机上的其他 GCU、BPCU 或者飞机综合管理系统中的电源处理机进行通信。军用飞机数据总线采用 MIL－STD－1553B，民用飞机一般采用 ARINC 数据总线。

汇流条控制器除了不包含调压器和变速恒频电源的变换器控制电路外，其他构成部分和 GCU 基本一样。输入接口电路主要检测汇流条的电压、频率、汇流条的负载电流、外部电源状态等信息，输出接口电路完成汇流条的卸载、同步汇流条短路保护、外部电源接触器、地面服务继电器等的控制。

GCU 和 BPCU 都具有自检测(BIT)和故障隔离的能力，可以将故障隔离到设备的外场可置换单元 LRU(Line Replaceable Unit)。自检测包括初始自检测、运行自检测和维护自检测。电源系统开始工作时，控制器先进行初始自检测，查询上次飞行是否有故障记录、检测电源主要部件和控制器内部主要电路是否正常。电源系统工作后，软件周期性检测系统的运行状态，如果系统出现超越正常运行范围的状态，则首先记录异常数据，然后进行故障隔离。如果是一般性故障则不执行跳闸动作，只记录警告信息。如果是危急电源系统和负载安全的严重故障，则进行跳闸动作，记录故障代码。自检测数据记录在非丢失存储器中。B737 飞机的 GCU 可以记录多达 20 个飞行周期的电源系统运行数据。维护自检测在地面时进行，其主要功能包括对控制器内部电路的自检和读出历史运行数据。

飞机电源系统中的 GCU 和 BPCU 协调工作。设有电源系统处理机时，GCU 和 BPCU 都受电源系统处理机控制。在不设电源系统处理机的飞机上，BPCU 起主控的作用，由 BPCU 和每一个 GCU 建立通信联系，BPCU 发送给 GCU 的信息包括汇流条故障、断路器状态、外部电源、自动着陆、辅助电源发电机状态、故障隔离请求等。GCU 返回 BPCU 的信息包括发电机状态、断路器状态、可获得的辅助电源装置和 BIT 数据码等。GCU 通过检测电源通道的输出、BPCU 的状态信息和控制开关的位置，给其控制的发电通道实施控制和故障保护。如果系

统中出现了故障，GCU 将发出保护指令，GCR、GCB、BTB 动作，使负载与故障电源通道隔离。BPCU 根据各电源通道的运行状态，对同步汇流条断路器 SSB 和负载断路器进行控制。地面电源的监测和控制也由 BPCU 完成。在需要供电不中断转换的电源系统中，也由 BPCU 给出指令，实现不中断供电。

4.5 飞机交流发电机的并联运行

恒速恒频交流电源的并联就是交流发电机间的并联。交流发电机并联前必须满足并联条件，才能接通发电机断路器 GCB，使该发电机投入电网。不满足并联条件时，发电机投入电网将引起很大的电流、电压和功率冲击，致使电网上的并联发电机解列，退出并联，这是不允许的。交流发电机并联运行时还必须实现各发电机之间有功和无功功率合理分配，调整发电机间功率时又应不影响电网的电压和频率。由于飞机上的交流发电机容量相同，故它们间的有功与无功功率应均匀分配。

4.5.1 发电机投入电网的条件

交流发电机投入电网的条件有五个：第一，投入发电机的电压波形应与电网电压波形一致，为正弦波；第二，投入发电机的相序应与电网电压的相序一致，必须注意发电机的转向和发电机馈电线的连接是否与规定相符；第三，投入电网的发电机频率应与电网频率相近，频差越大，牵入同步时间越长；第四，投入电网的发电机电压应与电网电压相近；第五，投入电网发电机电压与电网电压间的相位差应小，以减小投入时的冲击。

图 4.5.1(a)是两发电机并联系统的等值电路图，图中电网上发电机 JF_2 的电压为 U_{02}，欲并联发电机 JF_1 的电压为 U_{01}，X''_d 为发电机和馈电线的超瞬变电抗。若发电机合闸时两电机电压大小相同，即 $U_{01}=U_{02}=U_0$，而两者间相位差为 $\Delta\varphi$，则合闸时的冲击电流 I'' 为

$$I'' = \frac{U_0}{X''_d}\sin\frac{\Delta\varphi}{2} \tag{4.5.1}$$

合闸瞬间冲击电压 U'' 为

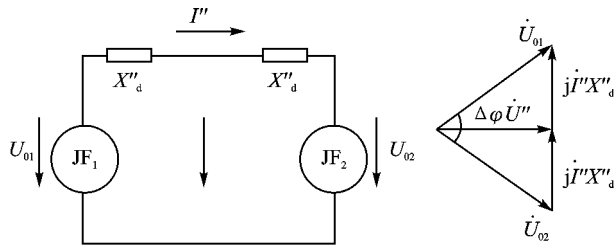
$$U'' = U_0\cos\frac{\Delta\varphi}{2} \tag{4.5.2}$$

合闸瞬间的冲击功率 P'' 为

$$P'' = 3U''I'' = \frac{3}{2}\frac{U_0^2}{X''_d}\sin\Delta\varphi \tag{4.5.3}$$

由此可见，合闸瞬间两电源的电压相位差 $\Delta\varphi$ 越小，合闸时的冲击电流和冲击功率越小，电网电压的波动也越小，发电机投入电网时对用电设备工作的影响也越小。

实际上，冲击电流计算式中没有考虑合闸电流的非周期分量，计及此分量时，冲击电流最大瞬时值 i_{max} 为



(a) 并联等值电路图　　(a) 矢量图

图 4.5.1　两发电机并联等值电路图及矢量图

$$i_{\max}=\frac{\sqrt{2}\cdot 1.8U_0}{X''_{\mathrm{d}}} \tag{4.5.4}$$

若合闸前两发电机间电压大小不相等，则并网后两电机输出电流将不一致，I_1、I_2分别为两发电机的负载电流，则

$$\dot{I}_1-\dot{I}_2=\frac{\dot{U}_{01}-\dot{U}_{02}}{Z} \tag{4.5.5}$$

阻抗 Z 的主要部分为电抗，故两电机间电流差为无功分量，即并联发电机间的电压差导致并联后电机间无功功率分配不均衡。同样，两发电机并联前的频率差将导致并联后有功功率分配不均衡。

可见，仅当波形、相序、频率、电压和相位均在规定范围内时，发电机才能投入电网。现代飞机交流电源系统中有专门的自动并联投入电路，保证发电机并网时冲击小。不并联飞机交流电源在实现电源间不中断转换时，也有一个自动并网过程，而小的并网冲击是允许的。

4.5.2　并联发电机间的功率分配原理

电机学中讨论了同步发电机并于无穷大电网时的功率分配原理，无穷大电网是电压与频率不受并接发电机影响的电网。增加传动同步发电机的原动机功率，即加大发电机轴上外力矩，使发电机转子加速，功角 δ 加大，即发电机电磁功率和电磁矩加大。当 δ 增加至一定值时，发电机的电磁转矩与原动机转矩达新的平衡，转子转速又回到稳定值，而发电机输出功率增大。即发电机输出的有功功率大小取决于原动机功率大小。但是发电机功率并不能无限增长，在隐极电机中，当功角达 $90°$时，电磁功率达最大值，此后再增加原动机功率就会失步。

在原动机功率不变时，增加发电机的励磁，即加大发电机的电势 E_0，则它的电磁功率和电磁转矩加大，电机减速，功角 δ 减小，由电机矢量图可知，电机无功功率输出将增加。

因此，并于无穷大电网的同步发电机的有功功率由调节原动机功率来调节，无功功率由调节发电机励磁来实现。

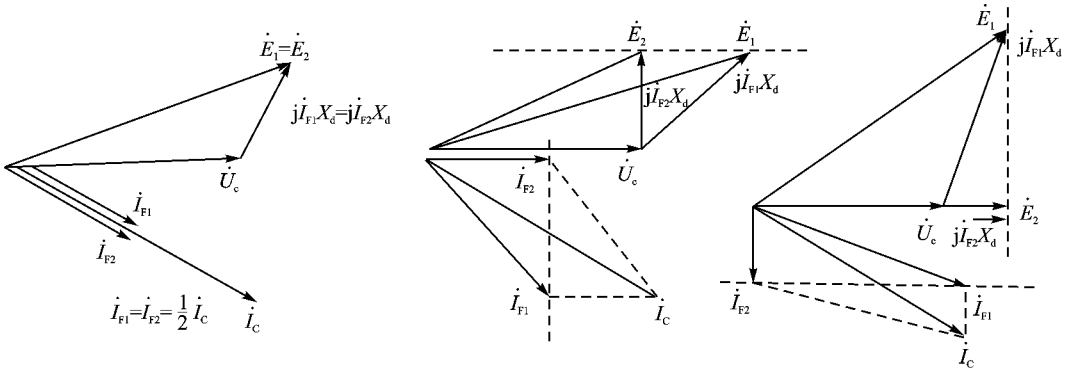
飞机交流电网不是无穷大电网。为了使飞机电网的频率和电压不变，在增加其中一台发

电机原动机的功率时，应适当减少其他发电机原动机的功率。在恒速恒频交流电源中，发电机的原动机就是恒速传动装置。同样，在调节一台发电机励磁以调节它的无功功率时，也应相应地调节其他发电机的励磁。只有这样，才能使电网的频率和电压保持在允许范围内。

图 4.5.2 是两台隐极同步发电机并联运行时的矢量图。(a)是两发电机的无功和有功功率均匀分配时的矢量图，电网电压和电流为 U_C 和 I_C，负载电流由两发电机各承担一半，即发电机电流 $I_{F1}=I_{F2}=\frac{1}{2}I_C$。由于两发电机相同，故电抗 $X_{d1}=X_{d2}=X_d$，又两电机的励磁相同，故电势 $E_1=E_2=U_C+\mathrm{j}\frac{I_C}{2}X_d$。

两发电机的原动机功率不变，适当增加 1 号发电机的励磁，减小 2 号发电机的励磁，则 1 号电机无功电流增加，2 号的则减小。2 号发电机的励磁电流降到一定程度时，它不再承担无功负荷，无功功率全转到 1 号发电机上，如图 4.5.2(b)的矢量图所示。此时电网的无功电流等于 1 号发电机的无功电流。由图可见，1 号发电机的励磁电流增加，因而它的电势 E_1 比 2 号的大。此时，网电压 U_C 值不变，则必须适当减小 2 号电机励磁，其电势 E_2 也随之减小。

图 4.5.2(c)是适当增加 1 号发电机原动机功率，减小 2 号发电机原动机功率时的矢量图，此时 1 号发电机承担电网的全部有功负载，2 号则不带有功负载，两电机的无功负载和电网电压仍等于调节前的值。由图可见，为使两电机的无功负荷仍均分，在调节原动机功率的同时，需适当调节两发电机的励磁电流，因为两电机的电势 E_1 和 E_2 与调节前(见图 4.5.2(a))已不相同。



(a) 两发电机有功和无功相等时矢量图　(b) 2号发电机不承担无功功率　(c) 2号发电机不承担有功功率

图 4.5.2　两台发电机并联运行时的功率调节

比较同步发电机在无穷大电网上的功率调节和两台发电机并联电网的功率调节，可见，后者的调节是差动方式，即一台发电机功率加大，另一台或数台发电机的功率必须减小。

4.5.3 无功功率检测原理

为了调节发电机的无功功率，首先必须检测并联发电机间无功功率的差。图 4.5.3 (a)是两台发电机并联系统无功功率检测原理电路，它由分别接于两发电机 a 相的电流互感器等电路构成，R 是互感器的负载电阻，i_{R1} 是流过左发电机(即 1 号发电机)互感器副边电阻上的电流，i_{R2} 是右发互感器副边电阻电流，i 为环路电流，K 为互感器变比。由图可见

$$i = KI_1 - i_{R1} = KI_2 - i_{R2}$$

式中 I_1 和 I_2 为发电机 1 和 2 的 a 相电流，在对称负载时，三相电流大小相同。故有

$$i = \frac{1}{2}K(I_1 - I_2) \tag{4.5.6}$$

$$i_{R1} = \frac{K}{2}(I_1 - I_2) \tag{4.5.7}$$

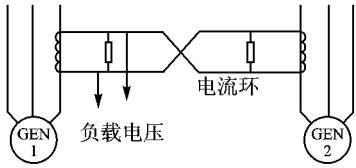
$$i_{R2} = \frac{K}{2}(I_2 - I_1) \tag{4.5.8}$$

即互感器负载电阻上的电压与两发电机间电流差 $I_1 - I_2$ 成正比。

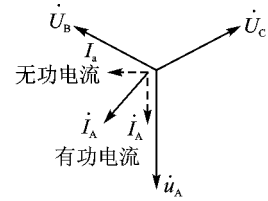
图 4.5.3(b)为无功电流的相敏检测电路，由两检测变压器和差动连接的整流桥构成。图中上方的变压器有一个原绕组和两个匝数相同的副绕组，原绕组接于发电机的 b 和 c 相，所加电压为 U_{BC}。下方变压器与上方变压器类似，原绕组接在电流互感器副边的电阻 R 上，故它的原边电压与两电机的电流差成正比。图 4.5.3(c)是发电机的矢量图，电压 U_{BC} 与 U_A 互差 90°电角，I_A 与 U_A 间夹角为功率因数角，图中 I_A 两边的虚线表示了它的有功电流和无功电流分量。图 4.5.3(d)是左发电机检测电路的输出电压，即电阻 R_{241} 上的电压，其大小和极性决定于上下两整流桥输出电压的大小。若该发电机输出的无功电流大，即 I_1 大于 I_2，则检测电路上整流桥的合成输入电压 U_{1A} 大于下整流桥的合成输入电压 U_{1B}，见图 4.5.3(d)。因为上整流桥的输入电压 U_{1A} 是 $K_1 U_{BC}$ 和 $K_2 U_R$ 两电压算术相加，而 U_{1B} 电压是 $K_1 U_{BC}$ 和 $K_2 U_R$ 的算术相减，故 U_{1A} 电压大于 U_{1B} 电压。电阻 R_{241} 电压为上正下负，其大小决定于无功电流的差，U_{BC} 和 U_R 是加于上下变压器原边的电压，变压器副边的电压与原边电压间仅差变比 K_1 和 K_2。该检测电路对有功负荷不起作用，从图 4.5.3(d)下方的矢量图可见，因有功电流在电阻 R 上的压降与电压 U_{BC} 成 90°电角，故合成电压 U_{1A} 和 U_{1B} 大小相同、方向相反，在 R_{241} 相抵消。由此可见，图 4.5.3 (b)是一种无功电流检测电路。

右发电机也有相同的无功电流检测电路，由于该电机无功电流小，故电阻 R_{241} 的电压为下正上负，输出正好与左发电机的极性相反。

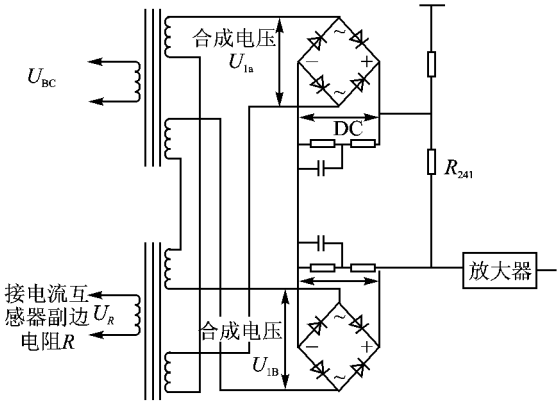
无功电流检测电路的输出信号送至发电机电压调节器，与调节器的调节点电压相加或相减。对于左发电机，它承担的无功电流大，为相加，从而降低了该电机的励磁。对于右发电机，它承担的无功电流小，为相减，从而增加了该电机的励磁，这样使两发电机的无功电流趋于一致。同时，电网电压几乎不变。



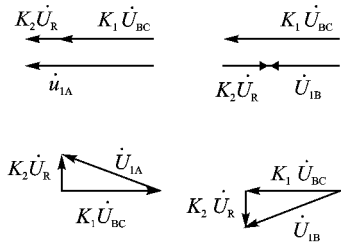
(a) 无功检测环



(c) 发电机电流矢量图



(b) 无功电流检测电路



(d) 检测电路输出电压

图 4.5.3　无功电流检测原理

图 4.5.4 为 4 台发电机并联无功电流分配环，各发电机 a 相都有电流互感器，互感器副绕组上除有电阻 R 外，还并接有发电机断路器 GCB 和汇流条连接断路器 BTB 的辅助触点。4 台发电机全并接于电网时，各发电机的 GCB 和 BTB 均接通，GCB 和 BTB 的辅助触点断开，互感器向电阻 R 供电，各发电机的无功电流检测电路都工作。若 4 台发电机无功负荷相等，则 4 互感器副边电流也相同，均与无功分配环构成回路，各互感器的电阻 R 上没有电流。

若有发电机退出电网，即该发电机的 GCB 断开，则它的辅助触点闭合，将它的电流互感器副绕组短路，无功电流分配环由 3 台发电机构成。

4 台或 3 台发电机并联时，系统分离断路器 SSB 接通，它的辅助触点断开，整个飞机的主电源构成一个无功电流分配环。若 SSB 断开，形成左右两个两台发电机并联的系统，则图 4.5.4 中的 SSB 辅助触点闭合，也形成了左右两个互相独立的无功电流分配环。

图 4.5.4 电流互感器副绕组侧的数字表示 4 台发电机功率不平衡，发电机 1 为 8 A，发电机 2，3，4 均为 4 A，于是无功电流分配环电流为 5 A，GEN1 的无功检测电阻 R 上电流为 3 A，2，3，4GEN 的 R 上电流为 1 A。无功分配环的电流是各电流互感器输出电流的平均值，而互

感器负载电阻 R 的电流是互感器绕组电流与分配环电流之差。R 上的电压送至无功电流检测电路，然后经调压器调节发电机的励磁，以调节各台发电机的无功电流。

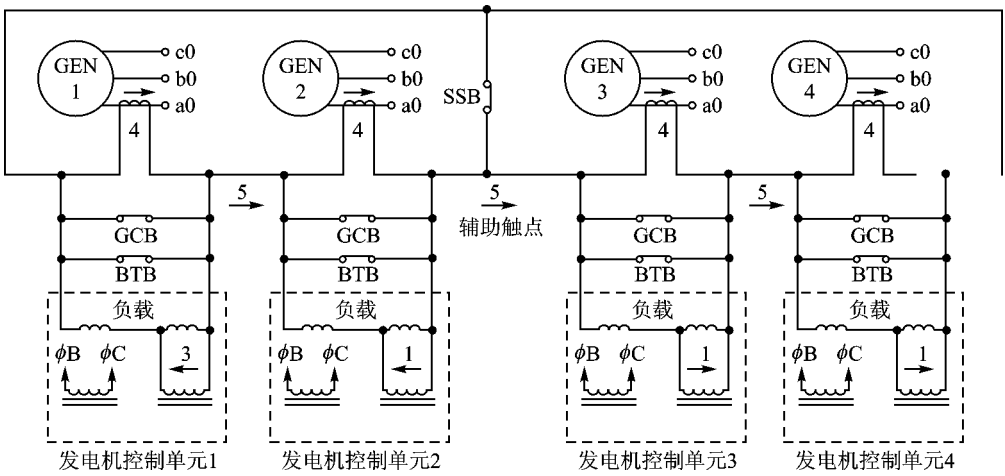


图 4.5.4　四台发电机并联运行无功分配环

4.5.4　有功功率检测原理

本章第二节中讨论齿轮差动式液压恒装时指出，恒速传动装置的调节系统是一种无差调节系统，对调速误差有积分特性，仅当恒装输出轴转速等于给定值时，调节器才处于平衡状态。发电机并联运行时，不可能事先将各发电机的恒装输出转速调节得完全相等，即使在某种状态下调节得相等了，状态改变后又会不同。在不同调定转速的数台发电机并联时，频率最高的发电机将会牵引其他电机都达到这个转速。实际上，系统中只有频率最高的发电机处于发电状态。为了防止系统中电机反过来拖动恒速传动装置，在恒装与电机间装有单向离合器，在电机转速高于恒装输出转速时，离合器脱开。而系统不允许系统的有功功率仅由一台发电机承担。

为使并联运行的发电机承担相同的有功负载，必须通过传动各发电机的恒速传动装置来调节，即降低有功功率大的发电机恒装的转速，增加有功功率小的发电机恒装的转速，这样既使发电机间有功负载均衡，又使系统的工作频率基本恒定。

有功功率的检测也采用差动式检测环，与图 4.5.3(a)和图 4.5.4 类似。电流互感器副边负载电阻 R 上的电压加到有功电流检测电路。有功电流检测电路与图 4.5.3(b)的无功电流检测电路相同，仅变压器原边电压不是 U_{bc}，而是 U_c，电流互感器不是接于发电机 a 相，而是 c 相，即电阻 R 上的电压相位与 c 相电流相同。与无功电流检测电路原理相仿，有功电流检测电路的输出只反映有功电流的大小，对无功电流基本上不反映。

若并联的各台发电机输出有功功率相同，则各有功电流检测电路输出电组 R_{241} 上电压均

为 0。若其中一台或数台发电机输出有功电流加大，它们的 R_{241} 上电压为正，有功电流越大，U_{R241} 也越大，而输出有功电流小的 R_{241} 上电压为负。R_{241} 电压通过放大器放大后送到恒装离心式调速器的电调线圈。U_{R241} 为正，则电调线圈电流为正，其作用是使恒装的输出转速降低。若 U_{R241} 为负，则电调线圈电流反向，其作用使恒装输出转速增加。由于各发电机处在同一电网上，实际的恒装输出转速既不能增加，也不能降低，仅在恒装输出功率改变时，使各发电机有功功率趋于平衡。

无功和有功电流分配灵敏度是用于衡量无功和有功均衡电路调节控制发电机承担无功和有功负载能力的参数。无功分配灵敏度用每安培无功电流使单台发电机电压变化的变化量来表示。有功分配灵敏度用每安培有功电流使单台恒装输出转速变化的变化量或发电机频率变化的变化量表示。

4.6　飞机交流电源的保护

4.6.1　飞机交流电源的故障

飞机交流电源有变频交流电源和恒频交流电源。变频交流电源由航空发动机直接传动的变频交流发电机和发电机控制器构成，发电机控制器的主要功能部件是电压调节器。该电源的主要故障为励磁故障和线路故障。例如，电压调节器三相检测线的一根断路或短路，调压器检测到的三相平均电压降低了，而基准电压不变，调节器即增加发电机励磁电流，从而导致过电压故障。同样，调压器末级功率晶体管的短路，也会导致过电压。通常飞机飞行时，发电机工作转速较高，由上述故障引起的过电压相当高，会导致由它供电的用电设备的损坏。同时，励磁电流过大也会损害发电机本身。电网中某相导线的接地短路，也会使该相电压降低。调压器检测到的三相平均电压降低，使发电机励磁电流增大，引起过电压。若短路点在配电线上，配电线的自动开关或保险丝因过流、过热而跳闸或熔断，从而消除了短路故障，则电压调节器工作，使发电机电压回到正常范围内。

发电机内旋转整流器的短路，会使主发电机励磁电流降低，主发电机电压降低，造成欠压故障。传动发电机的发动机转速低于最低工作转速后，发电机的输出电压也会降低，称为欠速，但这不是发电机本身的问题。若电源汇流条发生一相短路，则发电机电压也随之降低，导致欠压故障，使用电设备不能正常工作。

主发电机电枢绕组或至汇流条的馈电线短路，这类短路多数为单相接地短路，少数为线线短路。此时，短路相电压很低，接于它上面的设备不能正常工作，而非短路相则电压升高，也使用电设备不能正常工作。同时，这类短路对发电机本身危害也很大，不立即切除故障，会导致故障扩大，后果更严重。

永磁副励磁机绕组的短路或开路，会使发电机控制器内部电源或电压调节器的电源电压

变化，影响它们的工作。

在恒速恒频交流电源中，除有上述因电压调节器、发电机或馈电线导致的电源故障外，还有由恒速传动装置导致故障的电源故障。恒装故障使发电机的转速过高或过低，引起过频或欠频故障。在变速恒频交流电源中，还有功率变换器的故障问题，功率变换器故障可导致输出过、欠压，过、欠频或谐波含量过大。

以上所举故障，有的使电源输出电能质量严重改变，为用电设备所不允许，有的危害电源本身的安全性，必须采取保护措施。而某些故障，危害性不那么大，此时电源还能正常供电，就不需立即保护。需要保护的电源故障称为跳闸故障，此时应断开发电机控制继电器 GCR 或发电机断路器 GCB。

为了实现跳闸故障保护，在发电机控制器内有专门的故障检测和保护电路。保护电路由微处理器和接口电路等构成，并有专门的保护软件。软件除实现故障保护外，还有报警、故障隔离与故障记忆等功能，以改善电源的维修性。

保护电路的硬件和软件的工作必须可靠，不应产生有故障不保护的现象，也不应产生没有故障误保护的现象，这分别由检出率和虚警率两个指标表示。保护项目及保护指标在有关飞机电源技术标准中有明确规定，一般应按照技术标准执行。当然，由于飞机种类及其电源系统构成不一样，实际的飞机电源系统的保护项目和指标必须协调好。

以上讨论的故障为单台发电机系统或不并联工作主电源的故障情况。并联电源的故障与单台系统不同，造成故障的原因除了组成系统的各套电源的故障外，还存在因并联而引起的故障。

4.6.2 不并联交流电源的故障保护

单台发电机电源与不并联恒频电源的保护是相同的，主要跳闸保护故障有过压、欠压、过频、欠频、欠速、旋转整流器故障和短路等。

发电机过电压有两种，瞬态过电压和永久性过电压，前者由切除负载或短路切除导致，后者由故障引起。过压保护电路在瞬态过电压时不应工作，即不应切断发电机控制继电器 GCR。从过电压对用电设备的危害来看，过压越低，危害越小，过压越高，危害越大。因此过压保护电路应有两个基本参数，即动作电压和反延时特性。例如，B747 飞机规定过电压动作点为调节点处高相电压 131±2 V。过电压越高，动作越快。

发电机欠电压也有两种，瞬态欠电压与长期欠电压。瞬态欠电压由突加负载或配电线突然短路引起，配电线短路后，保护器跳开，从而切除短路，电压又恢复正常。故保护电路不应对瞬态欠电压有反映。该电路也有两个基本参数：动作电压和延时时间。欠压保护一般采用固定延时，B747 飞机规定三相电压平均值小于 104.5±1.5 V 时动作，延时 9.75±0.25 s。若在此延时时间内调节点电压又恢复正常，则欠压电路不应保护。

在 B747 中，借检测永副励磁机的频率来判定发电机的输出频率。由于 B747 飞机电源为并联交流电源，故它的过频保护有三重准则。若发电机输出频率为 427.5±2.5 Hz，则在

470±30 ms时断开BTB，使系统退出并联。若退出并联后，某电源的过频继续存在，则在1.2±0.2 s时同时断开该电源的GCR和GCB。在退出并联前，并联的几台发电机同时有过频，退出并联后一般仅有1台发电机有过频，该电机属于故障电机。若解除并联后，故障电机过频高达437.5±2.5 Hz，则应在30±10 ms内断开该电源的GCR和GCB。

欠频保护与过频类似。在B747飞机，频率为372.25±2.5 Hz，延时470±30 ms，断开BTB，使系统退出并联。若退出并联后，仍有发电机处于欠频状态，则在1.2±0.4 s时断开该电机的GCR和GCB。若发电机频率降到352.5±2.5 Hz，则该电源的GCR和GCB应在150±50 ms内断开。

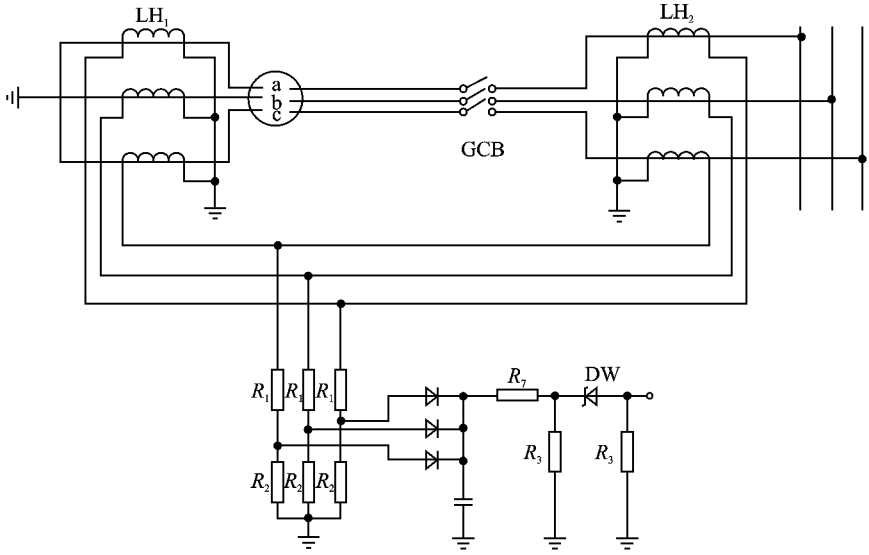
欠速保护在恒速恒频电源中是指恒装输入转速低于一定值时的保护，在变频交流电源和变速恒频交流电源中是指发电机的输入转速低于一定值时的保护。在B747中，发动机输出转速降低到4 525±125 r/min时，延时150±50 ms断开GCB，使发电机卸载。

主发电机定子绕组和馈电线的短路保护采用差动保护电路，图4.6.1(a)是差动保护电路图。两相同的电流互感器组LH_1和LH_2分接于发电机两侧，LH_1在中线侧，LH_2在GCB外侧，两互感器中间为保护区，包括发电机定子绕组和发电机馈电线。在并联系统中，保护区可扩大至BTB外侧，见图4.6.1(b)。图4.6.1(c)中，若保护区内没有短路点，即a点没有短路电流，则因流过LH_1和LH_2的原边电流相同，即$I_1=I_2$，故两互感器的副边电流$\frac{I_1}{K}=\frac{I_2}{K}$，式中$K$为互感器变比，这是不计互感器误差时导出的关系式。由于两互感器副边首尾相接、串联短路，故没有电流流入电阻R_1和R_2，即$\Delta I=0$。

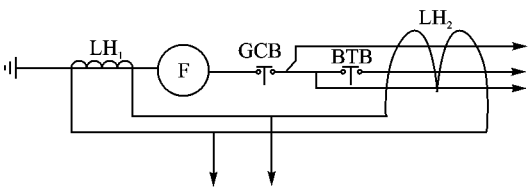
若图4.6.1(c)的a点短路，短路电流为I_k，即$I_k=I_1-I_2$，则流入电阻R_1、R_2的电流$\Delta I=\frac{1}{k}(I_1-I_2)=\frac{I_k}{K}$。若短路电流足够大，则$R_2$上压降也足于使稳压管DW击穿，输出短路故障信号，使GCR和GCB断开。B747飞机规定保护区内任一点短路，短路电流达20±5 A时，40 ms内发出GCR和GCB跳闸命令。由于这是短路保护，反映的是两组互感器检测电流之差，故称差动保护。差动保护速度应越快越好。若能在40 ms内发出断开GCR和GCB的命令，到GCR和GCB跳闸还要一段时间，而从GCR跳闸到励磁机励磁电流降到0也要一段时间。在此期间，要防止馈电线短路故障导致火灾等严重事故。保护区外短路，保护电路无故障信号，GCR和GCB不跳闸。在选用互感器时应正确选取互感器额定电流、误差大小，应与保护区内部短路保护电流值相协调。

B747飞机上有永磁副励磁机绕组短路保护。一相绕组短路使桥式整流后的直流电压脉动幅值增大，检测该电压脉动幅值，超过一定值后，在0.7±0.5 s内断开GCR和GCB。断开GCR和GCB并不能消除永磁机的短路，而永磁机本身容量小，它的短路一般不会使故障扩大。

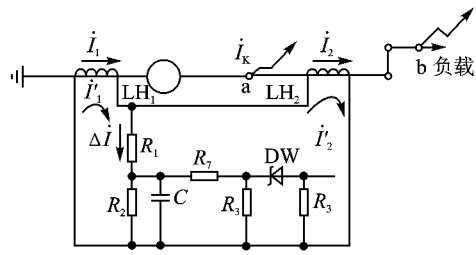
在某些飞机交流电源中，有旋转整流器故障检测与保护电路，它是由检测励磁机励磁电流的脉动大小来判断。



(a) 差动保护电路图



(b) 差动保护区



(c) 保护区内短路点a

图 4.6.1　差动保护电路

4.6.3　并联交流电源的故障保护

并联交流电源的故障由两个原因引起，一是由单台发电机故障引起，一是由并联电路引起。主要的并联电路是无功分配环和有功分配环。

参见图 4.5.4 的 4 台发电机并联运行无功分配环电路，故障前 4 台发电机无功和有功分配均衡，各台发电机的电流互感器副边电流均为 5 A，各互感器副边负载电阻 R 上无电流，5 A 电流在无功分配环路中流动。若无功分配环发生断路，5 A 电流不能在环路中流动，只好流入各自的负载电阻 R，电阻 R 上的压降使电压调节器工作。调压器的作用是降低发电机励磁。由于 4 台发电机的调压器的励磁均降低了，故使电网电压降低。电网电压降低量与无功分配灵敏度大小及发电机负载大小有关，负载越大，电压降低越大。由此可见，无功分配环开路导致并联系统电压降低。若此电压低于欠压保护值，则导致 BTB 跳闸，解除并联。各 BTB 断开

后,它的辅助触点使无功检测互感器的副边短路,于是各发电机电压又恢复正常。

若并联系统中 1 台发电机的电压调节器发生故障,如检测线开路或调压器末级晶体管短路,则该发电机的励磁电流必增长,它将承担较多的无功负载。而并联系统的无功均衡电路的作用是力图减少该发电机的励磁,增加其他发电机的励磁。此时,减小故障发电机的励磁不可能,因而导致整个电网电压的升高,升高量取决于故障电机的故障情况和无功均分电路的灵敏度。若电压超过过压保护值,则过压保护电路动作,使 BTB 跳闸,解除并联。并联解除后,正常发电机的电压将回到正常值,故障发电机仍处于过压状态,该电机的控制器中的过压保护电路工作,使 GCR 和 GCB 断开,故障电机脱离电网。

在多发电机并联系统中,一台发电机电压调节器的故障,不一定会导致整个飞机电网的电压超过过压或欠压保护值,此时将产生过励磁或欠励磁保护。并联系统中设有另一个无功保护环,与无功分配环相同,无功检测电路也相同。若一台发电机调压器末级晶体管短路,则该电机励磁电流增大,其无功负荷加大,别的发电机无功负荷减小。由于是多台发电机并联,过励磁的发电机的无功负荷比其他电机要大得多,过励保护电路使该电机的 BTB 断开,该电机退出并联,其他电机则在并联电网上转入正常运行。退出并联的发电机即转为过电压故障。

并联发电机有功分配环的故障和恒速传动装置的故障,与无功分配故障及调压器的故障类似,将导致电网频率偏离或使有功分配严重不均衡。保护电路首先使 BTB 跳闸,以解除并联。属于有功分配环本身的故障,则 BTB 跳开后,各单台发电系统回到正常工作状态。若某台恒装故障,BTB 断开后,故障电机转为过频或欠频故障,频率保护电路动作,使该电机的 GCR 和 GCB 断开,脱离电网,停止供电。

有的飞机上,设有同步汇流条不对称短路保护电路,在两相电压为 115 V,第三相电压为 93 V 左右时,电路输出故障信号,使 BTB 跳闸,各电源脱离同步汇流条,并单独向各自的用电设备供电。同步汇流条设有专门的保护措施,防止三相短路。

4.6.4 飞机交流电源的故障分析、自检测与保护设置

现以某一种由无刷交流发电机、电子变换器和控制器等在飞机上可现场更换部件构成的脉宽调制型交直交变速恒频系统为例,对飞机电源系统的自检测与保护设置进行分析。

根据功能不同,电源系统内的各个部件可以划分为三类:功能部件、故障检测保护部件和自检测电路。功能部件是实现机械能转为 400 Hz 电能所不可缺少的部件,发电机、变换器和控制器的一部分为功能部件。故障检测保护部件是在功能部件发生故障,电源电能的产生和 400 Hz 电能质量受到严重影响时,实现对电源和用电设备保护的部件。自检测电路一部分借用故障检测电路,另一部分是它自身需要的专用电路。自检测电路及相应的软件用于对电源的完整性进行检测判断和实现故障定位,对于提高电源的维修性有重要意义。

表 4.6.1、表 4.6.2 和表 4.6.3 分别列出 VSCF 电源功能部件、故障保护部件和自检测电路的基本故障形式。

表 4.6.1　VSCF 电源功能部件基本故障

部　件	故障形式
发电机	永磁副励磁机电枢绕组短路/开路 交流励磁机磁极线圈或电枢绕组短路/开路 旋转整流管短路/开路 发电机励磁线圈短路/开路 发电机电枢绕组短路/开路 发电机电枢绕组接地短路 发电机电枢绕组温度过高 发电机轴承温度过高
馈电线	馈电线断路 馈电线相间短路 馈电线接地短路
变换器	整流二极管短路/开路 直流滤波电容击穿/开路 过压吸收电路故障 功率组件短路/开路 交流滤波电容击穿/开路 交流滤波电感短路/开路 逆变器主电路接地短路 中点形成变压器短路/开路 功率组件过热
控制器	GCR 触头/反作用机构故障 GCR 线圈短路/开路 电压调节器交流/直流电压检测电路故障 电压调节器电源故障 控制器机内电源故障 变换器驱动电源和断路器电源故障 正弦脉宽调制信号产生电路故障 微机监视定时器 Watchdog 故障
断路器	GCB 接通线圈/释放线圈电路故障 GCB 主触头/辅助触头故障 BTB 接通线圈/释放线圈故障 BTB 主触头/辅助触头故障
开关	发电机开关 GCB. S 故障

表 4.6.2　VSCF 电源故障检测保护部件基本故障表

序　号	故障形式
1	输出电压检测电路故障
2	输出电流检测电路故障
3	瞬时限流检测电路故障
4	输出频率检测电路故障
5	发电机转速检测电路故障
6	1 kHz 谐波检测电路故障
7	2.8 kHz 谐波检测电路故障
8	5 kHz 谐波检测电路故障
9	直流分量检测电路保护故障
10	直流汇流条过压检测保护电路故障
11	励磁电流检测电路故障
12	发电机/变换器接地保护检测电路故障
13	接口电路、A/D 转换器故障
14	微机电路故障和软件故障

表 4.6.3　VSCF 电源自检测电路基本故障表

序　号	故障形式
1	永磁机电枢绕组短路/开路检测电路故障
2	励磁机磁极线圈电压检测电路故障
3	励磁机励磁电路检测电路故障
4	发电机输出电压检测电路故障
5	发电机电枢温度检测电路故障
6	轴承温度检测电路故障
7	控制电源电压检测电路故障
8	驱动电源电压检测电路故障
9	变换器控制信号检测电路故障
10	变换器温度检测电路故障
11	GCR 工作线圈电压检测电路故障
12	GCR 状态检测电路故障
13	GCB 工作/释放线圈电压检测电路故障
14	GCB 状态检测电路故障
15	BTB 工作/释放线圈电压检测故障
16	BTB 状态检测电路故障

功能部件的故障，例如发电机励磁绕组开路、变换器直流滤波电容击穿短路、变换器控制信号丢失和电压调节器功率管短路等，都会使电源无法发电或产生不合格的电能输出，使用电设备无法承受，因此大都为全局性故障。

故障检测保护部件的故障有的属于全局性故障，有的属于局部性故障。如果故障保护电路本身故障时，对正常运行的系统不发生影响或影响很小，仅在系统故障时失去保护能力，则该电路故障属局部性故障。发电机/变换器接地短路检测保护电路的故障就属于这一类。因为只要没有接地故障，检测电路没有信号输出，此时即使检测电路断开，对系统也无影响。它的后果仅是在确实有接地短路故障时不起保护作用，从而导致接地短路故障扩大，引起严重后果。电压检测电路开路的后果就不同，此时即使系统完全正常，该保护电路也会使整个电源从电网上切除，故电压检测电路的故障是全局性故障。

自检测电路的故障会引起两种后果，一是在电源功能部件正常的情况下产生错误的故障码，给使用者以错误的故障信息；二是一旦功能部件有故障，自检测电路不能正确判断或不能正确实现故障定位，使维护人员不能有效地更换故障部件。上述后果均不会引起系统失效性影响，因此，自检测电路的故障均属局部性故障。

故障自检测电路在通电后，应首先进行 BIT 检测，且要求其只有很小的故障概率。

(1) 控制器的故障保护

功能部件产生既危害用电设备又危害电源本身的严重故障时，控制器实行有效的跳闸保护。表 4.6.4 列出了某型飞机 15 kVA VSCF 电源的故障项目、检测方法、保护电路动作点、动作延时时间和跳闸器件。

表 4.6.4 VSCF 电源故障保护项目

序 号	保护项目	检测方式	跳闸电器	动作点	延时时间
1	过电压 OV	任一相(高相)	GCR、GCB	125±2 V	反延时
2	欠电压 UV	任一相(低相)	GCR、GCB	102±2 V	3±0.5 S
3	过频 OF	任一相	GCR、GCB	>415±5 Hz	0.5～1.0 S
4	欠频 UF	任一相	GCR、GCB	<385±5 Hz	0.5～1.0 S
5	交流电压畸变 EF	任一相(高相)	GCR、GCB	MIL—E—23001B 图 4	3±0.5 S
6	直流分量过大	任一相(低相)	GCR、GCB	>0.5 VDC	反延时
7	发电机欠速 US	永磁机电枢	GCB	<3 765±100 r/min	0.25～0.5 S
8	发电机/变换器接地短路 G/CF	互感器检测三支路电流之和	GCR、GCB	2±1 A	<30 ms
9	直流环节过电压	直流环节电压	GCR、GCB	>350 VDC	不延时
10	励磁电流过大	励磁机励磁线圈电流	GCR、GCB		30～50 ms
11	监视定时器故障	溢出	GCR、GCB		不延时
12	汇流条短路	输出电压、电流	通道不转换		

欠压和过压保护,可检测三相电压平均值,也可分别检测三相电压提取出来的高相/低相电压。在模拟保护电路中常用前者,在微机化的 VSCF 电源控制器中常用后者。交直交脉宽调制型变速恒频电源,三相交流电的频率取决于共用的晶体振荡器,故检测调节点任一相电压的频率就能确定另二相频率。交流畸变故障由变换器功率组件故障、交流滤波器故障或控制器内逆变器控制电路故障引起,通常表现为单相故障形式,因此必须每相都设检测电路。同样,出现直流分量过大故障时,也必须分别检测各相的直流分量。发电机转速通过检测永磁副励磁机的线电压频率来确定。发电机/变换器接地短路故障,直流环节过压故障和励磁电流过大故障,可以通过直接检测这些变量的大小来确定。微机定时监视器故障,由直接检测监视器信号来判断。

(2) 故障定位

控制器的故障定位功能分为两级。第一级定位到机上可更换部件 LRU,为现场维护人员提供可视信息,以便快速更换故障部件;第二级定位是由微处理器将检测到的故障信号进行处理,转换成与具体故障对应的故障码,存储在电可擦除存储器 EEPROM 中,内场维修人员通过专用设备将故障码读出,以获取更换故障模板的信息,准确判定故障部件,简化维修过程。

故障分为二类,单因素故障和多因素故障,见表 4.6.5。单因素故障是指该类故障仅由单一因素导致,如低速故障仅因传动发电机的发动机转速降低导致,在极偶然的情况下是由电机传动轴扭断造成。发电机/变换器接地短路故障仅由主发电机、发电机变换器间电缆和变换器主电路接地造成,尽管接地点可以选在不同的地方,但没有接地就不会发生故障。

而过/欠电压、直流环节过压、直流分量过大、交流畸变、过励磁等故障可由多个原因中的一个或多个造成,为多因素故障。这类故障需要多处设置检测点才能判断故障发生部位。

单因素故障易于定位,如表 4.6.6 所示。例如过频与欠频 OF/UF 故障是由正弦脉宽调制信号产生电路中的晶体振荡器参数变化或损坏引起,因此,OF/UF 的故障部件必为 GCU。但必须注意,频率检测电路的故障也会误报为 OF/UF 故障,引起误跳闸,这是不允许的。GCU 的自检测功能之一就是对检测保护电路自身的故障进行检测判断,以防误跳闸。

表 4.6.5 故障的分类

序 号	单因素故障	多因素故障
1	过频 OF	直流分量过大 ODC
2	欠频 UF	交流畸变 EF
3	低速 US	过压 OV
4	发电机/变换器接地短路 G/CF	欠压 UV
5	监视定时器故障	直流汇流条过压 DCOV
6	汇流条短路	过励磁 OIF

表 4.6.5 所列 6 种多因素故障中的直流分量过大和交流畸变属输出电压波形故障，仅与控制器和变换器有关，后 4 项为输出电压值的故障。它们与三个可更换部件均有关。

直流分量过大，即 ODC 故障，由功率组件中驱动电路故障或采用开关点预置产生 SPWM 波时，由直流分量检测和调节电路故障引起。前者属变换器故障，后者属控制器故障，故障定位判断见表 4.6.6 和表 4.6.7，故障判断流程见图 4.6.2。若属 GCU 故障，则应点燃 GCU 的故障指示灯，并记录故障码。其他的多因素故障的定位方法与此类似，形成故障的可能因素越多，故障定位所需要的检测量就越多，故障定位的软件也就越复杂。

表 4.6.6 单因素故障的定位

序 号	故障类型	检测方法	故障定位	故障 LRU
1	OF/UF	调节任一相电压	SPWM 信号产生电路频率检测电路	GCU
2	US	永磁机电枢电压	发电机 转速检测电路	GEN GCU
3	G/CF	电流互感器	发电机电枢绕阻 馈电线 变换器主电路 互感器 G/CF 信号变换、保护电路	GEN CONV CONV GCU
4	Watchdog		微机电路	GCU

注：G/CF 故障可能发生在发电机(GEN)、馈电线或变换器(CONV)主电路，但互感器设于变换器中，它只能检测有否 G/CF 故障，不能实现故障定位，一旦发生 G/CF 故障，必须卸下馈电线与变换器间的连接器，然后用多用表判定故障部件。

表 4.6.7 直流分量过大故障定位

检测方法	故障部位	故障 LRU
分别检测调节点 三相电压的直流分量	功率组件故障 直流分量检测调节电路故障	CONV GCU

(3) 变速恒频电源的自检测(BIT)

具有微处理器的控制器可以有完善的自检测功能，并有运行自检测和维护自检测两类。运行自检测是在系统运行时，当发生故障则自检测设备进行故障定位并记录故障信息。维护自检测则对控制器本身的完整性进行测试和显示。

运行 BIT 包括静态状态监控 BIT、保护跳闸 BIT 和 GCB、BTB 的动态监控 BIT。静态状态监控 BIT 对运行中的一些参数进行被动或主动测试，以便掌握系统的静态行为，如控制电

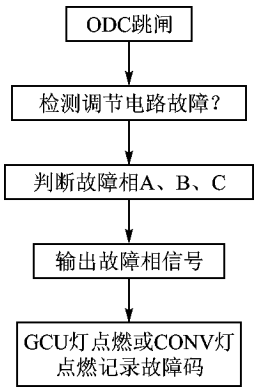


图 4.6.2　ODC 故障判断流程

源电压，驱动电源电压，励磁电压和电流，GCR、GCB、BTB 的状态，发电机绕组温度，轴承温度和变换器功率组件温度等。保护跳闸 BIT 可以鉴别跳闸信息，确定保护类型和故障的 LRU。

维护 BIT 在地面开车之前或维护人员维护时执行。按照实际需要向 GCU 中的若干种电路强制性地发出激励信号，并测试这些电路的响应，以观察工作是否正常。具体而言，可对如下电路执行维护 BIT：数字量输入接口电路、模拟量（电压、电流）峰值保持电路、变换器频率敏感电路、发电机转速敏感电路和微机自检。微机自检包括对 RAM 执行读/写自检，对 EPROM 实行求和自检，对 NVM（EEPROM）实行记忆自检，还可结合频率检测对可编程的计数/定时器进行检测，结合控制保护功能实现 I/O 口的自检等。

4.7　飞机交流电源系统的二次电源

采用交流电源为主电源的飞机上，其二次电源为变压整流器和蓄电池充电器。

飞机变压整流器是用于将 115/200 V、400 Hz 或变频交流电转变为 28 V 直流电的二次电源。典型的变压整流器由三相降压变压器和二极管整流桥构成，由于它自身没有输出电压调节作用，输出电压受负载和电源电压的影响较大，且因为有 400 Hz 变压器，体积质量也较大。随着功率电子技术的发展，现在已开始采用电子式变压整流器。电子式变压整流器实际上是一种有隔离的直流变换器，在它的输入端还有将三相交流电变换为直流电的整流电路，它没有普通变压整流器的缺点。

蓄电池充电器用于装备镍镉电池的飞机上，这种蓄电池要求恒流充电，不采用和发电机并联工作的浮充方式。蓄电池充电器常设计成具有两种工作运行模式，一是充电工作模式，一是变压整流端工作模式，两种模式间可转换。因此，蓄电池充电器与电子式变压整流器是类似的，仅控制方式不同。

4.7.1　变压整流器

变压整流器将 400 Hz 或变频交流电转变为 28 V 直流电，要求输出直流电压稳定，输出电压脉动小，能短时过载，有的则要求能用于起动辅助动力装置的发动机，该发动机装有直流电力起动电机。变压整流器对飞机交流电源来说是一个功率较大的负载，它的工作应不影响或较少影响交流电源的电能品质，还应有小的体积和质量。

飞机变压整流器通常由输入滤波器、降压变压器、二极管整流电路和输出滤波器等构成，有的变压整流器还有冷却风扇和过热保护电路等。

输入滤波器通常为 L 型或 π 型 LC 滤波器，主要用于减小变压整流器工作时对交流电源的影响。

变压器将 115/200 V 交流电转变为低压交流电，必须按交流电源电压可能的变化范围和整流电路的形式选取原副绕组的匝比。变压器应选用高饱和磁感应和低损耗的铁芯材料，铁芯的结构形式为常用芯式，因为其铁芯利用率比三相变压器组的高。原副绕组电流密度的选取取决于变压器的容量、冷却方式、绝缘材料等级和变压器过载要求。

按整流电路不同，变压器副边有两种结构形式，双星结构和星三角结构。前者适用于六相半波整流电路和带平衡电抗器的六相半波整流电路，后者用于双桥整流电路和带平衡电抗器的双桥整流电路，它们的主电路原理见图 4.7.1(a)～(d)。变压器原绕组均采用 Y 形连接。六相半波整流电路输出电压在一个交流周期内为 6 个波头且电压脉动较大。双桥整流电路输出有 12 个波头，且电压脉动小，故它的输出滤波电路较小。平衡电抗器在负载电流达一定值后，使两变压器副边整流电路独立，从而使副绕组电流波形宽度加宽，提高了整流电路的利用率。图 4.7.1(d)为十二相整流电路，不仅输出直流电压脉动小，而且输入电流的波形为十二阶梯波，比较接近正弦波，可减小输入滤波电路，但该电路所用的整流管多。

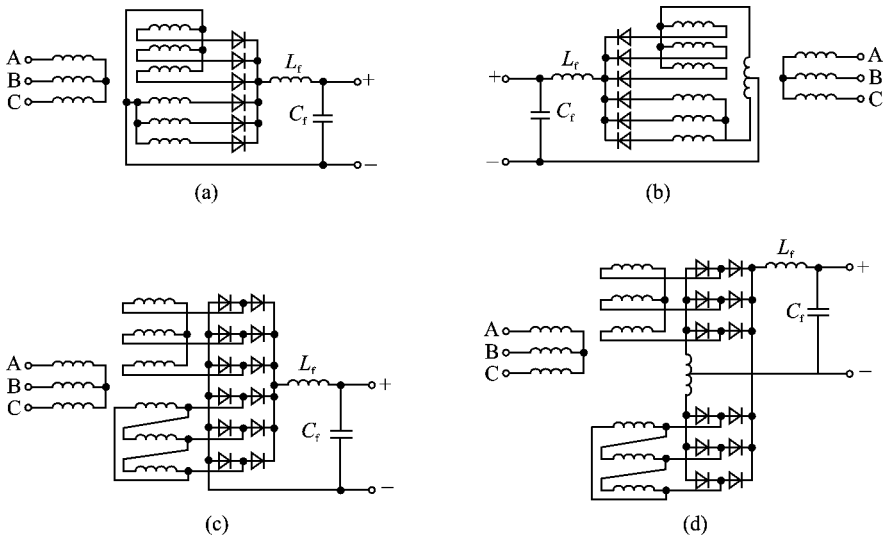


图 4.7.1　变压整流器典型电路

变压整流器的基本特性为外特性，即输出直流电压与输出电流间关系。电源电压一定时，负载加大，输出直流电压降低。这主要由两个原因引起，一是变压器、滤波器和整流管的电压降，二是整流电路的换相重叠随输出电流的增加而加大，故它的外特性斜率较大。对于有平衡电抗器的变压整流器，在轻载时电压变化量比没有电抗器的大。变压整流器的输出电压直接与输入交流电压有关，故交流电压不同，有不同的外特性曲线。为了减小变压器交流电压的变

化，变压整流器一般接在主交流汇流条上。

由于这种变压整流器电压变化大，一般不采用并联工作。在需要并联时，变压整流器的输出端应接有反流保护器。

4.7.2 电子式变压整流器

电子式变压整流器由输入 LC 滤波器、输入桥式整流电路、直流滤波电路、高频逆变器、降压变压器和输出整流滤波电路及控制保护电路等构成。它将高压交流电先转为高压直流电，再逆变为高频交流电，通过高频变压器降压后经整流滤波输出低压直流电。由于逆变器输出频率高，例如为 20 kHz，故变压器体积质量小。又因逆变器可调节输出电压，故输出电压不受负载和交流电源电压的影响。

图 4.7.2(a)是电子式变压整流器原理方块图，其控制保护电路由内部电源、基极驱动、脉宽调制、电压和电流调节器、直流分量限制和温度检测电路及保护电路等构成。

目前装机的飞机电子式变压整流器的逆变器有两种类型：半桥式和全桥式。图 4.7.2(b)为全桥结构，主电路由 4 只晶体管及 4 只二极管构成，一般用于输出电流较大的场合。由于输出整流管单个电流容量的限制，采用三个输出整流电路并联的方式。由于变压器三个副边绕组结构的一致性，能实现三级整流桥电流的均衡分配。由于功率晶体管特性的不一致性，全桥逆变电路输出端有电压直流分量，导致变压器直流磁化。为了防止直流磁化，应设直流分量调节电路。在输出电流不大时，也可在变压器原边绕组电路中串入隔直电容，防止直流磁化。

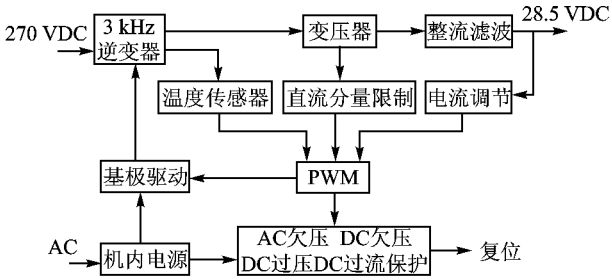
功率电子装置一般都要限制输出的最大电流，以防功率电子器件过载而损坏。采用电压和电流调节器是实现该目标的重要手段。图 4.7.2(c)是该变压整流器的外特性，在 400 A 电流以内，电压调节器工作，使输出电压不因负载电流和电源电压的变化而改变，保持在 28 V。电流超过 400 A 后，电流与电压调节器同时工作，使输出电压降低，到 600 A 时输出电压为 0，从而防止了输出电流的进一步增大。

逆变桥功率器件采用双极型大功率晶体管时，为了减小器件存储时间，提高开关频率，应采用比例驱动电路。

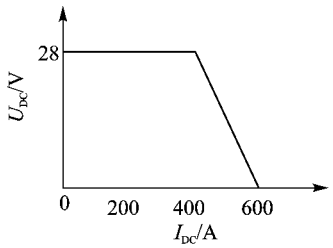
电子式变压整流器的保护项目有输入交流电压过压保护，欠压及缺相保护，输出过压和过流保护。过流保护是后备保护，在电流调节器失效后工作。

图 4.7.2(d)为电子式变压整流器的地线设置，它的机内电源由内部的三相电源变压器隔离后获得，故机内电源与电子变压器的输出端可共地。

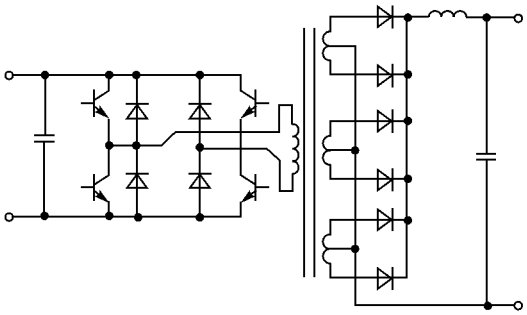
由于软开关功率变换技术的发展，电子式变压整流器中的部分电路可以采用零电压或零电流开关的电路拓扑。



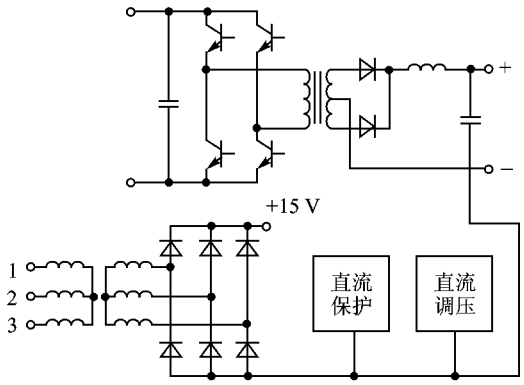
(a) 直流变换器原理方块图



(c) 外特性曲线



(b) 直流变换器的主电路



(d) 直流变换器接地方案

图 4.7.2 直流变换器及其特性

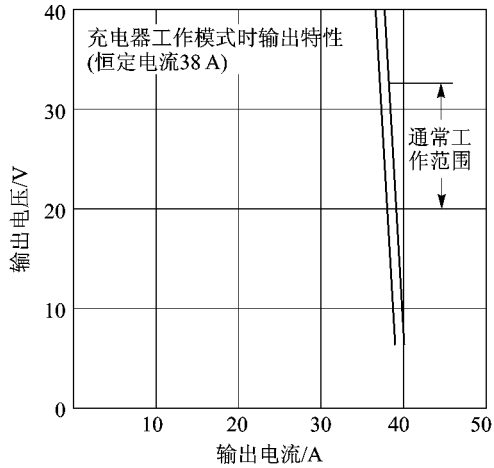
4.7.3 蓄电池充电器

镍镉蓄电池的充电一般采用恒流充电方式，故必须用蓄电池充电器。蓄电池充电器的构成与电子式变压整流器类似，但有恒流充电控制电路。随着电池充电时间的加长，电池容量逐步恢复，故电动势不断升高，充电电压也不断升高。

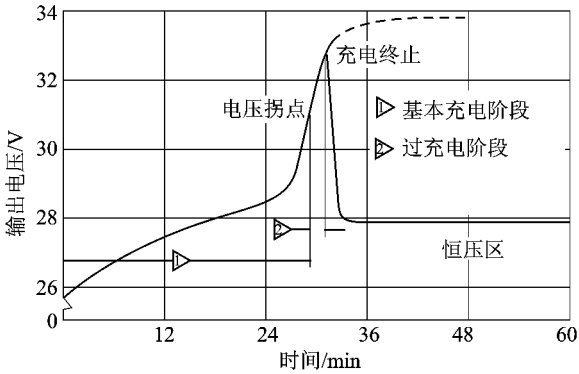
例如一种 38 A 蓄电池充电器的主要技术数据为：输入三相 400 Hz、105～122 VAC，满载相电流为 7.5 A；恒流充电工作模式，充电电流 38±2 A，充电电压 20～36 VDC；恒压充电工作模式，充电电压 27.75±0.3 VDC，充电电流 0～38±2 A；变压整流器工作模式，输出电压 27.75±0.3 VDC，电流 0～64±1A。正常过充电时间等于基本充电时间的 5%，大容量过充电时间为基本充电时间的 10%。变换效率不小于 82%。三种模式之间可以自动或人工转换。

图 4.7.3 是充电器的特性曲线，(a)是恒流充电特性，充电电压变化时电流基本上不变，左边特性对应于交流电源电压较高时，右边特性对应于较低的电源电压。(b)是恒压特性，即充电电压与充电时间的曲线，随着充电时间的增长，充电电压升高。在基本充电时间的后期，电池已接近充满电，故充电电压急剧升高。电压达 31 V 时，转入过充电工作区段，此时充电电压

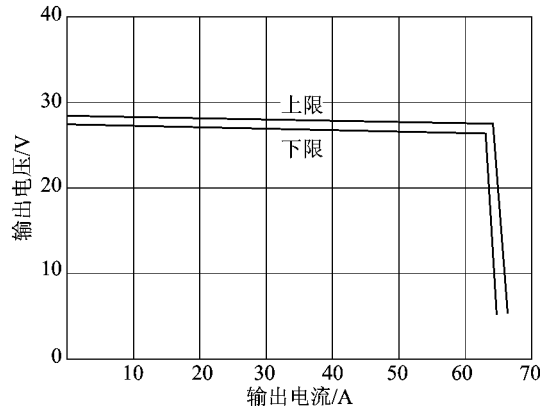
进一步升高，此段时间较短，然后转入恒压工作区间。图 4.7.3(c)是变压整流器工作方式时的外特性曲线，此曲线分为两段，即恒压工作段和限流工作段。随着交流电源电压的变化，输出电压也有些变化，但与电磁式变压整流器相比，变化量显著减小。在限流工作段，输出电压随电流的增加而迅速减小，以免功率电子器件损坏。



(a) 恒流充电工作模式时的充电电压与电流曲线



(b) 充电电压与时间关系曲线



(c) 变压整流器工作方式时外特性曲线

图 4.7.3　蓄电池充电器工作特性

复习思考题

4.1　试述飞机交流电源系统的类型及其组成与特点。

4.2　图 4.2.2 所示差动游星齿轮系，已知游星架转速 $n_2=6\ 000$ r/min，要使输出齿轮 Z_7 转速为 $n_7=12\ 000$ r/min，试求齿轮 Z_4，Z_5，Z_6 的转速与转向；若输出齿轮 Z_7 轴转矩为 1 kg·m，

求游星架 2，齿轮 Z_4，Z_5，Z_6 轴上的转矩。又 $n_2=4\ 000$ r/min，Z_7 转速仍为 $n_7=12\ 000$ r/min，轴上转矩仍为 1 kg·m，求 Z_4，Z_5，Z_6 转速、转向及轴上转矩和游星架 2 轴上转矩。

4.3　试述齿轮差动液压恒装正差动、零差动和负差动三种工作状态及其能量的传递关系。

4.4　试述液压泵和液压马达工作原理及其斜盘倾角与分油盘之间的几何结构位置关系。

4.5　已知液压泵、马达的几何结构尺寸、液压泵转速和高、低压油腔油压，机构无漏油，试推导液压泵打油量和液压马达的平均转矩与转速。

4.6　试述离心调速系统的结构组成及其调速原理与特点。

4.7　试述恒速传动装置的故障类型及其保护措施。

4.8　试述飞机无刷交流发电机的结构组成，旋转整流器类型及其主发电机励磁回路的电抗负载因数和整流励磁各种工作状态分析。

4.9　试述交流励磁系统的工作特点和线性电流放大器特性的成因。

4.10　试述无刷交流发电机转子故障类型及其检测手段与方法。

4.11　试述发电机油冷类型及其油路结构与冷却特点。

4.12　试述交流发电机晶体调压器的基本组成及其工作原理和反馈电压检测方案的分析与比较。

4.13　试述变速恒频交流电源的组成、类型及其基本工作原理与特点。

4.14　试述交交型变速恒频电源采用多相高频发电机的原因及其循环变换器电路与工作原理。

4.15　试述循环变换器中相间变压器的多重功能及其原理。

4.16　试述循环变换器式交交型变速恒频电源输出电压调节途径及其原理。

4.17　试述阶梯波合成型交直交变速恒频电源的结构组成以及阶梯波合成逆变器工作原理、波形分析与特点。

4.18　试述脉冲调制型变速恒频电源中的逆变器采用开关点预置 SPWM 方案原因及其电路器件要求。

4.19　试述开关点预置 SPWM 逆变器功率管具有互锁比例驱动电路工作原理、波形与特点。

4.20　试述开关点预置 SPWM 逆变器脉宽调制最优设计的优化原则与开关点设置的计算方法。

4.21　试述脉宽调制型三相逆变器中设置中点形成变压器的意义并分析中点形成变压器对逆变器运行特性的影响及其工程设计与制造需遵循的原则。

4.22　试述脉宽调制型变速恒频电源中变换器和发电系统的可选配置方案及其优缺点。

4.23　试述变速恒频无刷起动/发电系统的可逆原理及其实施方案。

4.24　试述双馈无刷交流发电机的组成环节及其恒频原理。

4.25　试述旋转变换器式双馈发电机和串级双馈发电机的结构组成、恒频原理及其功率传递关系。

4.26　试述飞机交流电源系统中并联和不并联运行的电源网络配置及其开关器件 GCR，GCB，BTB，EPC 与 APU 的控制逻辑，并分析 GCR 与 GCB 实例控制电路的工作运行过程。

4.27　试述飞机电源系统中 GCU 和 BPCU 的功能与作用。

4.28　试述交流电源的并联条件及其电源间有功功率和无功功率的均衡原理。

4.29　试述交流并联电源系统中，电源间有功负载和无功负载不均衡分量的检测电路及其工作原理。

4.30　试述飞机交流电源系统的故障类型和并联与不并联系统的保护措施。

4.31　试述过电流差动保护电路的工作原理。

4.32　试述电源系统中功能部件、故障检测保护部件和自检测电路的定义并举例，且分析各部件和电路的故障类型。

4.32　试述电源系统中全局性故障、局部性故障、单因素故障和多因素故障的定义并举例，且分析其保护原则及故障定位方法。

4.34　试述飞机交流电源系统中二次电源的主要类型及其工作特性。

4.35　试述飞机机载蓄电池充电方式种类及其各自的特点。

4.36　试述飞机交流电源系统中蓄电池充电器的工作模式及其充电工作模式时的工作特性。

第 5 章　飞机配电系统

5.1　飞机配电系统布局

5.1.1　对飞机配电系统的要求

飞机电网的分布决定于飞机用电设备的分布，几乎遍布于飞机全身。根据飞机配电系统工作特点，其设计与装配需满足以下技术要求：

① 在飞机正常和应急工作状态下，配电系统应具有将电能从电源传输到用电设备的高可靠性，特别要保证用于安全返航设备的连续供电；

② 个别电源（发电机）发生故障或导线断开、短路时，配电系统仍能保持继续工作的能力，并能限制故障的发展，将故障产生的影响限制在最小范围之内；

③ 质量轻，对于低压直流电网，电压低，电流大，导线粗，减轻电网质量更需采取必要措施；

④ 易于安装、检查、维修和维护方便；

⑤ 要采取滤波和屏蔽设施，减少对电子和通信设备的电磁干扰；为消除飞机上的静电干扰，飞机上各金属部分应有良好接触（电连接使之成为一个整体），并需安装静电放电器。

5.1.2　电网的线制

在直流供电系统的飞机上，配电系统采用单线制或双线制。

单线制电网，见图 5.1.1，发电机和用电设备的正端采用导线，飞机的金属壳体作为负线。单线制的优点是：电网用导线少，质量轻，安装和维护方便。其缺点是任一导线与机壳接触，都会发生短路故障，因而对导线绝缘的要求高。

双线制电网，见图 5.1.2，发电机与用电设备正负端均采用导线。它的优点是导线与飞机壳体接触不会发生短路，因而可靠性比单线制好。缺点是在传输功率和电压降相同的条件下，电网因使用导线多而比单线制重。

双线制在早期飞机电网上使用得较普遍，因为当时供电线路不长，且机身多是木质结构或混合结构。现代飞机，双线制只用于电网局部，一般用于设备负线不能与飞机壳体有可靠电接触的场合，例如某些飞机发动机上的电气附件。

在单线制电网的飞机中，特别重要的用电设备可采用双线，以防止这类用电设备有误动作的可能。

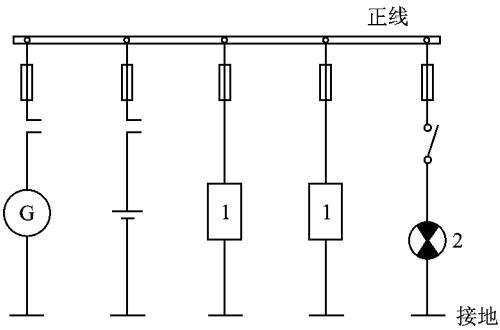


图 5.1.1　单线制电网

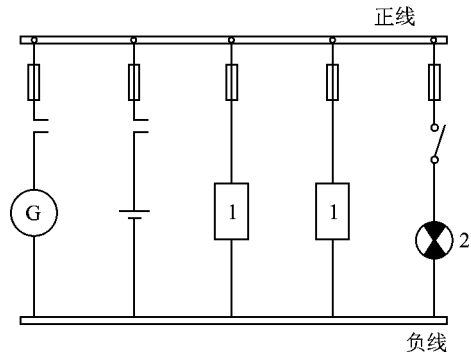


图 5.1.2　双线制电网

在无人驾驶飞机上，为增加电气设备系统的可靠性和生命力，也可采用双线制电网。

交流供电系统，有单相和三相两种电网。

单相交流电网有单线制和双线制两种，与直流电网的单线制和双线制类似。目前，广泛采用单线制交流电网。

三相电网是目前飞机上应用最多的一种电网。有三种接线形式，即以飞机壳体为中线的三相四线制电网(图 5.1.3)；中线不接地的三相电网(图 5.1.4)以及飞机壳体作为第三相导线的双线电网(图 5.1.5)。图中表示有单相用电设备和三相用电设备的连接方法。

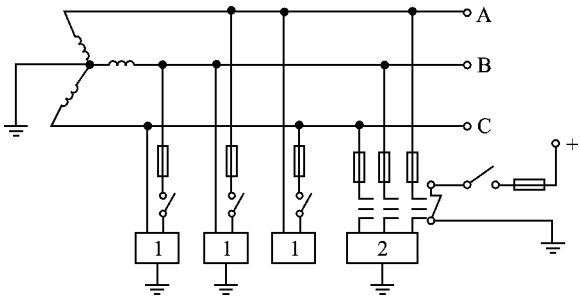


图 5.1.3　三相四线制电网

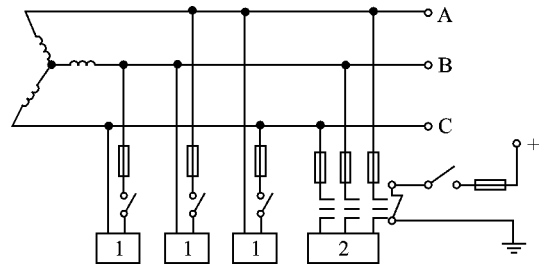


图 5.1.4　中线不接地的三相电网

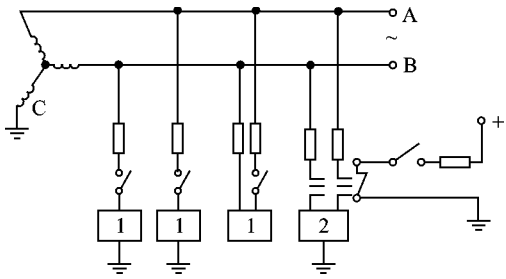


图 5.1.5　飞机壳体作为第三相导线的双线电

现代飞机广泛采用以飞机壳体为中线的三相四线制电网。其特点是可获得两种电压，即相电压 115 V 和线电压 200 V。连接在各相上的负载力求相等，以保持三相系统的对称。

而在大量采用复合材料作为飞机构件后，飞机壳体的局部(或较大部分)将不再是金属结构，飞机壳体将不能替代导线来起到输送电能的作用。

5.1.3　配电方式

飞机配电系统的配电方式可分为集中、混合、分散和独立四种。

集中式配电的原理电路如图 5.1.6 所示。其主要优点是当一台发电机损坏时，用电设备仍能由其他发电机继续供电，操作维护方便。因此，这种配电方式在直流配电系统中仍有广泛应用。而缺点是配电系统质量大，中心配电装置笨重，一旦受到损坏，所有用电设备均断电。

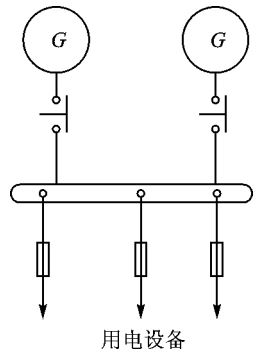


图 5.1.6　集中配电原理图

混合式配电的原理电路如图 5.1.7 所示。在这种系统中，由电源产生的电能都输送给中心配电装置，一般系统的电源汇流条均设置于此装置中。除中心配电装置处，系统还设分配电装置，它们安装在飞机的不同部位。各用电设备可分别就近由上述两种配电装置获取电能；而一些大功率用电设备，一般由中心配电装置供电。这种配电系统可大大减小导线用量，简化中心配电装置，减轻其质量。但只要中心配电装置遭到破坏，全部用电设备的供电立即中断，与集中式配电一样。这种配电方式目前广泛用于中型飞机。

分散式配电方式如图 5.1.8 所示。系统中各发电机不并联运行，即每个电源各自的电源汇流条和用电设备汇流条互不并联，但能转换。分散式配电方式适用于电路分支多、用电设备连接导线截面较大的场合，尤其在两台发动机的飞机上得到广泛使用，如当前两台发动机的民用飞机，几乎都采用这类配电方式。由于其电源不并联运行，控制保护简单，系统可靠性高，但有可能出现“拍频”干扰，设计系统时要注意。

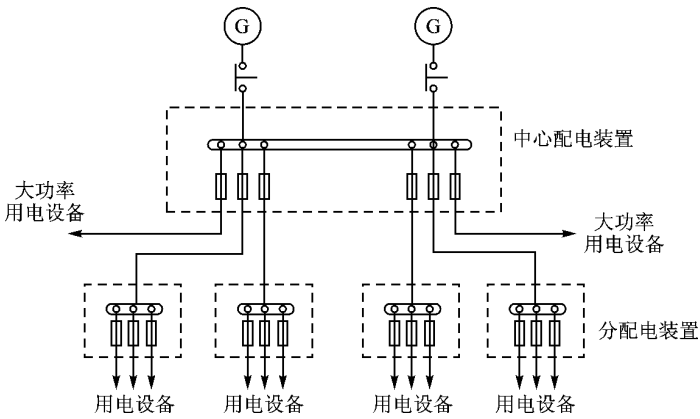


图 5.1.7　混合式配电原理图

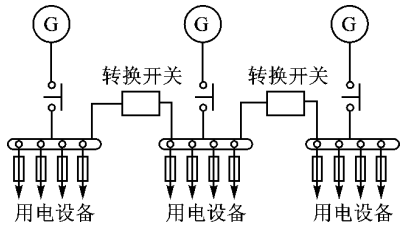


图 5.1.8　分散式配电原理图

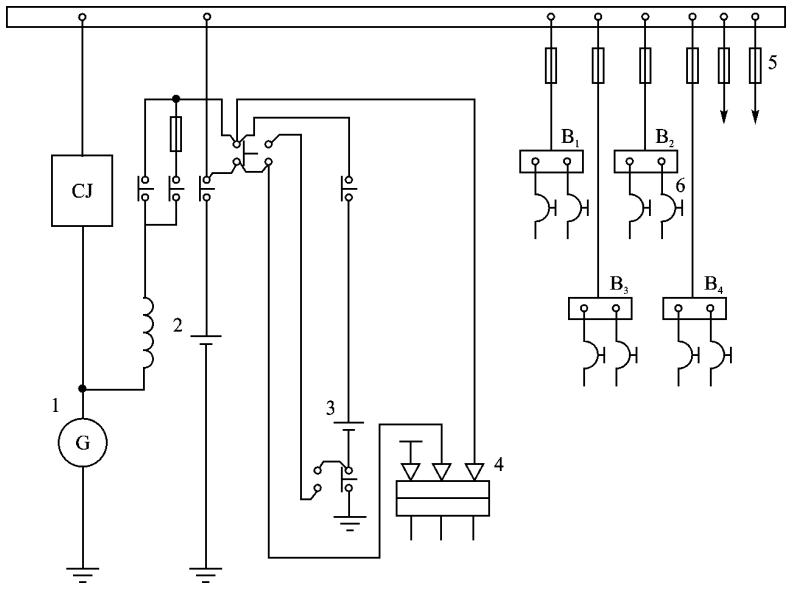
独立配电方式是集中和混合两种配电方式的组合，是因系统中电源间电气参数如电压、频率等不相等，不能并联而采取的方式。

飞机配电系统质量通常是其电源系统质量的好几倍，大型飞机更是这样。减轻配电系统质量可以增加飞机的有效载荷和航程。一般机载设备增加 1 kg，飞机就要增加 3～4 kg 的质量，包括飞机结构因素、发动机和燃料的增重等。

总之，配电方式对系统的供电可靠性和连续性以及与之有关的飞机战斗生存力等重要战技指标有较大影响。

5.1.4 供电电网的形式

飞机配电系统中的供电电网有开式(辐射式)、闭式和混合式三种。供电电网的形式与供电可靠性、连续性和电能质量相关，还与电网寿命和质量有关。开式电网，电能仅从一个方向传送到用电设备汇流条。图 5.1.9 是某单台启动发电机配电系统。电源汇流条上有 12 kW 直流启动发电机和两台航空蓄电池，大功率用电设备(如应急液压泵、油泵和变流机)直接接于电源汇流条。用电设备汇流条 4 个，其中 1 号向发动机用电设备供电；2 号向航行仪表和通信设备供电，在右前配电板内；3 号也在右前配电板内，向军械设备供电；4 号在右后配电板内，向操纵系统、起落架和投弹设备供电。两台蓄电池可实现机上 24/48 V 航空发动机电起动。这是一种典型的开式供电电网。

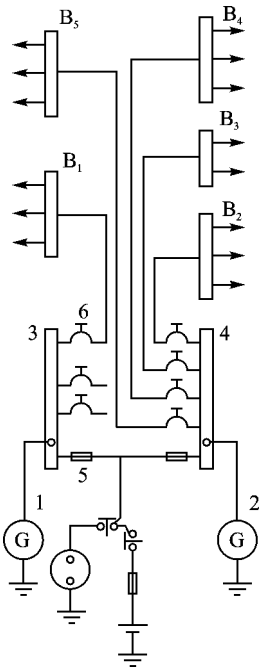


1—起动发电机 12 kW；2，3—航空蓄电池；4—外电源插座；B_2～B_4—用电设备汇流务；CJ—反流保护；5—熔体

图 5.1.9 单台启动发电机的开式供电配电系统

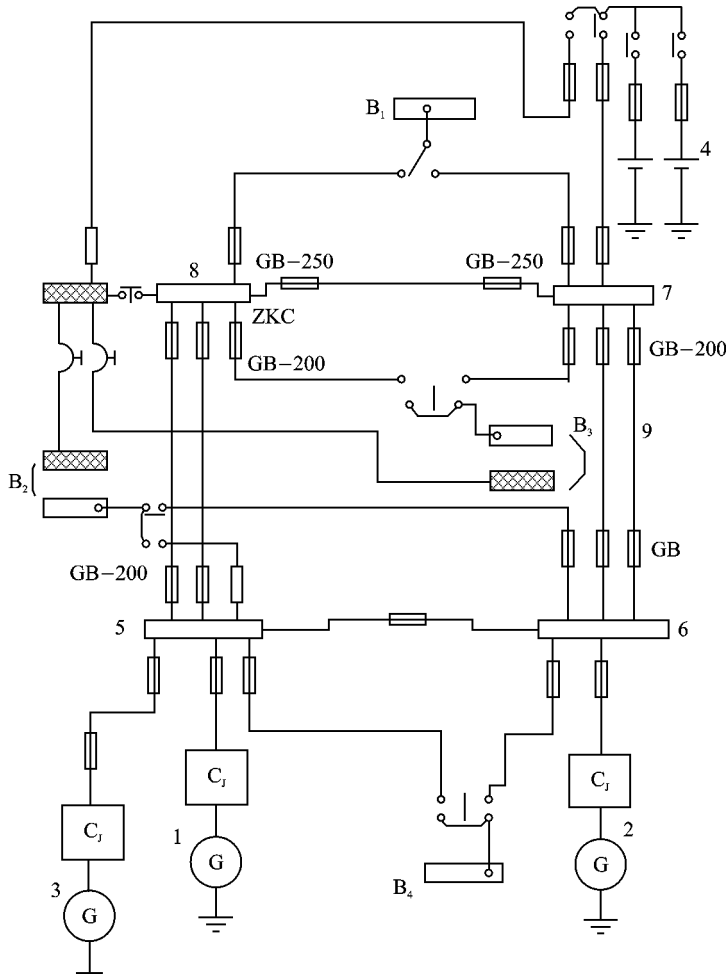
图 5.1.10 是有左右两个电源汇流条的某双发电机配电系统的供电电网，为开式电网。$B_1 \sim B_5$ 五个用电设备汇流条仅能单向获取电能。当供电电网中两个电源汇流条间连线发生短路，则电网中的惯性熔体熔断，系统分解为两个由单台发电机供电的独立系统。而用电设备汇流条和电源汇流条与用电设备汇流条间连线发生短路，将会引起故障进一步扩大。

闭式供电电网的用电设备汇流条可以由两个或两个以上方向为其供电，故供电可靠性高。图 5.1.11 是有两台 18 kW 起动发电机，一台由辅助发动机传动的 18 kW 发电机，两台航



1，2—起动发电机；3，4—电源汇流条；
5—惯性熔体；6—自动开关；
$B_1 \sim B_5$—用电设汇流条

图 5.1.10　双发电机飞机辐射式供电网

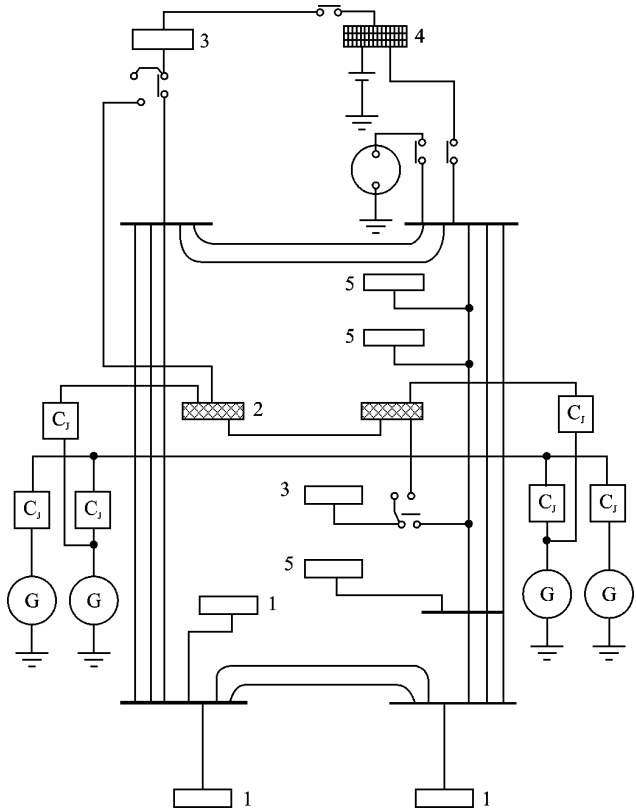


1，2—起动发电机；3—辅助发电机；4—航空蓄电池；5，6—左右电源汇流条；
7—驾驶舱电源汇流条；8—自动开关配电盒；9—双路双向保护馈电线；
GB—惯性熔体；×××—应急汇流条

图 5.1.11　某双发电机闭式供电电网

空蓄电池的某飞机供电系统。其配电系统供电电网的供电形式为闭式。供电电网中有四个电源汇流条，即左电源汇流条、右电源汇流条、驾驶舱电源汇流条和在自动开关配电盒中的 ZKC 电源汇流条，并由馈电线互相连接，形成闭式供电网络。用电设备汇流条分别设置在相应的配电盒中，如领航员配电盒、报务员配电盒、燃油配电盒等。用电设备汇流条采用自动后备接通供电方式，正常时，由一路供电，该路电中断后，则自动转接至另一路供电。在 ZKC 配电盒内有重要用电设备汇流条。正常时，由 ZKC 配电盒内的正常工作汇流条供电；一旦故障，供电中断，则通过专线由蓄电池供电。连接于左右两侧电网馈线中的 600 A 和 250 A 惯性熔体，主要用于汇流条短路保护。一旦汇流条短路，熔体熔断，左右两侧成为独立配电系统。

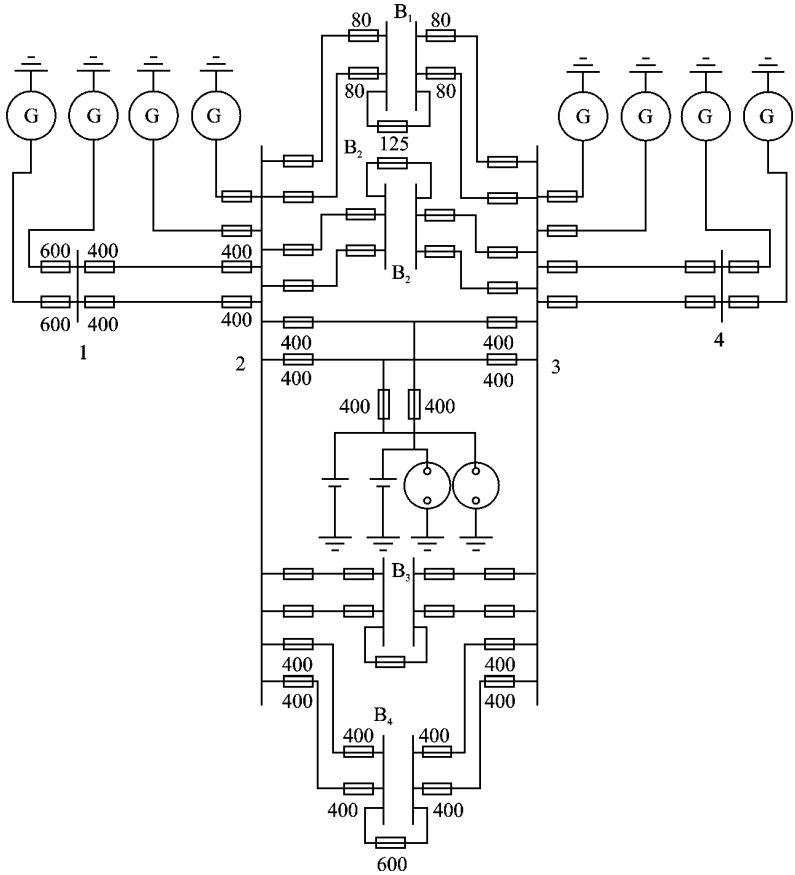
图 5.1.12 是主电源为 4 台 18 kW 直流发电机，应急电源为蓄电池的某飞机供电系统中的供电电网，为闭式供电形式，结构呈日字型，可防止导线或连接点断开造成的供电中断。图中 1,2,3,4,5 均为用电设备汇流条，它们均可由两个或两个以上方向获得电能，其中应急用电设备汇流条 4，可由三个方向获得电能。



1—用电设备汇流条；2—应急汇流条；3—复合供电汇流条；4—超应急汇流条；
5—供电网干线上引出的配电点

图 5.1.12　某日字型闭式供电电网

图 5.1.13 是某四发动机大型客机供电系统的供电电网，系统共有 8 台 12 kW 直流起动发电机，还有蓄电池。四个电源汇流条(图中 1,2,3,4)中的外侧两个为双向供电，内侧两个为三个方向供电，所有用电设备汇流条(图中 B_1,B_2,B_3,B_4)均为双向供电，为闭式供电电网，以提高供电质量和可靠性。各汇流条间都有用于保护的双馈电线连接，双路供电的优点是可以有选择地切除短路点。例如，如果左侧两电源汇流条间连接线之一发生对地短路，则左外侧的发电机和左内侧的发电机电流足以将该馈电线两端的 400 A 熔体烧掉，将短路馈线从电网上切除。该供电电网用电设备汇流条是分裂式结构，汇流条间的连线上设有熔体，既可实现汇流条馈电线间的短路保护，也可选择性地切除汇流条本身发生的短路故障。这仅当汇流条馈电线熔体的额定电流比汇流条馈线之间的额定电流小时才能实现保护，而大于一半时，不会误动作。由此可见，闭式双路有保护的供电电网可靠性高、生命力强。



1,2,3,4—1,2,3,4 号发电机配电板；B_1—领航员配电盒；B_2—通信员配电盒；B_3—服务员配电盒；B_4—尾舱配电盒

图 5.1.13　某大型飞机多发电机闭式供电电网

5.2 飞机配电系统的控制与保护

5.2.1 配电系统的控制

(1) 常规配电控制

目前,飞机配电系统绝大多数都采用常规配电控制。控制装置采用了诸如继电器、接触器、断路器、限流器等机电式配电设备。为了使空勤人员能直接操纵和控制这些配电设备,配电中心就安装在驾驶舱内。由于发电机馈电线必须从发电机端敷设到驾驶舱,然后再从驾驶舱返回到机身中部的负载中心,因而主馈电线又长又重。

常规配电控制系统的布局如图 5.2.1 所示。系统主电源将交流系统中发电机的输出功率加到一个或多个主交流电源汇流条上,再按下述方式分配电力:

① 通过用电设备汇流条直接向不重要的交流用电设备提供 115/200V 交流电;

② 把电输送到交流重要用电设备汇流条和(或)应急交流电源汇流条,由它们向保证安全飞行必不可少的交流用电设备提供 115/200 V 交流电;

③ 把电加到变压整流器上,再通过主直流电源汇流条向不重要的直流用电设备提供28 V 直流电;

④ 通过直流重要用电设备汇流条和(或)应急直流电源汇流条向保证安全飞行必不可少的直流用电设备提供 28 V 直流电。

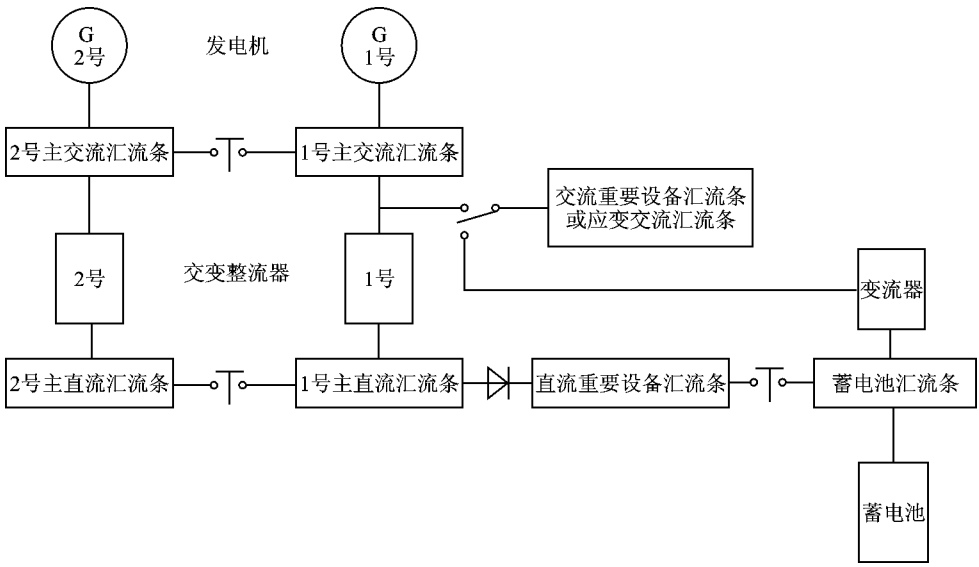


图 5.2.1 常规配电系统布局

通过转换措施，可使应急电源向应急电源汇流条和(或)重要用电设备汇流条供电，以及使外电源向机上用电设备供电。

(2) 遥控配电控制

一些中大型飞机，其配电系统已采用了遥控配电控制。因飞机用电量大，常规配电控制将使电缆质量大的矛盾突出。一般飞机驾驶舱部分的用电量只占总用电量的25%左右，而常规配电控制需将全部电力先输送到驾驶舱，然后再从驾驶舱返回到机身中部的负载中心，这显得十分不合理。

遥控配电控制是对不用于座舱的那部分电力进行遥控，其配电中心置于机身中部。由于主馈电线只需敷设到飞机中部，可大大减轻电网质量。图5.2.2比较了常规配电控制与遥控配电控制配电系统电网电缆线路的布局。

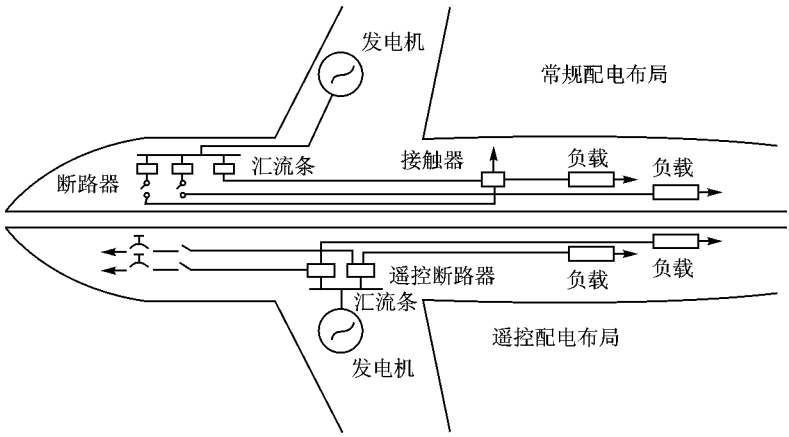


图5.2.2 常规配电布局和遥控配电布局的结构示意图

遥控配电控制的关键配电设备是遥控断路器。在20世纪80年代前，都采用老式遥控断路器，由空勤人员操作，遥控断路器线路要接于驾驶舱中的指示/控制装置，所以还需将控制信号线路引入座舱。虽然导线总质量有所减轻，但导线总长度反而比常规配电控制有所增加。

(3) 固态配电控制

20世纪80年代后，研制出了新遥控断路器。采用微处理机来实现控制和监测功能，并与计算机化的总线管理综合，实现了采用多路传输和微处理机技术的遥控配电控制，其布局如图5.2.3所示。由于采用了多路传输技术，电线长度和质量将进一步减少；由于采用微处理机来完成所要求的控制和监控功能，提高了配电系统的效率和可靠性；由于用键盘控制器和显示器取代了众多的指示/控制装置，也缓和了驾驶舱控制板上设备的拥挤程度。

此种遥控配电控制需建立电气多路传输系统，由数据处理机、远置终端、数据总线、固态功率控制器、控制/显示装置等部件组成。这在B-1B轰炸机、P-7A反潜机和一些武装直升机上已有使用。

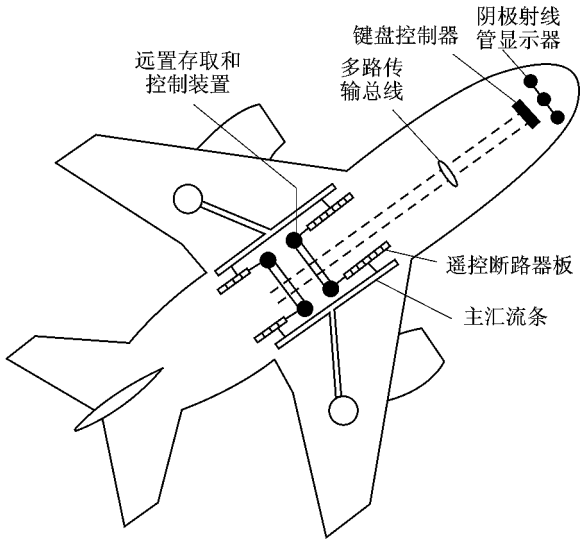
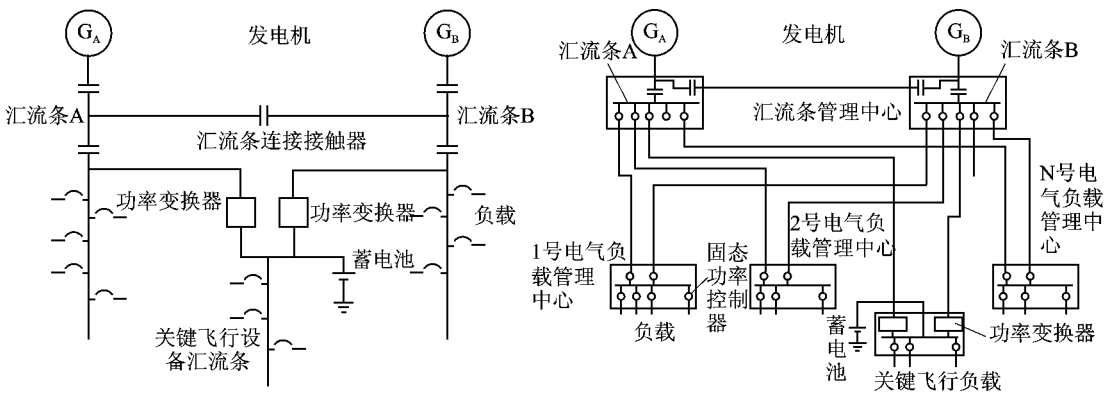


图 5.2.3　采用多路传输技术和微处理机的遥控配电布局

在电气多路传输系统中，由电气负载管理中心的固态功率控制器来控制负载的接通和断开。数据处理机将按程序和飞行、供电状态来确定接通或断开相应的负载以及在故障情况下重新配置供电系统。为了提高向关键飞行负载供电的可靠性，可给电气负载管理中心配备备份电源（如蓄电池），或者由两个电气负载管理中心向同一个关键飞行负载供电。

此配电控制，其负载的按通与断开是直接由固态功率控制器来实现的，故称其为固态配电控制。

图 5.2.4 **比较了常规配电控制和固态配电控制两种方式的汇流条结构。**



(a) 常规配电控制汇流条结构　　(b) 固态配电控制电气多路传输系统的汇流条结构

图 5.2.4　两种配电方案汇流条结构对比

目前，固态功率控制器容量还较小，因而在已采用了电气多路传输技术的配电系统中还存在机电式配电设备和混合式配电设备。此外，微处理机发展十分迅速，飞机的电气多路传输系统已不再采用中央计算机，而采用微处理机。

5.2.2 飞机电网的保护

飞机电网保护是指飞机供电系统出现过载或短路状态时对电线（电缆）的保护。

飞机电气设备使用不当，电机、电器、电线等电气设备的绝缘老化，受机械损伤或战斗损坏等原因，都可能使电网发生短路或过载。电网短路时将出现很大的短路电流，随之产生大量热量和很大的机械力，致使设备损坏，供电中断，甚至造成事故。飞机上，短路会产生电弧，将使短路处金属熔化或燃烧从而出现间歇性短路，这是极具危险的故障。虽然短路电流平均值不大，但发生火灾的可能性却很大。所以，必须设置电网保护装置，当发生故障或出现不正常工作状态时，将故障部分迅速切除。

（1）对电网保护装置的基本要求

根据飞机电网工作特点，其保护装置的基本要求为：

① 可靠性，要求保护装置能在电网发生短路故障或不正常状态时，能够正确而可靠地工作；

② 选择性，电网发生故障时，保护装置应只切除故障部分，而保证其他网路继续正常运行；

③ 动作的快速性，保护装置切除故障动作要迅速，以防止事故蔓延扩大，减轻其危害程度；

④ 准确性，保护装置保护动作发生的参数指标要与故障参数指标协调，能实现正确的保护动作，而不发生误保护、误动作；

⑤ 灵活性，对保护范围内所出现的故障或不正常状态有足够的反应能力。

除此之外，还要求保护装置简单可靠，使用和维护方便。同时，在飞机工作环境条件变化时，保护装置的特性要有一定的稳定性。

（2）飞机电网的保护装置

电网短路保护是指当电网发生短路时能自动切除故障部分，且只切除故障部分，而不影响电网其他线路正常工作，这就涉及保护装置的选择性。图 5.2.5(a)为一简单电网，A 点发生短路，短路电流将从电源（发电机）经过线路 L_1，L_2，L_3 流到短路点 A。当短路电流值大于保护装置 K_1，K_2 和 K_3 的动作电流值时，三套保护装置将都动作，断开网路。这种保护没有选择性，起不到仅切除故障部分的作用。

按保护装置选择性要求，上述情况应使离故障点最近的保护装置 K_3 动作，而保护装置 K_2 和 K_1 不动作。使保护装置动作具有不同的延时，如 $t_1 > t_2 > t_3$，见图 5.2.5(b)，就可满足选择性要求。这是按时间原则调定选择性保护的一种方法，其工作可靠，原则上适用于任何电力系

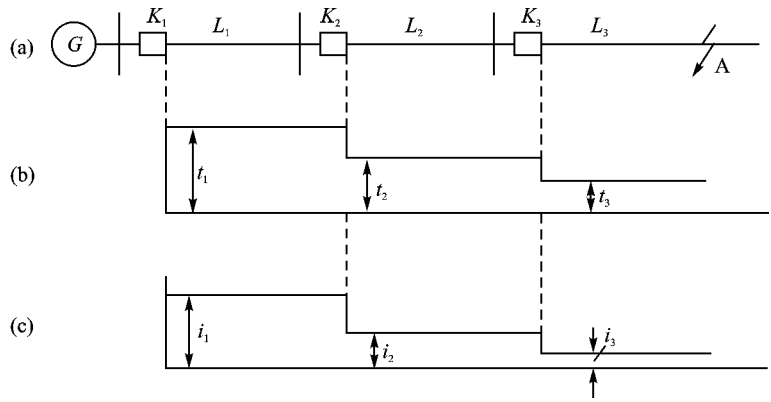


图 5.2.5　按时间原则和电流原则的选择性保护电路图

统。但保护装置较复杂，需配自动保护开关（断路器）和延时继电器。

保护装置的选择性，也可用电流原则调定来实现，见图 5.2.5(c)，图中 $i_1 > i_2 > i_3$。此方法接线简单、动作迅速。但实际上，用一种方法时，并不总能获得保护的选择性。因此，在实际情况中，通常将以上两种保护方法组合起来使用。

飞机电网保护装置，根据工作原理可分为二种基本类型：

① 最大电流保护装置。

当网路中的电流超过规定值时，保护装置才动作。它又有具有时延特性和不具有时延特性（速断）两种。

② 差动电流保护装置。

比较电网被保护部分始端和末端电流（纵向差动保护）或比较两个具有相同参数的并联线路各自的电流（横向差动保护），差值超过规定数值时，保护装置立即动作，没有延时。差动电流保护装置主要用于飞机交流电网，尽管这类保护装置反应迅速，但由于结构复杂、质量大等原因，在直流电网中没能得到实际应用。

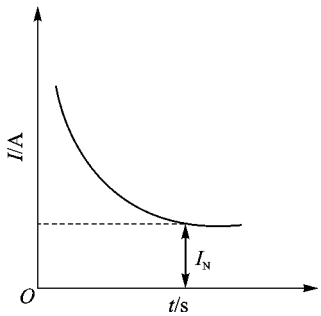


图 5.2.6　普通熔断器的安–秒特性

飞机直流电网中广泛使用的保护装置有熔断器（熔体）和热断路器（双金属自动开关）。这两类保护装置都具有反延时特性，即断开或熔断的动作时间与通过的电流成反比，如电流越大，断开时间越短。它们都属最大电流保护装置，用来保护馈电线和用电设备。最大电流保护装置的特性一般都用安–秒特性曲线来表示。图 5.2.6 为普通熔断器的安–秒特性曲线。

选择最大电流保护装置的基本要求是最大限度地利用被保护对象（馈电线或用电设备）的热性能。保护装置

应在被保护对象的温升达到极限允许值时才断开，起到保护作用。

正确地选择热保护装置必须知道被保护对象的允许过载与过载允许时间等特性参数，即被保护对象的安-秒特性曲线（即热特性曲线）。这种特性曲线通常要由被保护对象的发热（温升）试验来确定。

有了被保护对象的安-秒特性曲线，就不难选择最适合的保护装置。当被保护对象与保护装置的安-秒特性曲线完全重合时，保护装置就是保护对象的理想防热保护模型。

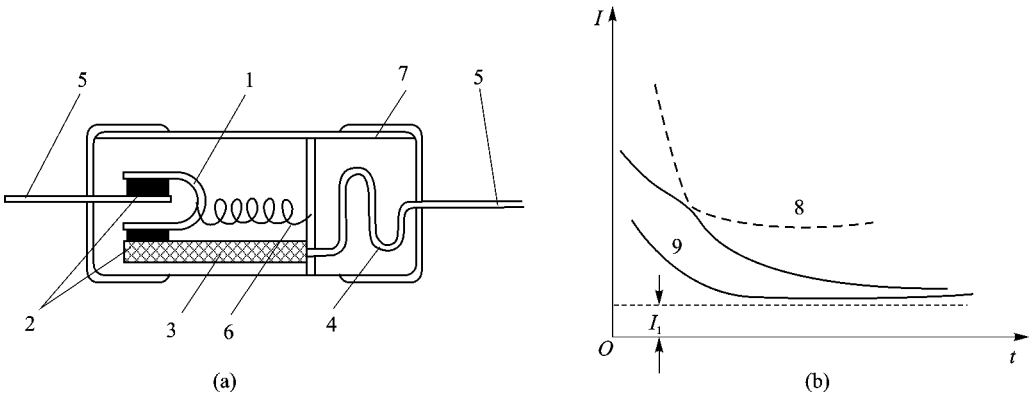
实际上，由于保护装置的安-秒特性曲线与被保护对象的热特性很难重合，而且它们的周围介质条件亦各不相同，两者的完全重合是不可能的。

如果保护装置的热惯性接近于被保护对象的热惯性，就可以选择保护装置的额定电流等于或略大于被保护对象的额定电流。

对于小惯性或者无惯性的被保护对象，如照明装置和仪器仪表等，可采用惯性小的保护器。

对于直流电动机，其起动电流可达到 3～8 倍的额定电流值，常采用惯性熔断器（图 5.2.7）或热断路器。

由于熔断器和热断路器的构造简单，且工作可靠，故在飞机上得到广泛应用。



1—铜丝；2—焊料；3—铜片；4—金属丝；5—导电片；6—弹簧；7—外壳；
8—惯性熔断器的安-秒特性；9—普通熔断器的安-秒特性

图 5.2.7　惯性熔断器的构造示意图(a)和特性(b)

在飞机交流供电系统中，对于单相、三相电网（馈电线）的保护，可以使用直流电网保护中所采用的熔断器和热断路器。目前，已有专为交流电网用的单相（115 V、200 V）自动保护装置和三相（200 V）自动保护装置。后者当一相过载时，三相电路都将被断开。

要求瞬时动作保护和定时动作保护时，可采用磁断路器，它是带触点的电磁机构。最简单的磁断路器电气接线原理如图 5.2.8 所示。触点 K 可以手动使之闭合，绕组 O 中的电流超过临界电流（规定值）时，由该电流产生的电磁力使电磁铁衔铁 A 动作，保险片（卡片）3 释放，触

点 K 断开。这种磁断路器的瞬时安-秒特性曲线如图 5.2.9(a)所示。通常称其为高限保护装置。如果在电路中装上延时继电器或延时电路，可得定时磁断路器，它的安-秒特性曲线如图 5.2.9(b)所示。

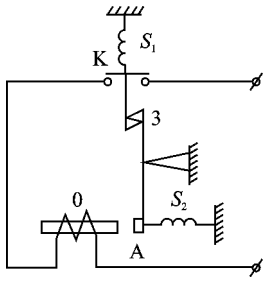


图 5.2.8　简单的磁断路器的原理示意图

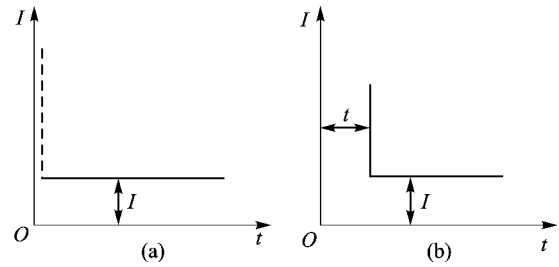


图 5.2.9　磁断路器的安-秒特性曲线

5.3　飞机电网计算

5.3.1　电网计算

电网计算的主要任务是合理选择(确定)导线的截面。导线截面的选择与流经的电流大小有关。在直流供电系统中，导线的截面大小主要决定于导线本身的电阻和环境条件(周围环境的温度和飞行高度)。在交流供电系统中，由于飞机蒙皮对导线阻抗的影响，除考虑导线的阻抗外，还需要考虑导线敷设排列形式等其他因素引起的阻抗变化。

当负载确定以后，如何正确选择导线截面，以保证机载电气设备正常可靠地工作，是十分重要而又繁重的任务。在大型飞机设计中，合理选择导线的截面，对减轻飞机电网电缆的质量，具有重要意义。

飞机电网导线截面的选择与工业电力网中选择网络导线截面类似，但还必须考虑航空的一些特点和要求。如导线的敷设形式(单根，成束等)和环境条件，高温区必须用耐高温导线等。导线截面选择的原则是：导线上的电压损失必须在允许范围内，导线的温升不能超过允许的限度，还要有足够的机械强度。

用电设备的功率是导线截面选择的主要依据，即电网计算负载。在交流电系统中，电网计算负载应该包括负载功率 P 或负载电流 I 和功率因数 $\cos\varphi$。

对于功率较大的用电设备及距电源或汇流条较远的用电设备，导线截面的大小一般可以由给定的电压损失来计算，然后再校验其允许温升。在小负载或一些控制线路中，一般可以按载流量标准、机械强度来确定导线的最小截面，然后用允许电压损失来校验。

在任何情况下，电网都应满足以下基本要求：

① 导线的温度在最恶劣的环境条件下，不允许超过导线所规定的允许值；

② 在短路状态下，导线的导电部分的最高温度不应超过保护装置动作前的允许值；

③ 电网中线路的电压损失不能超过所允许的范围。

过去电网计算很少考虑第二个要求，这是因为过去机载电源功率较小，短路电流不大，也缺乏完善的计算方法。近十几年来，机载电源功率有较大增长，尤其在大型飞机上，当突然出现短路故障时，电网导线中短路电流很大，可达几千安培以上。因此，要保证供电系统的工作可靠性，必须检查在短路时电网导线的发热及其所受机械应力，校核开关设备和保护装置的功能。

电网计算的内容包括：

① 热计算；

② 电气计算——导线的电压损失、电流分配等；

③ 短路电流计算。

5.3.2 电网导线截面计算和选择

飞机上的实际工作条件和电网导线工作的热状态复杂而多变，要精确计算十分困难，只能近似处理。一般情况下，导线通过对流、热辐射和热传导等方式散热，而主要方式是对流（约占总散热量的 80%～90%），剩下的热量，大部分通过热辐射作用散去。

导线的热计算，其目的在于根据允许温升求出为发热所允许的导线电流密度。而允许温升又决定于导线绝缘材料的耐热性能和环境温度。因此，导线允许电流密度跟导线的工作状态、工作条件、导线的截面以及绝缘体材料的性质等因素有关。

飞机电网导线的发热工作状态有：长期负载、短期负载、重复短时负载和可变负载四种。飞机上，大部分导线都敷设在线束中，由于相邻导线的影响，其温度相对于周围介质温度的温差，显然要大于单线敷设时的情况。线束中各导线发热情况不同，中心导线温升最高。线束由多根导线组成，各导线截面往往不相同，所以增加了电网计算的困难。

此外，导线或线束的安装位置不同，散热条件也不同，温升也就不同。所以，应根据最恶劣的工作环境来确定导线的截面或允许的导线电流密度。

导线处于长期负载发热工作状态，由近似发热计算得导线的允许电流密度为

$$j=\sqrt{\frac{4\beta\tau_{g}}{\rho d}} \tag{5.3.1}$$

式中：β——导线表面向周围介质散热的系数，$W/cm^2 \cdot ℃$；

τ_g——允许温升；

ρ——导线材料的电阻率；

d——导线直径。

由上式可得如下结论：

① 导线的允许电流密度与导线的允许温升成正比；

② 导线的允许电流密度与导线截面有关，当导线的截面积增大时，允许电流密度将下降；

③ 导线的允许电流密度大小与散热条件有关，如导线敷设在导管内、盒内以及敷设成为线束，由于散热条件差，导线电流密度要减小。

此外，导线绝缘性能也影响导线电流密度的选择，绝缘材料性能高的导线，电流密度可选择得大些。

考虑所有这些因素的理论计算很困难，因此，实际工程设计时，以导线发热的理论分析和试验研究为基础，确定不同类型和不同截面的导线在飞机上不同工作条件下的允许电流值，然后制成“导线允许负载表”。导线截面选择就根据“导线允许负载表”来确定。

5.3.3 电网电压降及电压损失计算

电网导线截面选择过小，不仅导致导线过热，使导线绝缘加速老化，大大缩短使用寿命，严重时还会损坏绝缘而发生事故；同时，还将引起过大的电压降落，使负载端的工作电压过低，影响用电设备的正常工作。相反，如果导线截面积选得过大，则将增加电网质量，又会因导线过粗而增加安装困难。

为校验电网导线截面的选择是否合理，还需进行导线电压降的计算。

(1) 直流电网电压降的计算

① 图 5.3.1 所示为一集中负载直流电网，用电设备直接由电源汇流条供电。从电源到用电设备的导线电压降为

$$\Delta U = U_1 - U_2 = IR = \frac{Il}{\gamma S} \quad \text{V} \tag{5.3.2}$$

式中：I——负载电流/A；

R——导线电阻/Ω；

l——导线长度/m；

S——导线截面积/mm^2；

γ——铜的电导率，在 20 ℃时 $\gamma_0 = 54.5\ \text{m}/(\Omega \cdot \text{mm}^2)$。

电压损失是电网计算的常用术语，直流电网线路的电压损失等于线路的电压降。

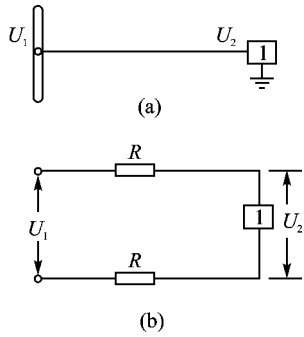
② 具有分支负载的电压损失计算。

图 5.3.2 为具有分支负载的直流电网，l_1，l_2，l_3 分别为电网对应线路的导线长度。设电网各段导线截面积相同，为 S，电源电压为 U，各段的电压损失为

OA 段：
$$\Delta U_1 = (I_1 + I_2 + I_3)R_1 = \frac{l_1}{\gamma S}(I_1 + I_2 + I_3) \tag{5.3.3}$$

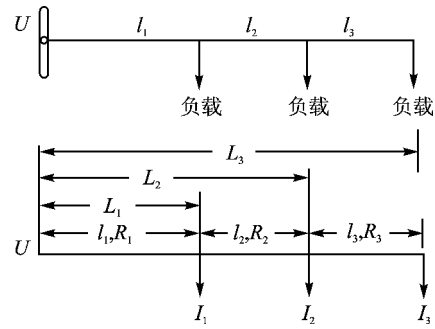
AB 段：
$$\Delta U_2 = \frac{l_2}{\gamma S}(I_2 + I_3) \tag{5.3.4}$$

BC 段：
$$\Delta U_3 = \frac{l_3}{\gamma S} I_3 \tag{5.3.5}$$



U_1—电源电压；　U_2—负载端电压；
1—用电设备

图 5.3.1　集中负载的直流电网(a)及计算图(b)



L_1、L_2、L_3和 l_1、l_2、l_3—分别表示导线长度；R_1、R_2、R_3—分别表示对应导线段的电阻；I_1、I_2、I_3—分支负载电流

图 5.3.2　具有分支负载的直流电网

从电源到负载端 C 的线路电压损失为

$$\Delta U = \Delta U_1 + \Delta U_2 + \Delta U_3 = \frac{1}{\gamma S}[I_1 l_1 + I_2(l_1 + l_2) + I_3(l_1 + l_2 + l_3)] = \frac{1}{\gamma S}[I_1 L_1 + I_2 L_2 + I_3 L_3] = \frac{1}{\gamma S}\sum_{K=1}^{3} I_K L_K \tag{5.3.6}$$

(2) 交流电网电压损失的计算

在交流电网中，线路压降不仅与导线的电阻有关，而且与导线的感抗有关。此外，线路中电流和电压的相位差也对计算有影响。可见，交流电网计算与直流电网不同。

① 无分支网路的线路电压损失计算

图 5.3.3 为简单交流辐射电网计算图。设线路起点的相电压、功率和功率因数分别为 U_1，P_1 和 $\cos\varphi_1$；而负载端的相电压、功率和功率因数分别为 U_1，P_2 和 $\cos\varphi_2$；电网线路每一相都具有相同的电阻 r 和电抗 X。图 5.3.3 线路的向量图为图 5.3.4。

线路电压降等于始端电压和终端电压的向量差，即

$$\dot{U}_1 - \dot{U}_2 = \dot{I}\,Z \tag{5.3.7}$$

式中：Z——线路阻抗。

线路的电压损失 Δu 等于始端和终端两个电压向量的模数之差，即

$$|\dot{U}_1| - |\dot{U}_2| = \Delta u \tag{5.3.8}$$

交流电网线路的电压降和电压损失，一般不相等。从用电设备的正常工作角度看，交流电网电路的电压损失更具有实际意义。

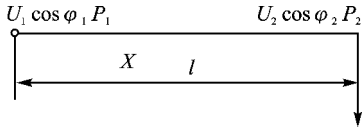


图 5.3.3　简单的交流辐射电网计算图

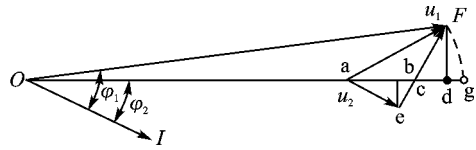


图 5.3.4　简单的交流辐射电网的向量图

由图 5.3.4 可见，线段“ag”为线路电压损失值。当$(\varphi_1-\varphi_2)$很小时，则线段 $Od\approx OF$，则线路的电压损失值 Δu 近似为

$$\Delta u \approx \mathrm{ad} = \mathrm{ab} + \mathrm{bc} + \mathrm{cd} \tag{5.3.9}$$

式中，

$$\mathrm{ab} = Ir\cos\varphi_2$$

$$\mathrm{bc} + \mathrm{cd} = (\mathrm{ce} + \mathrm{c}F)\sin\varphi_2 = IX\sin\varphi_2$$

因此，电压损失值 Δu 可写为

$$\Delta u + Ir\cos\varphi_2 + IX\sin\varphi_2 \tag{5.3.10}$$

式(5.3.10)中的电阻 r 包括导线的有效电阻和接触部件(如开关设备)的接触电阻。

在三相对称情况下，电抗 X 只是三相交流电网线路感抗的正序分量。如果不对称，线路电压损失计算将比较复杂，还需考虑三相交流电网线路的逆序阻抗和零序阻抗。

导线截面积 $S<16\ \mathrm{mm}^2$ 时，导线交流电阻基本为欧姆电阻，可用一般欧姆电阻计算公式，即 $R=\dfrac{1}{\gamma S}$。

导线截面积 $S>16\ \mathrm{mm}^2$，必须考虑趋肤效应影响。进行工程计算时，可用欧姆电阻公式求导线截面，但结果需乘以修正系数 K(一般情况 $K=1.05$)。

② 具有分支网路的线路电压损失计算

图 5.3.5 的电网为具有分支网路的线路电压损失计算，与简单电网时的计算方法一样，网路中的每一段线路的电压损失为

$$\Delta u = Ir\cos\varphi + IX\sin\varphi \tag{5.3.11}$$

图 5.3.5 线路的总电压损失 Δu 为

$$\Delta u = U_0 - U_2 = R_1(I_1\cos\varphi_1 + I_2\cos\varphi_2) + R_2 I_2\cos\varphi_2 + X_1(I_1\sin\varphi_1 + I_2\sin\varphi_2) + X_2 I_2\sin\varphi_2 \tag{5.3.12}$$

式中：$R_1=l_1r_1$，$R_2=l_2r_2$；

$X_1=l_1x_1$，$X_2=l_2x_2$；

l_1 和 l_2——导线长度。

如电网线路有若干分支，线路电压损失的计算方法类同。

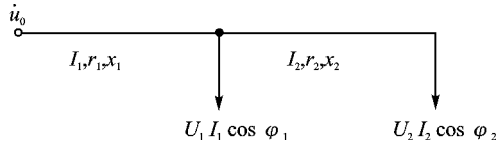


图 5.3.5　分支交流网路的计算图

5.4 电网短路电流计算

飞机供电系统产生短路故障的原因有：

① 电气设备载流部分的绝缘损坏，由绝缘自然老化和机械损伤引起；

② 飞机在战斗中电气设备和电网导线受到严重的冲击和损坏；

③ 误操作等。

当飞机供电系统中主汇流条(配电装置)的母线或某一干线发生短路，在母线或干线上将出现比正常值大许多倍的短路电流，即使短路时间很短，其所产生的热效应和机械应力也可能使发电机、导线及其他用电设备受到损坏。短路时往往还有很强的电弧产生，会引起飞机蒙皮和设备烧毁，甚至发生火灾。

此外，大的短路电流也会导致电网电压大大降低，不仅使用电设备的工作受到影响，而且可能破坏发电机并联工作的稳定性，造成失步。

在飞机供电系统实际运行中，短路故障难以避免，军用飞机更是如此。因此，飞机供电系统设计必须要计算短路电流，其目的是：

① 检验主干电网在短路时的热和机械效应；

② 选择并校验电力设备(如开关、断路器、汇流条等)、切断短路电流的断流容量和对短路所产生热与机械效应的承受能力；

③ 为设计系统的保护提供依据。

飞机电气系统中，电动机容量较大时，计算短路电流要适当考虑电动机影响。此外，外电路阻抗对短路电流的影响和三相不对称运行状态时的短路情况等也需在短路计算中考虑。

5.4.1 直流电网短路电流计算

在飞机直流供电系统中所发生的短路故障主要是正极对负极(飞机壳体)之间的短路。

飞机直流电网短路电流的工程计算，可采用“伏安特性曲线法”或“衰减曲线法”。这些方法都是在发电机、蓄电池以及用电设备的暂态过程和稳定状态的伏安特性都已知的条件下进行。

图 5.4.1 是最简单的馈电线短路，发电机带有调压器。设短路点电阻为 r_K，忽略发电机端至 a 点线段上的电压降。

已知发电机的暂态伏安特性，见图 5.4.2 中的曲线①，是发电机具有一定转速与额定负载时的特性。短路电阻 r_K 的伏安特性见图 5.4.2 中的曲线②，则可用作图法求得暂态短路电流 i_{KT} 和电压 u_{KT}，见图 5.4.2。

用类似的方法可以求出稳定短路电流值，即由发电机的稳伏安特性，见图 5.4.3 中的曲线①，与电阻 r_K 的伏安特性曲线(与暂态状态的相同，图中曲线②)相交求得为 I_{KS}，对应的短路电压为 U_{KS}，见图 5.4.3。此时，发电机具有一定转速与额定负载。

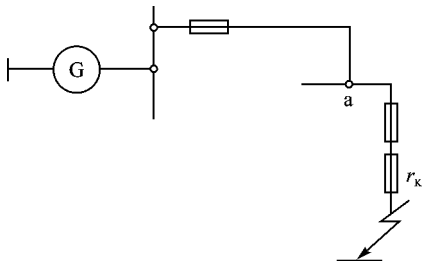


图 5.4.1　简单的直流馈电线短路示意图

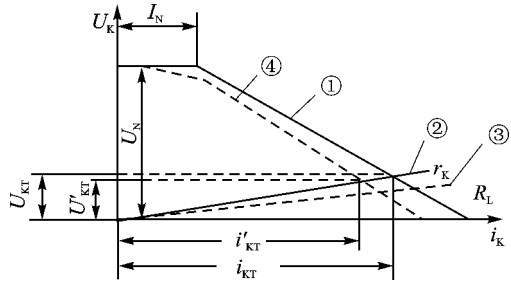


图 5.4.2　暂态短路电流计算

如果发电机至 a 点线路上的电阻 R_L 不能忽略，则必须按 R_L 的伏安特性（图 5.4.2 和图 5.4.3 中的曲线③）所确定的线路电压降去减掉原电源伏安特性，得到线路 a 点上伏安特性（图 5.4.2 和图 5.4.3 中的曲线④），再与 r_K 伏安特性曲线相交，得供电系统的短路电流和（a 点的）短路电压。即暂态时，i'_{KT} 与 U'_{KT} 见图 5.4.2；稳态时，i'_{KS} 与 U'_{KS} 见图 5.4.3。

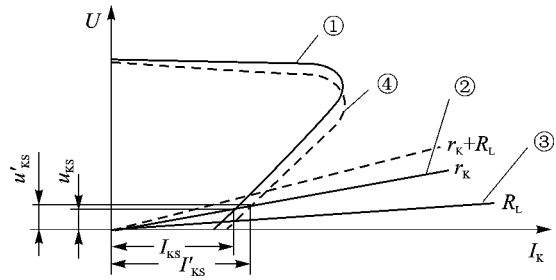


图 5.4.3　稳态短路电流计算

5.4.2　交流电网短路电流计算

飞机交流电网的常见短路有下列几种：

① 三相短路（图 5.4.4(a)）；

② 二相相间短路，二相相间短接，但未接地（图 5.4.4 (b)）；

③ 相地短路（即单相短路），一相经飞机壳体与电源的中性点联接（图 5.4.4 (c)）；

④ 二相接地短路（图 5.4.4 (d)）。

在中性点跟飞机壳体相联接的三相系统中，最可能的短路是相地短路。

除了三相短路之外，其他类型的短路都是不对称短路。

计算短路电流所需的精确程度，依计算的用途而定。在大多数情况下，是为校验系统设计的合理性考虑，以及用来选择和校核电器及载流部分的机械应力和热效应。为上述目的的短路电流计算，均可采用工程计算方法。

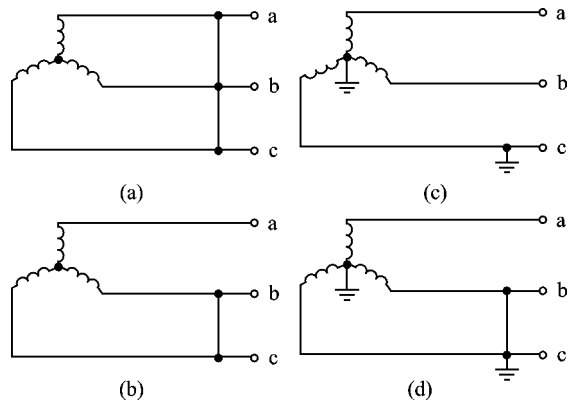


图 5.4.4　三相电网短路的四种情况示意图

(1) 交流电源短路的过渡过程

发电机在恒定励磁条件下,发生三相短路后的电流衰减过程如图 5.4.5**(短路前有一定负载)所示。在电源功率有限的条件下,短路电流的周期分量(即交流分量)逐渐从某一最大初值** I_m **衰减到稳定值** $\sqrt{2}I_K$ **。**

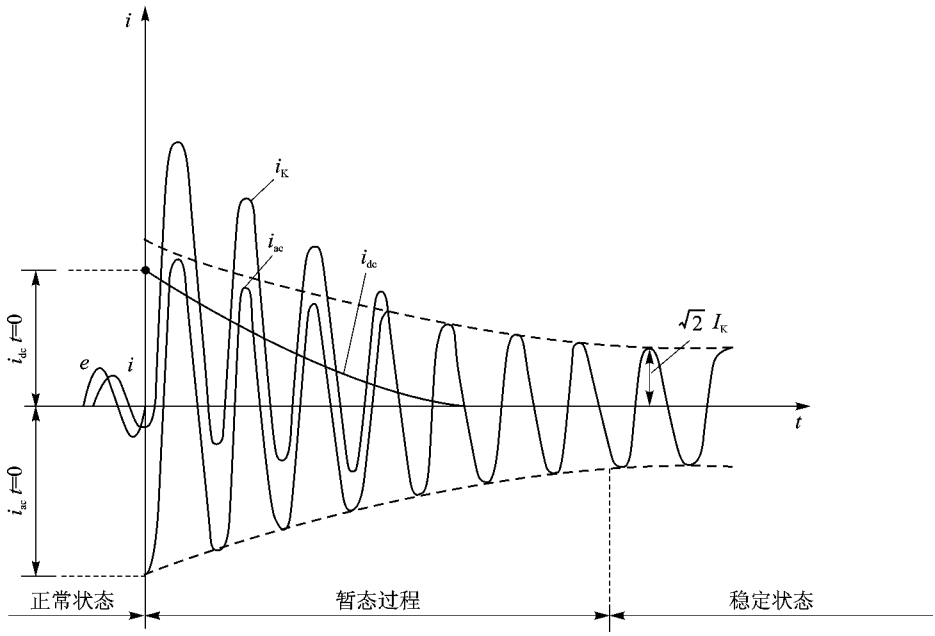


图 5.4.5　电流衰减过程

从电机学可知，三相短路时，a 相的突然短路电流 i_{Ka} 是

$$i_{Ka}(t) = i_{ac}(t) + i_{dc}(t) \tag{5.4.1}$$

式中：$i_{ac}(t) = \sqrt{2}[(I'' - I')e^{-t/T''_d} + (I' - I_K)e^{-t/T'_d} + I_K]\cos(\omega t - \alpha_0)$；

$i_{dc}(t) = \sqrt{2}I''\cos\alpha_0 e^{-t/T_{dc}}$。

式中：$i_{ac}(t)$ 和 $i_{dc}(t)$——分别为短路电流的周期分量和非周期分量；

α_0——短路时发电机 a 相电压相位角；

T_{dc}——发电机短路电流非周期分量的时间常数；

X_d——发电机直轴同步电抗，

X'_d 和 X''_d——发电机直轴暂态电抗和次暂态电抗；

T'_d 和 T''_d——分别为发电机短路电流暂态和次暂态分量的时间常数。

以及

$$I'' = \frac{E}{X''_d}, I' = \frac{E}{X'_d}, I_K = \frac{E}{X_d};$$

式中：E——短路瞬间的发电机电势，即短路前稳态运行时的发电机电势。

其他二相（b 和 c 相）的短路电流可在式（5.4.1）中以 $\left(\alpha_0 + \frac{2}{3}\pi\right)$、$\left(\alpha_0 + \frac{4}{3}\pi\right)$ 代替 α_0 求出。

$i_{dc}(t)$ 是短路电流的非周期性分量，该值随 α_0 而变，当 $\alpha_0 = 0$ 或 $\alpha_0 = \pi$ 时，该值最大，为 $\frac{\sqrt{2}E}{X''_d}$。该值按 $e^{-t/T_{dc}}$ 指数函数衰减。

现代飞机发电机装有励磁自动调节系统，有些还有复励回路。一般的励磁调节器，其调节作用有一固有延迟时间，即当发电机端电压因短路而降低很多时，调节器不能马上起作用。就算是现代航空用的快速调节器，也有一定的延时反应。除此以外，由于发电机绕组具有电感，励磁电流增长不能突变。所以，发电机电势的增长要在短路发生后的一定时间才发生，短路电流在起始几个周期内，励磁调节器对其并无明显作用。

式（5.4.1）中的短路电流周期分量，是在恒定励磁条件下求得。发电机具有强励磁（励磁调节和复励）时，短路电流的周期分量比恒定励磁条件下要大。

强励磁作用下的短路电流增量大小决定于励磁调节器和复励作用的响应速度和强弱。短路电流增量可由近似理论计算，或由试验曲线来确定。

对同一发电机分别作带强励和不带强励的三相短路试验，摄取短路电流对时间变化曲线，以带强励磁的曲线减去不带强励磁的曲线，即可得到短路电流增量曲线。图 5.4.6 中曲线 1 为带强励磁时短路电流曲线；曲线 2 为

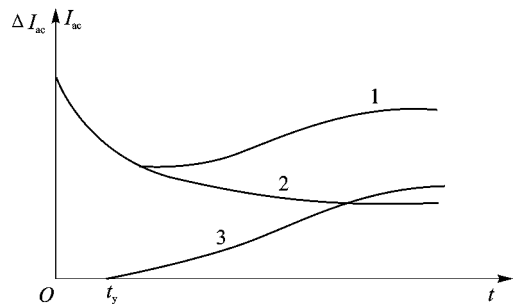


图 5.4.6　强激磁作用下短路电流 ΔI_{ac} 的确定

不带强励磁时的短路电流曲线；曲线 3 为短路电流增量曲线。图中 t_y 为强励磁作用的延迟时间，延迟时间 t_y 一般在 0.01 s 左右。

(2) 三相短路电流的计算

1) 发电机的短路电流

当发电机空载，并在额定电压 U_N($U_N=E$)条件发生短路时，次暂态短路电流 I'' 由下式求得

$$I'' = \frac{U_N}{X''_d} = \frac{1}{\overset{*}{X}''_d} I_N \tag{5.4.2}$$

式中：X''_d——发电机的次暂态电抗；

$\overset{*}{X}''_d$——发电机的次暂态电抗标值；

I_N——发电机的额定电流。

当短路发生在发电机有负载时(例如：在额定负载的情况)，为了保证端电压一定，由于补偿内阻抗产生的压降等，此时发电机感应相电势比空载时大，所以次暂态短路电流 I''_N 比空载时大。工程计算时，次暂态短路电流可用式(5.4.2)计算的结果乘以适当系数求得。系数与发电机的特性有关，一般可取为 1.1。

如果短路电路中有外接电抗 X_e，短路电流的公式为

$$I'' = \frac{U_N}{X''_d + X_e} \tag{5.4.3}$$

在次暂态过程消失后，短路电流的周期分量以暂态短路电流 I' 表示。

发电机空载，并在额定电压 U_N 条件下发生短路时，暂态短路电流 I' 由下式求得

$$I' = \frac{U_N}{X'_d} = \frac{1}{\overset{*}{X}'_d} I_N \tag{5.4.4}$$

式中：X'_d——发电机暂态电抗；

$\frac{1}{\overset{*}{X}'_d}$——发电机暂态电抗标值；

I_N——发电机的额定电流。

如果短路发生在发电机有负载时，暂态短路电流将稍有增大。工程计算时，处理方法与求次暂态短路电流时一样。

短路电流的周期分量和非周期分量都按指数曲线衰减。短路初始几周，暂态周期分量，即时间常数为 T'_d 的项，可视为不变，即不衰减，则短路电流可用式(5.4.5)近似地计算。

$$I_k - [(I'' - I')e^{-t/T''_d} + I']\cos(\omega t - \alpha_0) + I''\cos\alpha_0 e^{-t/T_{dc}} \tag{5.4.5}$$

上式忽略了发电机电枢绕组电阻 R_a。如要考虑 R_a，则可用 $Z_d'(=R_a+jX'_d)$，$Z''_d(=R_a+jX''_d)$ 代替 X'_d 和 X''_d 来求 I' 和 I''。

2) 发电机短路电流的最大峰值

由电机学知，如果有一相电势在短路瞬间为 0，则该相短路电流在接近 1/2 周期处出现最

大值。

现设 $t=\frac{T}{2}$（T 为周期），$\alpha_0=0$，并代入式(5.4.5)则得短路电流的最大峰值为

$$i_{K_{max}}=\sqrt{2}[(I''-I')e^{-T/2T''_d}+I'']+\sqrt{2}I''e^{-T/2T_{dc}} \tag{5.4.6a}$$

或写成如下形式

$$i_{K_{max}}=\sqrt{2}I''\left\{\left[\left(1-\frac{X''_d}{X'_d}\right)e^{-T/2T_d}+1\right]+e^{-T/2T_{dc}}\right\} \tag{5.4.6b}$$

上面讨论的是发电机空载三相短路。当短路发生在发电机额定负载时，即在额定电压、额定电流和额定功率因数下，次暂态短路电流和暂态短路电流比空载时大，最大峰值电流也大。

3）电动机负载对短路电流最大峰值的影响

图 5.4.7 是接有电动机负载的供电网络，图中：E_F——发电机电势，E_M——电动机电势。正常工作时，电动机的电势略小于外加电压。短路时，电网电压降低，电动机的外加电压也降低。

当电动机与电网连接点处的电压仍大于电动机电势，则电动机将以较低转速继续工作，并从电网吸取电能（图 5.4.7 电路中的实线箭头）。若电压小于电动机电势，则电动机将向短路点提供电流（图 5.4.7 中的虚线箭头），并处于制动状态，电流很快衰减。

K_1 点短路，电动机与短路点之间有一电抗 X_{c2}，所以短路电流中由电动机发出部分很小，一般可不予考虑。而直接接于短路点的功率较大的电动机（如 K_2 点短路），对短路电流有较大的影响，但仅影响短路电流的最大峰值（即短路的冲击电流）。

进行工程计算时，可按式(5.4.7)求取电动机的最大电流瞬时值 i_M

$$i_M=mI_{MN} \tag{5.4.7}$$

式中：m——与电动机有关的特性参数，根据经验：$t=0$，$m=6.5$；$t=T/2$，$m=4$；$t=T$，$m=2.5$；

I_{MN}——电动机的额定电流值。

在电动机功率较大时（与发电机容量相比），也可以用与发电机计算短路电流相类似的方法，计算电动机的短路电流值。

4）短路计算举例

现以图 5.4.8 所示为例，来演示短路电流的计算。有关参数如下：

发电机 $S_{F1}=S_{F2}=S_{F3}=30$ kVA，$U_N=115$ V，$f=400$ Hz，$\cos\varphi=0.8$（额定负载时），$\overset{*}{X}''_d=0.12$，$\overset{*}{X}'_d=0.20$，$\overset{*}{X}_d=2.0$，$T''_d=1.5$ ms，$T'_d=8.4$ ms，$T_{dc}=1.5$ ms

电动机：$S_{M1}=S_{M2}=S_{M3}=15$ kVA；

电缆：每米导线，$R_c=0.4\times10^{-3}$ Ω，$X_c=0.3\times10^{-3}$ Ω。

① 发电机的短路电流

对每台发电机，额定电流为

$$I_N=\frac{S_F}{3U_N}=\frac{3\ 000}{3\times115}\ \text{A}=86.6\ \text{A}$$

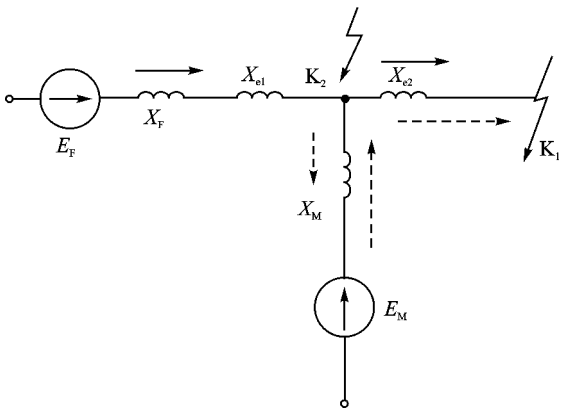


图 5.4.7　异步电动机在系统发生短路时的影响

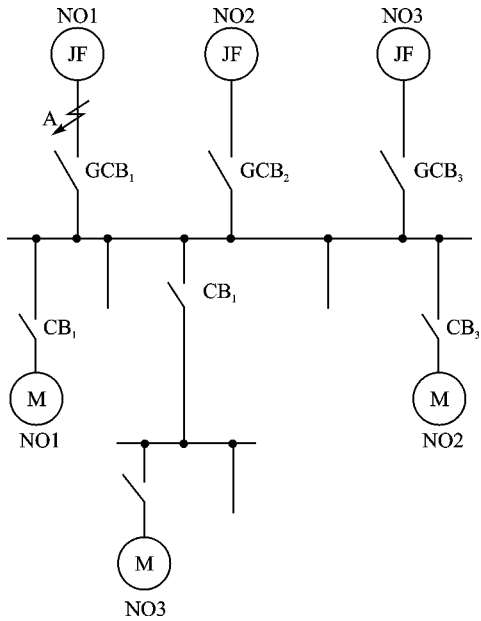


图 5.4.8　计算短路电流的实例

空载条件下突然短路，则

$$I'' = \left(\frac{1}{\overset{*}{X}''_d}\right) I_N = \frac{86.6}{0.12}\ \text{A} = 721.6\ \text{A}$$

$$I' = \left(\frac{1}{\overset{*}{X}'_d}\right) I_N = \frac{86.6}{0.2}\ \text{A} = 433\ \text{A}$$

$$(I'' - I')_{\text{空载}} = 288.6\ \text{A}$$

在初始几周中，$i_{ac}(t)$的有效值 I_{ac}可由下式求得

$$I_{ac} = (I'' - I')\mathrm{e}^{-t/T''_d} + I'$$

电源频率 $f=400$ Hz，T(1 周)$=0.0025$ s；$\frac{1}{2}T=0.00125$ s；I_{ac}是时间 t 的函数。

在 $t=0, \frac{1}{2}T, T, \frac{3}{2}T, 2T, 3T$ 的数值如表 5.4.1 所示。

非周期分量 I_{dc}，在 $t=0$ 时的值为

$$\sqrt{2}I'' = 721.6\sqrt{2}\ \text{A} = 1\,018\ \text{A}$$

随时间衰减，衰减时间常数为 T_{dc}，则：

$$I_{dc} = \sqrt{2}I''\mathrm{e}^{-t/T_{dc}}$$

在 $t=0, \frac{1}{2}T, T, \frac{3}{2}T, 2T, 3T$ 时，I_{dc}的值如表 5.4.2 所示。

表 5.4.1　$I_{ac}=f(t)$数值表

t/ms	$(I''-I')e^{-t/T_d''}$（空载短路）	I'/A（空载短路）	I_{ac}/A（空载短路）	I_{ac}/A（额定负载短路）
0	288.6	433	721.6	794
$\frac{1}{2}T=1.25$	288.6×0.43=124.1	433	557.1	613
$T=2.5$	288.6×0.19=54.8	433	487.8	537
$\frac{3}{2}T=3.75$	288.6×0.084=24.2	433	457.2	503
$2T=5$	288.6×0.036=10.4	433	443.4	488
$3T=7.5$	288.6×0.006 8=1.96	433	435	479

表 5.4.2　$I_{dc}=f(t)$数值表

t/ms	$I_{dc}=f(t)$/A	t/ms	$I_{dc}=f(t)$/A
0	1 018	$\frac{3}{2}T=3.75$	1 018×0.084=85.5
$\frac{1}{2}T=1.25$	1 018×0.43=438	$2T=5$	1 018×0.036=36.6
$T=2.5$	1 018×0.19=193	$3T=7.5$	1 018×0.006 8=6.9

② 发电机短路电流最大峰值估算

根据式(5.4.6)，表(5.4.1)和表(5.4.2)可求得发电机短路电流最大峰值，即

$$i_{K_{max}}=(557.1\sqrt{2}+438)\ \text{A}\approx 1\ 200\ \text{A}$$

③ 电动机的短路电流

在主汇流条上接有两个电动机，在发电机输出端或主汇流条附近发生短路。第三个电动机离短路点远，影响小，可忽略。

两个电动机的总功率($S_{m1}+S_{m2}$)为 30 kVA，可用一台等效电动机表示，等效电动机相电流计算如下：

$$I_{mN}=\frac{S_{m1}+S_{m2}}{3u_N}=\frac{30\ 000}{3\times 115}\ \text{A}=86.6\ \text{A}$$

电动机提供的短路电流，按公式(5.4.7)计算，当 $t=\frac{T}{2}$时 短路电流 i_m为

$$i_m=4I_{mN}=346\ \text{A}$$

④ 故障位置靠近主汇流条时，短路电流最大值

实际短路电流峰值是发电机和电动机短路电流峰值的算术和。

当短路发生在（图 5.4.8）A 点时，发电机 F_1的断路器 GCB_1断开，则短路电流最大值为发电机 JF_2，JF_3和电动机(NO1 和 NO2)所提供的短路电流之和。

计算如下：

发电机的短路电流取自②项计算结果，并乘以 2。

电动机的短路电流值，如③项所计算的结果。于是

$$i_{\max} = 2\ i_{K_{\max}} + i_m = (2 \times 1\ 200 + 346)\ \text{A} \approx 2\ 800\ \text{A}$$

从以上计算表明：断路器 GCB_1，GCB_2 和 GCB_3 应具备 2 800 A 的接通能力。

对于短路电流的分断，原则上断路器能分断通过该处的短路电流。而通过该处的短路电流随故障情况的不同而异。考虑到飞机交流电源短路暂态过程较短，从被保护设备和电网导线的热损伤保护角度来看，保护装置应具有能分断短路电流的特性，且要满足下述要求，即

$$\int i^2 \mathrm{d}t_a > \int i^2 \mathrm{d}t_b$$

式中：$\int i^2 \mathrm{d}t_a$——被保护设备允许通过的 I^2t /A^2s；

$\int i^2 \mathrm{d}t_b$——保护装置分断时通过的 I^2t/A^2s。

在这个计算示例中，忽略了发电机与主汇流条之间电网导线的影响。示例中发电机的次暂态电抗为：$X''_d = 0.159\ \Omega$，而电网导线参数为 $X_c = 0.000\ 3\ \Omega/\text{m}$ 和 $R_c = 0.000\ 4\ \Omega/\text{m}$。如导线不长，导线电抗与次暂态电抗相比小很多，所以对总短路电流的影响不大。

⑤ 故障位置远离主汇流条时的短路电流

故障位置远离主汇流条时，要考虑主汇流条与短路故障点之间的全部外阻抗。

图 5.4.9（简化电路图）表示短路故障发生在 K 点，图中 l_1，l_2 是电网导线的长度。

要考虑到电网导线阻抗对于发电机短路电流的影响，则

次暂态电抗：$X''_{de} + X''_d + X_e$

对应阻抗：$Z''_d = (R_a + R_e) + \text{j}(X''_d + X_e)$

暂态电抗：$X'_{de} = X'_d + X_e$

对应阻抗：$Z'_{de} = (R_a + R_e) + \text{j}(X'_d + X_e)$

式中：R_a——发电机的定子电阻；

R_e——外电阻（导线、汇流条等供电线路中各部分电阻的总等效电阻）；

X_e——外电抗（导线、汇流条等供电线路中各部分电抗的总等效电抗）。

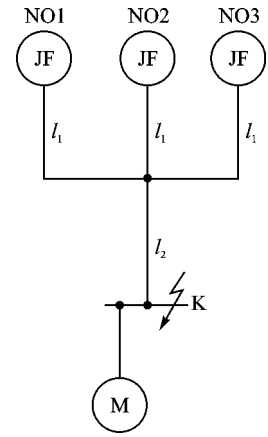


图 5.4.9　远离主汇流条的短路故障

一般情况下，时间常数 T_{dc}，T'_d 和 T''_d 等都将受到外接阻抗的影响。而次暂态时间常数 T''_d 所受的影响不大，故在实际工程应用中，可忽略外接阻抗对 T''_d 的影响。

如果从发电机端到短路点的电路中，只有串联的电抗 X_e 及电阻 R_e，而无其他分支路，则非周期分量时间常数 T_{dc} 记为 T_{dce}，可由下式求得

$$T_{dce} = \frac{X_2 + X_e}{2\pi f(R_a + R_e)}$$

式中：X_2——发电机的逆序电抗。

由于在上述短路电流计算中仅考虑初始几周，按暂态时间常数的变化部分不衰减，对远离故障点（短路点）电动机的影响也可不予考虑，则短路电流计算如下：

$$I_{ac} = (I''_e - I'_e)e^{-t/T_d} + I'_e$$

$$i_{K_{max}} = \sqrt{2}[(I''_e - I'_e)e^{-T/2T''_d} + I'_e] + \sqrt{2}I''_e e^{-T/2T_{dce}} \tag{5.4.8}$$

式中：$I''_e = \dfrac{u_N}{X''_{de}} = \dfrac{u_N}{X''_d + X_e}$；

$I'_e = \dfrac{u_N}{X'_{de}} = \dfrac{u_N}{X'_d + X_e}$。

（3）不对称短路

供电系统的多数故障是各种不对称短路和断路。不对称短路有单相接地短路、二相短路和二相接地短路。

分析稳定不对称短路时，对称分量法是常用的有效方法。

1）对称分量法

任何不对称三相电压矢量（图 5.4.10）都可分解为正序、逆序和零序三个对称系统，如图 5.4.11 中(a)、(b)、(c)分别为正序、逆序和零序的对称电压矢量。分解前后电压矢量之间的关系如式(5.4.9)所示，对应的矢量图示于图 5.4.11。

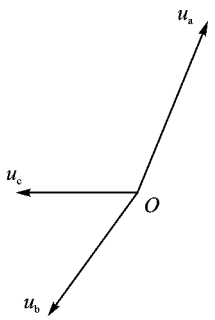


图 5.4.10　三相不对称电压矢量

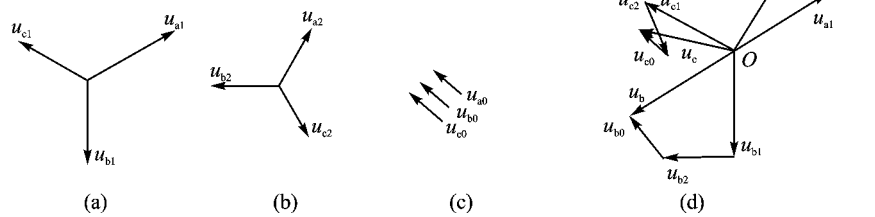


图 5.4.11　相序不同的三组对称电压分量

$$\left.\begin{aligned} \dot{u}_a &= \dot{u}_{a1} + \dot{u}_{a2} + \dot{u}_{a0}, \\ \dot{u}_b &= \dot{u}_{b1} + \dot{u}_{b2} + \dot{u}_{b0}, \\ \dot{u}_c &= \dot{u}_{c1} + \dot{u}_{c2} + \dot{u}_{c0}。 \end{aligned}\right\} \tag{5.4.9}$$

引入复数 α，$\alpha = 1\angle 120° = e^{j\frac{2}{3}\pi}$，作为运算符号，则三相系统中，各相电压之间有下列关系：

$$\left.\begin{aligned} &\text{正序} && \dot{u}_{b1} = \alpha^2 \dot{u}_{a1} && \dot{u}_{c1} = \alpha \dot{u}_{a1} \\ &\text{逆序} && \dot{u}_{b2} = \alpha \dot{u}_{a2} && \dot{u}_{c2} = \alpha^2 \dot{u}_{a2} \\ &\text{零序} && \dot{u}_{a0} = \dot{u}_{b0} = \dot{u}_{c0} \end{aligned}\right\} \tag{5.4.10}$$

于是式(5.4.9)可写成

$$\left.\begin{aligned}\dot{u}_{a} &= \dot{u}_{a1}+\dot{u}_{a2}+\dot{u}_{a0}\\ \dot{u}_{b} &= \alpha^{2}\dot{u}_{a1}+\alpha\dot{u}_{a2}+\dot{u}_{a0}\\ \dot{u}_{c} &= \alpha\dot{u}_{a1}+\alpha^{2}\dot{u}_{a2}+\dot{u}_{a0}\end{aligned}\right\} \tag{5.4.11}$$

从上述各式可得 a 相各相序电压分量表达式,即

$$\left.\begin{aligned}\dot{u}_{a1} &= \frac{1}{3}(\dot{u}_{a}+\alpha\dot{u}_{b}+\alpha^{2}\dot{u}_{c})\\ \dot{u}_{a2} &= \frac{1}{3}(\dot{u}_{a}+\alpha^{2}\dot{u}_{b}+\alpha\dot{u}_{c})\\ \dot{u}_{a0} &= \frac{1}{3}(\dot{u}_{a}+\dot{u}_{b}+\dot{u}_{c})\end{aligned}\right\} \tag{5.4.12}$$

同理可推得 b 相和 c 相的各相序电压分量表达式,分别为式(5.4.13)和式(5.4.14)。

$$\left.\begin{aligned}\dot{u}_{b1} &= \frac{1}{3}(\alpha^{2}\dot{u}_{a}+\dot{u}_{b}+\alpha\dot{u}_{c})\\ \dot{u}_{b2} &= \frac{1}{3}(\alpha\dot{u}_{a}+\dot{u}_{b}+\alpha^{2}\dot{u}_{c})\\ \dot{u}_{b0} &= \frac{1}{3}(\dot{u}_{a}+\dot{u}_{b}+\dot{u}_{c})\end{aligned}\right\} \tag{5.4.13}$$

$$\left.\begin{aligned}\dot{u}_{c1} &= \frac{1}{3}(\alpha\dot{u}_{a}+\alpha^{2}\dot{u}_{b}+\dot{u}_{c})\\ \dot{u}_{c2} &= \frac{1}{3}(\alpha^{2}\dot{u}_{a}+\alpha\dot{u}_{b}+\dot{u}_{c})\\ \dot{u}_{c0} &= \frac{1}{3}(\dot{u}_{a}+\dot{u}_{b}+\dot{u}_{c})\end{aligned}\right\} \tag{5.4.14}$$

如果已知不对称三相系统,便可利用式(5.4.12)、(5.4.13)和(5.4.14)求得任一相中的任一对称分量。

三相不对称电流同样可写成

$$\left.\begin{aligned}\dot{I}_{a} &= \dot{I}_{a1}+\dot{I}_{a2}+\dot{I}_{a0}\\ \dot{I}_{b} &= \alpha^{2}\dot{I}_{a1}+\alpha\dot{I}_{a2}+\dot{I}_{a0}\\ \dot{I}_{c} &= \alpha\dot{I}_{a1}+\alpha^{2}\dot{I}_{a2}+\dot{I}_{a0}\end{aligned}\right\} \tag{5.4.15}$$

和

$$\left.\begin{aligned}\dot{I}_{a1} &= \frac{1}{3}(\dot{I}_{a}+\alpha\dot{I}_{b}+\alpha^{2}\dot{I}_{c})\\ \dot{I}_{a2} &= \frac{1}{3}(\dot{I}_{a}+\alpha^{2}\dot{I}_{b}+\alpha\dot{I}_{c})\\ \dot{I}_{a0} &= \frac{1}{3}(\dot{I}_{a}+\dot{I}_{b}+\dot{I}_{c})\end{aligned}\right\} \tag{5.4.16}$$

若三相电流之和为 I_n，则此电流将以中线为回路，即

$$\dot{I}_a + \dot{I}_b + \dot{I}_c = I_n \tag{5.4.17}$$

$$\dot{I}_n = 3\dot{I}_{a0} \tag{5.4.18}$$

没有中线的三相系统，电流 $\dot{I}_n$ 等于 0，即 $\dot{I}_{a0} = \dot{I}_{b0} = \dot{I}_{c0} = 0$ 系统无零序电流分量。

对称分量法的理论根据是叠加原理，因而，只能用于线性系统。

2）单相断路和单相负载计算

① 单相断路计算

[例 1] 有一三相三线制电网（图 5.4.12，仅画出受电端），其中一相断路（即开路），a 相和 b 相的电流是 10 A。以 a 相为基准，试求线电流的对称分量值。

解：由图 5.4.12 知线电流为

$$\dot{I}_a = 10\angle 0^\circ \text{ A}$$

$$\dot{I}_b = 10\angle 180^\circ \text{ A}$$

$$\dot{I}_c = 0 \text{ A}$$

由式(5.4.16)，可求得

$$\dot{I}_{a0} = \frac{1}{3}(10\angle 0^\circ + 10\angle 180^\circ)\text{ A} = 0 \text{ A}$$

$$\dot{I}_{a1} = \frac{1}{3}(10\angle 0^\circ + 10\angle 180^\circ + 120^\circ + 0)\text{ A} = (5 - \text{j}2.89)\text{ A} = 5.78\angle -30^\circ \text{ A}$$

$$\dot{I}_{a2} = \frac{1}{3}(10\angle 0^\circ + 10\angle 180^\circ + 240^\circ + 0)\text{ A} = (5 + \text{j}2.89)\text{ A} = 5.78\angle 30^\circ \text{ A}$$

同理

$$\dot{I}_{b1} = 5.78\angle -150^\circ \text{ A}, \quad \dot{I}_{c1} = 5.78\angle 90^\circ \text{ A},$$

$$\dot{I}_{b2} = 5.78\angle 150^\circ \text{ A}, \quad \dot{I}_{c2} = 5.78\angle -90^\circ \text{ A}$$

$$\dot{I}_{b0} = 0 \text{ A}, \quad \dot{I}_{c0} = 0 \text{ A}$$

可见，虽线 c 相断路，但仍然有正序分量和逆序分量，且两个分量之和等于零。a 相的两个对称分量（正序、逆序）之和是 $10\angle 0^\circ$ A；b 相的两个对称分量（正序、逆序）之和是 $10\angle 180^\circ$ A。

② 单相负载计算

[例 2] 有一三相四线制电网，仅有单相负载 Z_H（图 5.4.13），a 相电流 $I_a = 115$ A，发电机和电网线路参数为

发电机正序阻抗 $Z_{f1} = (0.025 + \text{j}1.50)\ \Omega$

逆序阻抗 $Z_{f2} = (0.05 + \text{j}0.150)\ \Omega$

零序阻抗 $Z_{f0} = (0.025 + \text{j}0.050)\ \Omega$

电网线路：正序阻抗　　$Z_{L1}=(0.016+j0.020)\ \Omega$

逆序阻抗　　$Z_{L2}=(0.016+j0.020)\ \Omega$

零序阻抗　　$Z_{L0}=(0.021+j0.177)\ \Omega$

负载：　　$Z_H=(1+j0)\ \Omega$

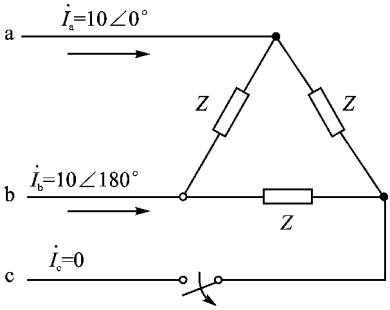


图 5.4.12　三相电网单相断路

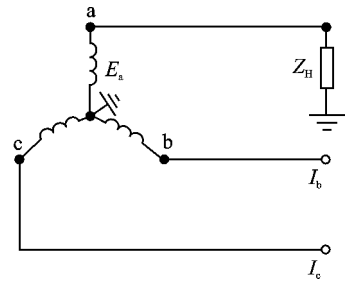


图 5.4.13　三相电网单相负载示例

求 a 相电流的对称分量和各相电压 $\dot{u}_a$，$\dot{u}_b$ 和 $\dot{u}_c$ 的值。

解：a 相电势 E_a 为

$$\dot{E}_a=\dot{I}_{a1}Z_{f1}+\dot{I}_{a2}Z_{f2}+\dot{I}_{a0}Z_{f0}+\dot{I}_{a1}Z_{L1}+\dot{I}_{a2}Z_{L2}+\dot{I}_{a0}Z_{L0}+\dot{I}_aZ_H=$$

$$\dot{I}_{a1}(Z_{f1}+Z_{L1})+\dot{I}_{a2}(Z_{L2}+Z_{f2})+\dot{I}_{a0}(Z_{f0}+Z_{L0})+\dot{I}_aZ_H$$

即发电机发出的电势等于负载电压加上发电机阻抗和电网线路阻抗压降。

由题意得：

$$\dot{I}_{a0}=\dot{I}_{a1}=\dot{I}_{a2}=\frac{1}{3}\dot{I}_a$$

及

$$\dot{I}_{a0}+\dot{I}_{a1}+\dot{I}_{a2}=\dot{I}_a$$

设

$$Z_1=Z_{f1}+Z_{L1}$$

$$Z_2=Z_{f2}+Z_{L2}$$

$$Z_0=Z_{f0}+Z_{L0}$$

则

$$\dot{E}_a=\dot{I}_a(Z_1+Z_2+Z_0)/3+\dot{I}_aZ_H \tag{5.4.19}$$

或

$$\dot{E}_a=\dot{I}_a(Z_1+Z_2+Z_0+3Z_H)/3$$

即

$$\dot{I}_a=\frac{3\dot{E}_a}{Z_1+Z_2+Z_0+3Z_H}$$

飞机发电机结构一般都对称，其感应电势也对称，没有逆序和零序电势，所以 $\dot{E}_a$ 就是发电机的正序电势。

图 5.4.14 表示单相负载时的相序网路图。

如果负载电流是 115 A，发电机电势 $\dot{E}_a$ 将可用公式(5.4.19)求得

$$\dot{E}_a = \{115[(0.025+j0.050+0.021+j0.177)/3+(0.025+j1.50+0.016+j0.020)+(0.05+j0.150+0.016+j0.020)]+115\times1.0\angle0^\circ\}\ V = (120.87+j73.49)\ V = 141.46\angle31.3^\circ\ V$$

发电机端电压是发电机电势减去内部阻抗压降。发电机的内部阻抗分别为 Z_{f1}、Z_{f2}、Z_{f0}，a 相相序电流分别为 $\dot{I}_{a1}$，$\dot{I}_{a2}$，$\dot{I}_{a0}$，又有 $\dot{I}_{a1}=\dot{I}_{a2}=\dot{I}_{a0}\approx 38.3\angle0^\circ$，可得发电机 a 相的相序电压分别为

$$\left.\begin{aligned}\dot{u}_{a1} &= \dot{E}_a-\dot{I}_{a1}Z_{f1}\\ \dot{u}_{a2} &= -\dot{I}_{a2}Z_{f2}\\ \dot{u}_{a0} &= -\dot{I}_{a0}Z_{f0}\end{aligned}\right\} \qquad (5.4.20)$$

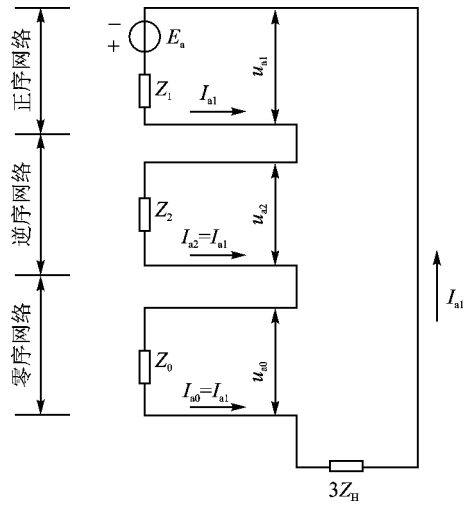


图 5.4.14　三相系统单相负载相序网路图

代入具体数值，得

$$\dot{u}_{a1} = [141.46\angle31.3^\circ-38.3\angle0^\circ(0.025+j1.50)]\ V = 120.97\angle7.6^\circ\ V$$
$$\dot{u}_{a2} = [-38.3\angle0^\circ(0.050+j0.150)]\ V = 6.06\angle108.5^\circ\ V$$
$$\dot{u}_{a0} = [-38.3\angle0^\circ(0.025+j0.050)]\ V = 2.14\angle-116.6^\circ\ V$$

根据公式(5.4.13)，(5.4.14)，(5.4.15)便可求得 $\dot{u}_a$，$\dot{u}_b$ 和 $\dot{u}_c$。为求 $\dot{u}_a$，$\dot{u}_b$ 和 $\dot{u}_c$，必先求出 $\alpha\dot{u}_{a1}$，$\alpha^2\dot{u}_{a1}$，$\alpha\dot{u}_{a2}$ 和 $\alpha^2\dot{u}_{a2}$。由三相对称分量法便可得 $\dot{u}_a$，$\dot{u}_b$ 和 $\dot{u}_c$ 的表达式，即

$$\left.\begin{aligned}\dot{u}_a &= \dot{u}_{a1}+\dot{u}_{a2}+\dot{u}_{a0}\\ \dot{u}_b &= \alpha^2\dot{u}_{a1}+\alpha\dot{u}_{a2}+\dot{u}_{a0}\\ \dot{u}_c &= \alpha\dot{u}_{a1}+\alpha^2\dot{u}_{a2}+\dot{u}_{a0}\end{aligned}\right\} \qquad (5.4.21)$$

将具体数值代入式(5.4.21)，经过运算，求得

$$\dot{u}_a = 117.32\angle4.1^\circ\ V$$
$$\dot{u}_b = 119.83\angle110.1^\circ\ V$$
$$\dot{u}_c = 126.10\angle128.7^\circ\ V$$

3) 二相短路计算

设 b 相和 c 相间发生短路，a 相无负载，见图(5.4.15)，即

$$\dot{I}_a = 0,\ \dot{I}_b = -\dot{I}_c,\ \dot{u}_b = \dot{u}_c$$

根据三相对称分量法，可推得

$$\dot{I}_{a0}=(\dot{I}_a+\dot{I}_b+\dot{I}_c)/3=0,\qquad \dot{I}_a=\dot{I}_{a1}+\dot{I}_{a2}+\dot{I}_{a0}=0$$

所以
$$\dot{I}_{a1}=-\dot{I}_{a2}$$

又
$$\dot{u}_{a1}=(\dot{u}_a+\alpha\dot{u}_b+\alpha^2\dot{u}_c)/3=[\dot{u}_a+(\alpha+\alpha^2)\dot{u}_b]/3$$
$$\dot{u}_{a2}=(\dot{u}_a+\alpha^2\dot{u}_b+\alpha\dot{u}_c)/3=[\dot{u}_a+(\alpha+\alpha^2)\dot{u}_b]/3$$

得
$$\dot{u}_{a1}=\dot{u}_{a2}$$

而
$$\dot{u}_{a1}=\dot{E}_a-\dot{I}_{a1}Z_1$$
$$\dot{u}_{a2}=-\dot{I}_{a2}Z_2$$

则
$$\dot{E}_a-\dot{I}_{a1}Z_1=-\dot{I}_{a2}Z_2$$

$$\dot{I}_{a1}=\frac{\dot{E}_a}{Z_1+Z_2}\tag{5.4.22}$$

上述式中 $\dot{I}_{a1}$，$\dot{I}_{a2}$，$\dot{I}_{a0}$ 是 a 相电流的正序、逆序和零序分量。$\dot{E}_a$ 是系统的正序电势。Z_1，Z_2，Z_0 是系统两相短路时，电路的等效正序、逆序和零序阻抗。

由式(5.4.22)可得 b，c 二相短路时的等效电路(或称为相与相短路的相序网路)，见图(5.4.16)所示。

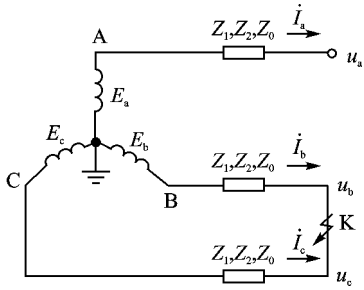


图 5.4.15　发电机的相间短路

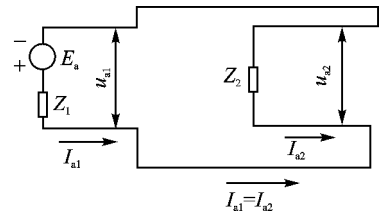


图 5.4.16　三相系统相间短路相序网络图

故障相电流为

$$\dot{I}_b=\alpha^2\dot{I}_{a1}+\alpha\dot{I}_{a2}+\dot{I}_{a0}=\alpha^2\dot{I}_{a1}-\alpha\dot{I}_{a1}=(\alpha^2-\alpha)\dot{I}_{a1}=-\mathrm{j}\sqrt{3}\dot{I}_{a1}$$

及
$$\dot{I}_c=-(\alpha^2-\alpha)\dot{I}_{a1}=\mathrm{j}\sqrt{3}\dot{I}_{a1}$$

图 5.4.17 和图 5.4.18 为两相短路时的电压、电流矢量图，故障相的电压和电流绝对值为

$$|\,u_b\,|=|\,u_c\,|=|\,u_a\,|/2$$
$$|\,I_b\,|=|\,I_c\,|=\sqrt{3}\,|\,I_{a1}\,|$$

同理可推得单相短路和二相对地短路时，电路的电流和电压关系，见表 5.4.3。

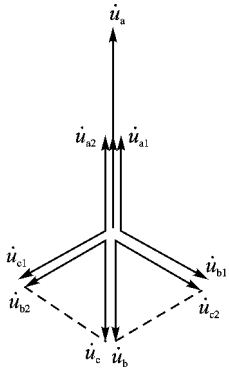


图 5.4.17　二相短路电压矢量图

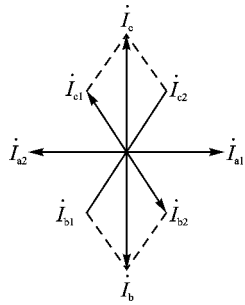


图 5.4.18　二相短路电流矢量图

表 5.4.3　三相系统不对称短路公式

待求变量的名称和符号		短路种类		
		b、c 相短路	a 相短路	b、c 相短路接地
a 相正序电流	$\dot{I}_{a1}$	$\dfrac{\dot{E}_a}{\mathrm{j}(X_1+X_2)}$	$\dfrac{\dot{E}_a}{\mathrm{j}(X_1+X_2+X_0)}$	$\dfrac{\dot{E}_a}{\mathrm{j}\left(X+\dfrac{X_1X_0}{X_1+X_0}\right)}$
a 相逆序电流	$\dot{I}_{a2}$	$-\dot{I}_{a1}$	$\dot{I}_{a1}$	$-\left(\dfrac{X_0}{X_2+X_0}\right)\dot{I}_{a1}$
零序电流	$\dot{I}_0$	0	$\dot{I}_{a1}$	$-\left(\dfrac{X_2}{X_2+X_0}\right)\dot{I}_{a1}$
a 相电流	$\dot{I}_a$	0	$3\dot{I}_{a1}$	0
b 相电流	$\dot{I}_b$	$-\mathrm{j}\sqrt{3}\dot{I}_{a1}$	0	$a^2-\left(\dfrac{X_2+aX_0}{X_2+X_0}\right)\dot{I}_{a1}$
c 相电流	$\dot{I}_c$	$\mathrm{j}\sqrt{3}\dot{I}_{a1}$	0	$a-\left(\dfrac{X_2+a^2X_0}{X_2-X_0}\right)\dot{I}_{a1}$
a 相正序电压	$\dot{u}_{a1}$	$\mathrm{j}X_2\dot{I}_{a1}$	$\mathrm{j}(X_2+X_0)\dot{I}_{a1}$	$\mathrm{j}\left(-\dfrac{X_2X_0}{X_2+X_0}\right)\dot{I}_{a1}$
a 相逆序电压	$\dot{u}_{a2}$	$\mathrm{j}X_2\dot{I}_{a1}$	$-\mathrm{j}X_2\dot{I}_{a1}$	$\mathrm{j}\left(\dfrac{X_2X_0}{X_2+X_0}\right)\dot{I}_{a1}$
零序电压	$\dot{u}_0$	0	$-\mathrm{j}X_0\dot{I}_{a1}$	$\mathrm{j}\left(\dfrac{X_2X_0}{X_2+X_0}\right)\dot{I}_{a1}$
a 相电压	$\dot{u}_a$	$2\mathrm{j}X_2\dot{I}_{a1}$	0	$3\mathrm{j}\left(\dfrac{X_2X_0}{X_2+X_0}\right)\dot{I}_{a1}$
b 相电压	$\dot{u}_b$	$-\mathrm{j}X_2\dot{I}_{a1}$	$\mathrm{j}[(a^2-a)X_2+(a^2-1)X_0]\dot{I}_{a1}$	0
c 相电压	$\dot{u}_c$	$-\mathrm{j}X_2\dot{I}_{a1}$	$\mathrm{j}[(a-a^2)X_2-(a-1)X_0]\dot{I}_{a1}$	0

注：表中表达式均未计及电阻。

由表 5.4.3 可见，在各种短路情况下，电流和电压的值都和电流的正序分量有关，因此，在计算不对称短路时，首先应求出短路电流的正序分量值。任意不对称短路时的正序电流的绝对值，可用下式表示

$$\dot{I}_{a1}^{(n)} = \frac{\dot{E}_a}{Z_1 + Z_\Delta^{(n)}} \tag{5.4.23}$$

式中：(n)——表示短路种类；

$Z_\Delta^{(n)}$——不同种类短路时，所引入的阻抗。

当不计电阻时，

$$\dot{I}_{a1}^{(n)} = \frac{\dot{E}_a}{X_1 + X_\Delta^{(n)}} \tag{5.4.24}$$

此外，故障相电流的绝对值可表示为

$$I_K^{(n)} = m^{(n)} I_{a1}^{(n)} \tag{5.4.25}$$

式中：$m^{(n)}$——不同种类短路时，所引入的系数；

$I_{a1}^{(n)}$——不同种类短路时，a 相正序电流绝对值。

表 5.4.4 列出各种短路情况下的 $X_\Delta^{(n)}$ 和 $m^{(n)}$ 的数值。

表 5.4.4　三相系统各种短路情况的引入参数和系数

短路种类(n)	$X_\Delta^{(n)}$	$m^{(n)}$
三相短路(3)	0	1
二相短路(2)	X_2	$\sqrt{3}$
单相短路(1)	X_2+X_0	3
二相短路接地(1.1)	$\frac{X_2X_0}{X_2+X_0}$	$\sqrt{3}\cdot\sqrt{1-\frac{X_2X_0}{X_2+X_0}}$

4）三相供电电网中的正序电抗、逆序电抗和零序电抗。

三相供电系统处于不对称运行或不对称短路故障时，可运用对称分量法将系统分解成正序、逆序和零序三个对称系统。各对称系统中的电压、电流变量与各对称系统参数的关系，均可按电路理论所列出的电路方程或相应的电路网络确定。正序系统有其对应的方程与网络，称为正序电路方程与正序网络。同样，逆序和零序系统也有对应的方程和网络。不同序类(即正、逆、零序)对称系统网络电路中的电压、电流关系由该网络电路的阻抗决定，该阻抗是包括网络电路中所有环节与元器件阻抗的等效参数，即包括发电机内阻抗、输电线路导线阻抗、有负载时的负载阻抗等在内的等效阻抗，并称为该序类的阻抗。正序系统的等效阻抗称为正序阻抗，负序系统的为负序阻抗，零序系统的为零序阻抗。这些阻抗中的电抗分量就分别称为正序电抗、逆序电抗和零序电抗，一般分别表示为 X_1，X_2 和 X_0 或 $X_{1\Sigma}$，$X_{2\Sigma}$ 或 $X_{0\Sigma}$。

发电机的逆序阻抗和零序阻抗也是发电机的参数，一般由产品手册查出，或者由电机制造

厂给出。

输电网导线的阻抗，在三相对称情况下，是正序阻抗。如不对称，除正序阻抗外，还必须考虑电网的逆序和零序阻抗。逆序阻抗在数值上与正序阻抗相同；而零序阻抗的数值与导线编排形式、敷设安装方式、距离机身蒙皮远近等有关。其中，零序电抗的数值一般为正序电抗的2～3倍。

(4) 几种典型电路的简化

电网电路计算通常用单线图来表示所运算的电网电路(见图5.4.19)，单线圈表示了包括发电机电源和全部元件(变压器、接触器、导线等)相互间的连接关系以及到短路点的连接，又称为运算网路图。

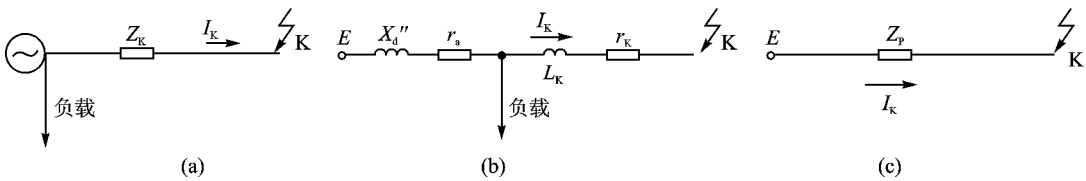


图 5.4.19 各种单线图

复杂的电网电路需简化，以方便计算。如图5.4.19中的(c)是(b)的简化电路，

图中阻抗 $Z_p=\sqrt{(X_d''+X_K)^2+(r_b+r_k)^2}$

运算网路图中各元件的参数，可查产品手册，获得其额定参数，有时可由实验取得数据；输电线路阻抗(根据导线敷设排列方式等因素)可查专门设计手册。

在单线图表示的运算网路中，须注明各元件的计算参数。运算网路画出后，短路电流的计算与通常的电路计算完全相同。

在一般情况下，运算网路常常简化到只有一个等效元件，它的一端为电源电势，另一端就是短路点。等效元件的阻抗(或电抗)称为等效阻抗，或称计算阻抗(或电抗)，电源电势也是等效电势。下面对几种典型网路进行简化。

1) 辐射电网

图5.4.20(a)是两台发电机具有公共汇流条4，且在公共汇流条处发生短路的电网电路。

图5.4.20(b)是其计算网路，呈辐射状。

① 设两发电机距短路点等距，发电机参数也相同，即

$$E_a = E_1 = E_2$$

$$X''_{d1} = X''_{d2} = X''_d$$

$$X_1 = X_2 = X$$

用等效发电机原理得到等效电图，见图5.4.20(c)，则推得等效电抗

$$X_a = \frac{(X''_{d1}+X_1)(X''_{d2}+X_2)}{X''_{d1}+X''_{d2}+X_1+X_2} = \frac{(X''_d+X)^2}{2(X''_d+X)} = \frac{X''_d+X}{2}$$

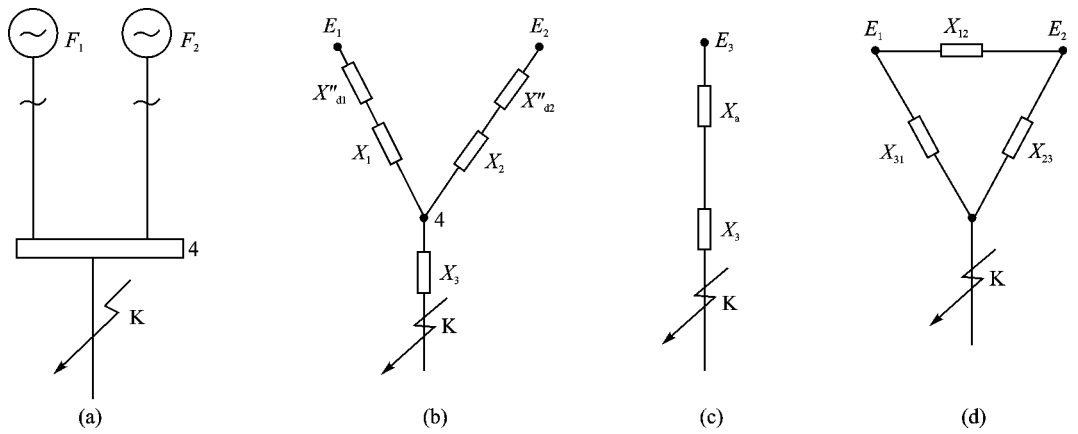


图 5.4.20 辐射电网的简化

于是得运算电抗 X_P 为

$$X_P = X_a + X_3$$

② 设两发电机距短路点等远，但电机参数不同，$X_1 \neq X_2$，$X''_{a1} \neq X''_{a2}$。此时，可将图 5.4.20(b)**的星型电路变换为图** 5.4.20(d)**所示的等效三角形线路，对应的等效阻抗分别为：**

$$X_{31} = (X''_{d1} + X_1) + X_3 + \frac{(X''_{d1} + X_1)X_3}{X''_{d2} + X_2}$$

$$X_{23} = (X''_{d2} + X_2) + X_3 + \frac{(X''_{d2} + X_2)X_3}{X''_{d1} + X_1}$$

$$X_{12} = (X''_{d1} + X_1) + (X''_{d2} + X_2) + \frac{(X''_{d1} + X_1)(X''_{d2} + X_2)}{X_3}$$

设 $E_1 = E_2$，则 X_{12} 上无电流，故 X_{12} 不参与计算。此时，相对于短路点 K，每台发电机的电路独立，由运算电抗 X_{31} 和 X_{23} 分别求出 I_{K1} 和 I_{K2}，然后相加，即可求得总短路电流 I_K。

$$I_K = I_{K1} + I_{K2}$$

2) **环形电网**

图 5.4.21 **为环行电网，可用△－Y 方法简化，将其转换成辐射电网，再由** 1)**所展示的方法进行电网计算。**

由电路理论，可得△－Y 变换前后的参数关系，即

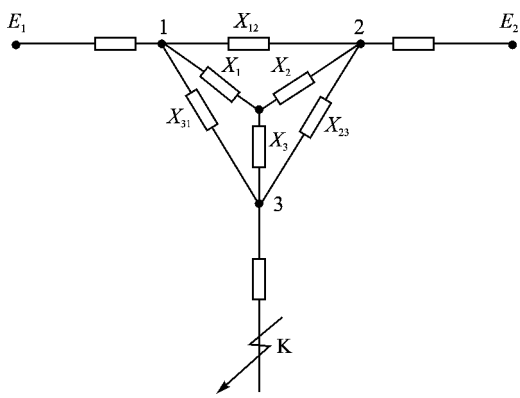


图 5.4.21 环形电网的简化

$$X_1 = \frac{X_{31}X_{12}}{X_{12}+X_{23}+X_{31}}$$

$$X_2 = \frac{X_{12}X_{23}}{X_{12}+X_{23}+X_{31}}$$

$$X_3 = \frac{X_{23}X_{31}}{X_{12}+X_{23}+X_{31}}$$

5.5 先进飞机电气系统综合控制管理技术

5.5.1 电气系统综合控制

计算机技术的发展产生了系统的综合控制与管理。在飞机电气系统中,随着电力电子和微电子技术的发展,固态器件取代了传统的机电式、触点式继电器和接触器,这种固态器件可以用计算机进行控制。固态配电方式取消了众多的离散信号控制线,由计算机通过多路传输数据总线传递控制信号和状态信息,固态功率控制器(SSPC)对用电设备进行控制和保护,由座舱内的综合显示装置显示系统状态。固态配电方式的配电系统可采用分布式汇流条配电方案,飞机座舱中无须设置中心配电装置,用电设备就近与配电汇流条相连。这种配电方式,由计算机全部或部分替代飞行人员的操作,进行负载自动控制和管理,减轻了飞行人员的负担。对于飞机电气系统,综合控制与管理技术既可用于高压直流电源系统,也可用于其他类型的飞机电源系统,即既能用于固态配电系统,控制电气负载管理中心(ELMC)中的固态功率控制器(SSPC);也可用于常规配电系统,检测普通的继电器与接触器。

固态配电技术是飞机电气系统实现综合化控制的基础。这种配电方式具有电网质量小、工作可靠、高度自动化等一系列优点,现正为各国所重视。国外从 20 世纪 60 年代就开始研究固态配电技术。它是以计算机为中心,通过多路数据总线和固态或混合式功率控制器构成的新型配电系统,现称为飞机电气综合控制系统。

飞机电气综合控制系统有以下特点:

① 电网质量小,配电汇流条设置在用电设备附近,电源至用电设备间的馈电线可取尽量短的路径,并显著地减少了控制线;

② 具有容错供电的能力,即供电系统出现故障后仍能向用电设备供电;

③ 实现了负载自动管理,自动协调电源所能供给的功率和用电设备所需的功率,有效地提高了电源利用率,有秩序地加载与卸载,避免了多个大容量负载同时突加或突卸,改善了供电品质,减轻了飞行人员的负担,避免了误操作引起的事故,缩短了负载监控时间;

④ 固态功率控制器具有接通断开负载、实现电路故障保护和提供开关状态信息的功能,保护作用通过直接检测电流来实现,而不是采用热保护方式,改善了保护选择性;

⑤ 计算机资源共享，一旦其中一台计算机失效，其工作可由别的计算机分担，保证系统连续运行；

⑥ 具有自检测功能，实现地面维护自检和飞行中周期性自检，提高了维修性和飞机出勤率。

5.5.2 数据通信基本原理

以美国军用飞机应用的 1553B 数据总线组网为例，讨论有关数据通信的一些基本问题，涉及数据传输系统、通信方式、多路复用及同步、基带传输码型选择等一系列基本概念，并介绍 1553B 作为实时控制通信网的特点和 1553B 协议及其使用。

1. 数据通信系统的结构

计算机和终端设备产生、收集或处理的信息均属离散数字序列，称为数据信息，需在信道上传输。由计算机与相关设备组成能实现数据传输功能的系统，称为数据通信系统。

(1) 数据通信系统

数据通信系统的一般结构如图 5.5.1 所示。

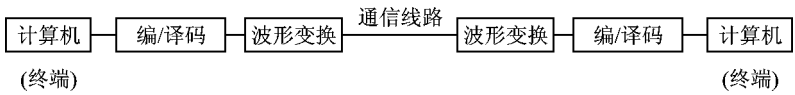


图 5.5.1 数据通信系统的一般结构

一般计算机及其外围设备所产生和交换的信息都是二进制代码数据。数据加到发送端编码器，经过编码，转换为标准二进制代码数据，再传至信号变换器。代码数据多数为若干伏的直流脉冲信号，在信号交换器中经脉冲整形后，转换成适合于信道传输的信号。在航空电气综合控制系统中，传输信道采用交流模拟信号。在接收端，信息传输顺序相反，交流模拟信号，送至接收端之后，经信号交换器解调，恢复为原始二进制数字信号，然后经译码器输出数据。

收、发两端的数据信息进行转换时，需要时钟信号。当信道不需要专用传输线来携带时钟时，时钟在接收端从接收信息中离析而获得，此种通信方式称之为异步通信。而当时钟信号需要专用传输线来携带时的数据通信，称为同步通信。

(2) 数据通信系统的基本组成及通信方式

图 5.5.2 表示了数据通信系统的基本组成。

由图可见，数据通信系统是由中央处理机和远程智能终端两部分构成。其中，远程智能终端主要完成数据转换，而中央处理机则要实现数据传输控制、收集和处理。航空电气综合控制系统中，以总线为组网工具，其通信系统设计为一体化可维护结构，如图 5.5.3 所示。系统中各基本结构环节(智能结点)的硬件配置完全相同。其中一个节点工作于“主”方式，作为整个系统的控制器，是系统的中央计算机，实现启动、消信和完成命令等功能；其余节点工作于“远”方式，作远程终端。

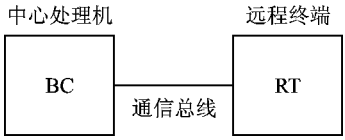


图 5.5.2　数据通信系统的基本组成

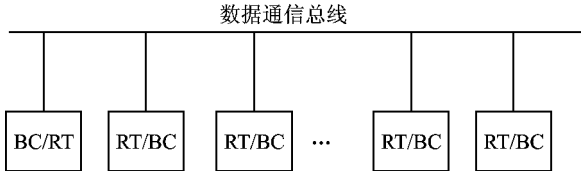


图 5.5.3　自主式的数据总线数传通信系统

以总线组网的通信系统，其主控端与远程终端（从属端）之间的通信一般采用轮询/选择方式，称为指令响应型通信。即仅当主控端发出指令要求，从属端才接收或发出数据，且当主控端作好接收信息准备后，按轮询表依次查询从属端有无信息需要发送。若有信息需要发送，则为该从属端建立数据链路连接；若无信息发送，则顺序询问下一个从属端，这就是轮询。而当控制器需要向从属端发送信息时，则按轮询表依次询问各从属端是否作好了接收信息的准备，并向各从属端发送信息。这就是选择。轮询/选择通信方式可解决各从属端间竞争数据总线的问题。

也有按信息传送方向来划分通信方式，则有单工、全双工、半双工三种。民航机采用 ARINC429 总线数传系统，是单工通信方式的实例。所谓单工，是指信息始终沿一个方向传送，而不进行反向传送，如图 5.5.4 所示。

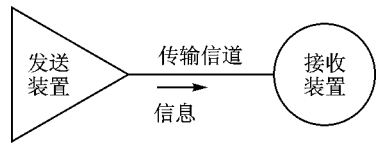


图 5.5.4　单工通信

法国军用飞机采用 GINA 总线数传系统，是全双工通信的典型例子。所谓全双工通信，即指能同时双向通信，一般由两个信道（即两条总线）来完成，如图 5.5.5 所示。半双工通信是信息可在两个方向不同时传输，如图 5.5.6 所示，仅需一个信道，发送与接收信息轮流使用。美国军用飞机采用 1553B 总线传输系统，是半双工通信方式的实例。

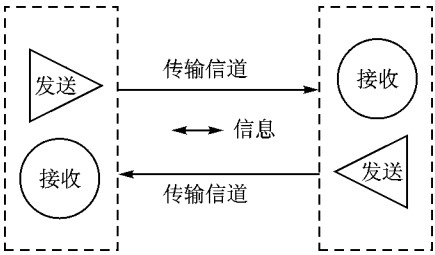


图 5.5.5　全双工通信

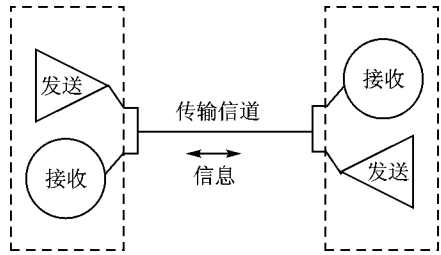


图 5.5.6　半双工通信

2. 数据传输原理

计算机连接通信线路进行数据传输时，将产生信息代码、同步、校验以及提高通信线路利用率和基带传输等问题。

(1) 多路复用及同步

为提高通信线路的利用率，一个信道上传输多路信号，称为多路复用。现有时分制(TDM)、频分制(FDM)和序列分割(SDM)三种多路复用技术。计算机网络一般都采用 TDM 体制，将来自几个不同信号源的信息在时间上错开采样和传输，并形成一个组合脉冲系列，按采样顺序予以传输。

TDM 方式要实现收、发两端各路信号的准确传输，存在收、发两端的同步问题，即数据通信中的同步概念。TDM 方式是靠信号传输顺序按采样顺序来保证信号收、发两端的同步。

同步通信方式要求计算机之间传送信息代码时，每一个比特(位)都要在收发两端保持同步。因此，除信号线之外，还需时钟传输线以携带位同步信息。为标明数据流的起点，要有一个特定的帧信号，用特殊数码表示同步字符。同步传输方式数值信息的码位结构如图 5.5.7(a) 所示。异步通信方式，每个信息在传输中使用独立时钟源，在接收终端完成译码时，由该信息离析出时钟信息，码位结构如图 5.5.7(b)所示。传输字符(字)的同步由起止特征信号实现。具体操作是在传输数据信息之前，设置起始位，预告数据的信息代码即将开始，在数据代码和校验位(一般总共为 8 bit)结束后，设置 1～2 bit 的终止位，表示该数据结束。接收端一旦收到终止位，就将定时机构复位，准备接收下一个字符代码。

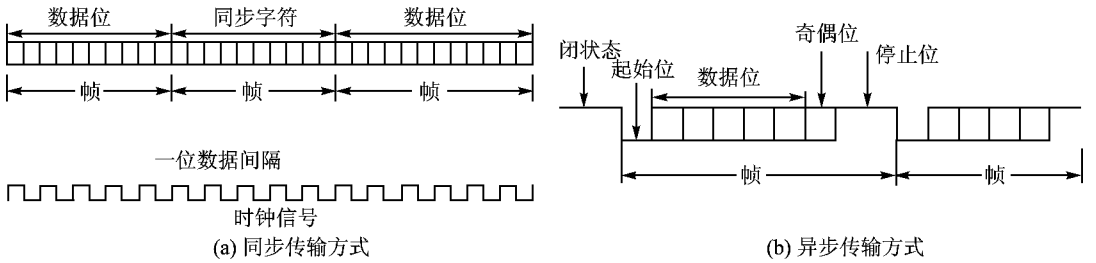


图 5.5.7 数据传输码位结构

(2) 基带传输及其码型选择

基带是指基本频带，是数据通信系统中终端设备的原始电信号所固有的频带。这些原始电信号称为基带信号，在终端设备由数字信息转换而成。信道直接传送基带信号，即称基带传输。基带传输首先要解决数字信息与各种编码电信号波形(即码型)之间的关系问题，以及这些波形(码型)在传输时与信道参数的关系问题。航空电气综合控制系统中，计算机局域网的信息交换都采用基带传输形式。

数据函数 $s(t)$ 在通信信道上将随机出现，接收端须对其每一数据位要作出 1，0 的辨别，即必须在每一个时钟瞬间 t_i 对 $s(t)$ 的数值进行判定，这与数据信号波形即编码形式(码型)有关。同一个数据信息，可以转换成不同的信息波形，形成独特的脉冲序列图样，转换的依据涉及信号波形码型的选择。为此，数据传输势必存在码型选择问题。

图 5.5.8 表示了数据信息变换成信号脉冲波形的三种类型。

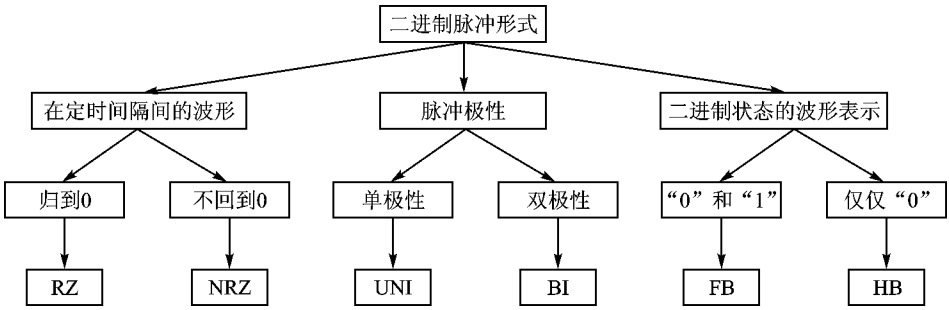


图 5.5.8　二进制脉冲形状的特性分类

1）脉冲波形定时间隔类，有二种码型

① 归零码(RZ)指在每个数据位传输之后，存在一个回到零电平的波形；

② 非归零码(NRZ)是指脉冲波在相应连续的两个数字之间没有电平变化，仅在时钟定时处，才出现电平改变，而发生 1，0 状态变化。

2）脉冲极性类，有二种码型，即：

① 单极性码(UNI)，脉冲仅以单方向形式出现；

② 双极性码(BI)，脉冲相对于中心电平有两个(正、负)方向的脉冲波形。

3）二进制状态类，也有二种码型，即：

① 全二进制码(FB)，脉冲序列表征了数据位 1 和 0 的二进制状态；

② 半二进制码(HB)，脉冲序列仅表征数据位 1 的二进制状态，如没有脉冲，则表征为 0。

因存在背景噪声，航空电气综合控制系统基带传输的码型选择优劣要从以下几个方面来评定，即码型本身有无固有检错能力；码型产生所需硬件电路的复杂程度；码型所要求的传输介质带宽；是否能与变压器耦合方式相协调；接收端能否从码型中直接析离出位同步信息；位同步电路的复杂程度等。

通过码型性能对比分析，脉冲极性类中的双极性码能适合于航空电气综合控制系统的基带传输，此即为 1553B 总线数据通信系统采用双极性码的基本原因。

双相码(曼彻斯特Ⅱ型码)是一种双极性码，每个码位中点处存在一个跳变。1 信号为由 1 到 0 的负跳沿，而 0 信号是由 0 到 1 的的正跳沿，此种码型如图 5.5.9 所示。双相码本身包含了位定时信息，数据通信可采用同步方式。同时，它又能与变压器耦合方式相协调，可很好适用于航空电气综合控制系统的基带传输。但双相码复杂度高，适用于短距离直接耦合的局部总线系统。双相码最适合于在变压器耦合形式，长度为 152 m 左右的场合，因此成为航空电气综合控制技术中最主要的码形。

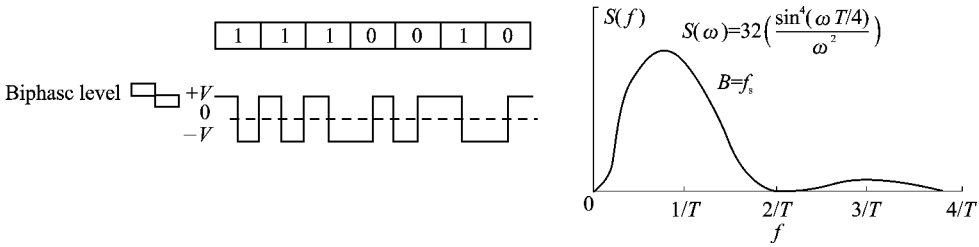


图 5.5.9 双相码特性

5.5.3 1553B 总线通信协议

为保证数据通信系统能有效、可靠、迅速地进行数据传输，在系统的发送和接收端之间必须有一系列约定，即数据传输控制规程或称通信协议。通信协议用以保证：

① 双方有共同语言；

② 双方有一致的操作步骤；

③ 有检查错误以及出现异常情况时的应付办法。

计算机数据通信系统可有各种不同的用途，不同用途的通信系统其通信协议差别很大。按通信系统传输信息的基本单位来划分，可有三类通信协议，即面向字符的传输控制规程、面向比特的传输控制规程、面向消息的传输控制规程。其中，前二类没有实时性要求和系统的故障诊断与管理功能。航空电气综合控制系统要求实时性和高可靠，需采取第三类——面向消息的控制规程。1553B 通信协议，是第三类控制规程的典型实例。

1. “面向消息”通信协议的基本特点

① 强调整个系统的实时性，即传输一个固定不变的消息所需时间要短，1553B 中规定了码速率为 1 Mbit/sec；

② 总线效率高，为此强制性规定了指令响应时间、消息间隔时间和每次消息传输的最大和最小数据块长度等涉及总线效率的指标；

③ 采用合理差错控制，即反馈重传纠错(ARQ)，兼顾了实时性，又保证了数据传输的完整性；

④ 支持航空电子系统中的同步/异步通信特性；

⑤ 具有应用方式指令(系统管理工作命令)，实现故障调查和容错管理的功能。

2. 1553B 通信协议简介

1553B 通信协议规定每次传输一个消息的完整过程应包括指令字和数据字(或指令字和状态字)两个部分。每种字的一个字长为 20 位，其中有效信息位 16 位，前三位是同步字头，最后一位是奇偶位。(发送端对 16 位有效位进行补奇，而在接收端进行奇校)。有效信息(16 位)及奇偶位在总线上是以曼彻斯特码传输的，码速率 1 MHz/sec，即每位传输时间为 1 ns。

同步字头或先正后负(指令字,状态字)或先负后正(数据字)。正/负电平各占 1.5 ns,共 3 位。

(1) 字格式及其各位场含义

① 指令字。其格式如图 5.5.10 所示。指令字只能由现行激活的总线控制器发送,其内容规定了该次传输消息的具体要求,如指令字格式所示。

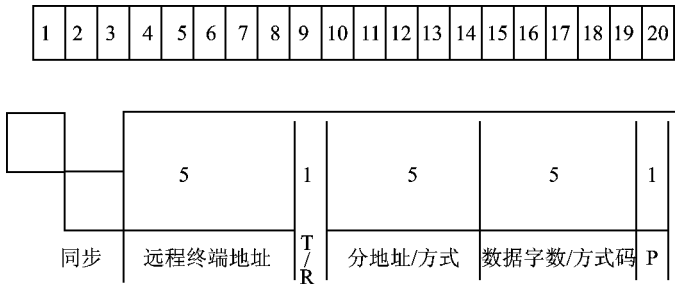


图 5.5.10 指令字格式

② 数据字。既可以由总线控制器传输到某终端,也可以从终端输至总线控制器,或者从某终端输往另一终端,由指令字和相应的消息格式决定。其格式由图 5.5.11 表示。

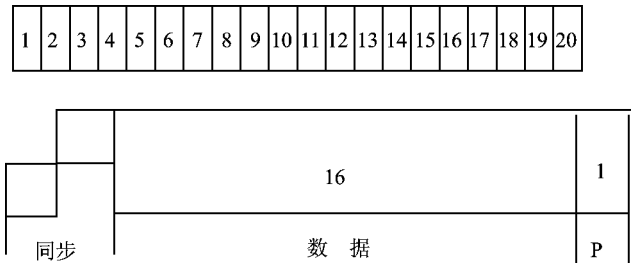


图 5.5.11 数据字格式

数据字也以占有三位的同步字头开始。与指令字不同,同步字头为先负后正(−1.5 bit,+1.5 bit);之后是 16 位数据位,以最高位在前,最低位在尾的顺序排列;最后一位是补奇位,将 16 位数据的信息补成共奇数为 1 的状态。

③ 状态字。仅由终端发出,用以验证总线控制器是否发出有效命令。前三位也是同步字头,特点与指令字相同。状态字总是终端为响应总线控制器的指令字要求而发出,并由总线控制器判别其状态。当系统由监视器来辨识终端状态时,需要同步字头以外的特征位来区别指令字和状态字。

状态字中各位含义由图 5.5.12 表示。图中:

① 终端地址位是响应指令字的终端地址。在正确的一次消息通信中,状态字的终端地址应与指令字中的终端地址一致,以表明这次通信正确无误。

图 5.5.12 状态字格式

② 总线信息错误位，信息错误位置成 1，则表明这次通信以前，终端所接收到的消息中有一个或多个字没有通过有效性测试，即上次通信信道上存在传输错误。1553B 通信协议每个字以有效同步字头开始，其余都为有效双相码（双极性曼彻斯特码），奇偶校验为奇校，且两个被传输的字之间消息连续，不存在任何“断裂”，又“指令有效”时，才认为传输中不存在错误。

③ 测试手段位，总线挂有总线监视器时用于区别指令字和状态字。有总线监视器，状态字此位置成 0，而指令字同一位置位置成 1，则指令字中分址位数减少到 15 个。

④ 服务请求位，用于终端请求异步服务，并通知总线控制器，且此位置成 1。

⑤ 广播指令接收位，当前面有效命令字是广播指令时（RT 地址为 31），则此位置成 1，因为广播信息格式要求终端禁止发回状态字。

⑥ 忙位，此位置 1 是向总线控制器表明该终端不能按照总线控制器的命令向分系统送数，或者从分系统取数。然而，在广播通信时总线控制器要确认终端是否已经接收到广播信息，必须另外发出方式指令加以查询，终端才能返回状态字，状态字中如果广播接收位置 1，忙位置 0，表明消息被有效收到。

⑦ 分系统特征位，此位置 1，表明存在嵌入子系统故障。如总线控制器进一步调查了解子系统的故障，则需要激活的总线控制器通过另外约定的正常信息通信来完成。由于方式指令只涉及终端本身的硬件，而不涉及分系统，因此调查子系统故障原因不能用方式指令。

⑧ 动态总线控制接收位，用于控制控制器权力转让。当一个现行激活的总线控制器向另一个潜在的总线控制器用“动态总线控制”方式指令转移控制权时，只有在潜在的总线控制器已经完成了由“从”到“主”的转化过程之后，才表示它已具有总线控制器的能力，并在响应的状态字中将此位置成 1。

⑨ 终端特征位，此位置 1 表明终端内部存在故障。总线控制器一旦获知存在终端故障时，可以向该终端发出一个启动自测试和自测试结果的方式指令，以调查了解终端故障的具体

情况。与这一位信息有关系的还有另外两个方式指令，即禁止终端故障特征的方式指令和废除禁止 T/F 特征方式指令。前者是为在系统中弱化某一终端故障对系统操作的影响，后者则与之相反。

状态字的有效信息共定义了 13 位，还有三位的使用未加定义。

(2) 1553B 通信的消息传输格式

在 1553B 中，共定义了 10 种可能的消息传输格式，如图 5.5.13 所示。

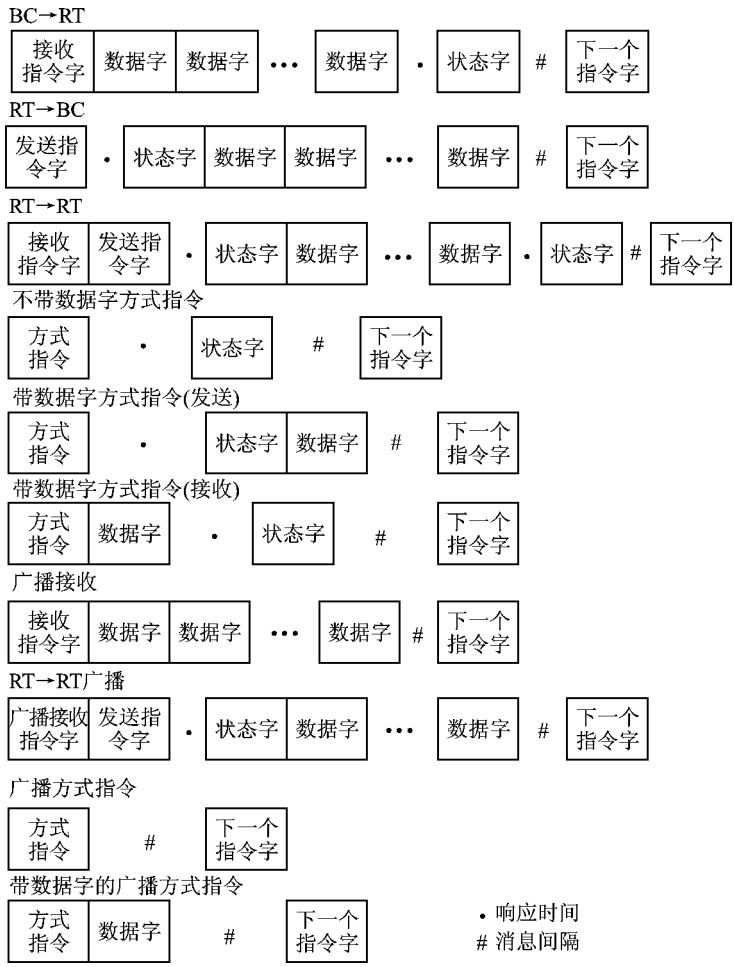


图 5.5.13　1553B 通信消息格式

消息格式中·表示响应时间，每·的规定范围为 4～12 ns；♯表示消息间隔时间，规定＞4 ns。

(3) 方式指令定义

由前述可知，当指令字中的分地址场为 0 或 31 时(即 00000，或 11111)，此指令不再是一

般的数据通信，而是方式指令，即对系统进行故障诊断或系统管理。此时，指令字中的数据字字数场即转化为表示方式指令的方式代码。1553B 通信协议中规定的方式指令代码定义如表 5.5.1 所示，各代码所对应方式指令的功能内涵已列于表 5.5.1 之中。

表 5.5.1 方式指令定义表

T/R 位	方式代码	功 能	带数据字否	允许广播指令
0	00000	动态总线控制	否	否
1	00001	同步	否	是
1	00010	发送状态字	否	否
1	00011	启动自测试	否	是
1	00100	发送器关闭	否	是
1	00101	取消发送器关闭	否	是
1	00110	禁止终端标志位	否	是
1	00111	取消禁止终端标志位	否	是
1	01000	复位远终端	否	是
1	01001	备用	否	TBD
	↓	↓	↓	↓
1	01111	备用	否	TBD
1	10000	发送矢量字	是	否
0	10001	同步	是	是
1	10010	发送上一个指令字	是	否
1	10011	发送自检测字	是	否
0	10100	选定的发送器关闭	是	是
0	10101	取消选定的发送器		
	↓	关闭	是	是
1 或 0	10110	备用	是	TBD
	↓	↓	↓	↓
1 或 0	11111	备用	是	TBD

注：TBD——待确定，T/R——发送/接收。

① 动态总线控制(00000)，用于当前激活的总线控制器把控制权出让到某个潜在的总线控制器。

② 同步(00001)，是不带数据字的同步指令，通常用于复位终端定时器。如大周期同步。

③ 发送状态字(00010)，常用于广播指令通信之后，以便主控端了解终端接收广播指令的情况。

④ 启动自测试(00011)，此指令用于启动用户终端内部自检测电路。在此指令作用下，终端有充分时间完成自测试，并将自测试结果记录到终端的自测试寄存器之中。此指令只与终

端的硬件有关，可用于系统的初始化阶段，也可用于系统发生故障之后的系统恢复过程。

⑤ 发送器关闭(00100)，用于双余度的总线结构，此指令使与余度总线相关的发送器终止其发送能力。

⑥ 除发送器关闭(00101)，此方式指令也用于双余度总线结构，该指令由激活的总线传输到终端时，使具有余度关系的发送器(先前已关闭的发送器)重新启动。

⑦ 禁止终端特征位(00110)，该指令用于使状态字中的终端特征位置位于一个强制的非故障状态("0"状态)，而不管终端的实际工作状态如何。这一方式指令的主要用途是在终端的故障已经被总线控制器了解到，而在进行系统重构的过程中，阻止故障引起的连续中断。

⑧ 取消禁止终端标志位(00111)，它取消了前一个方式指令(00110)的禁止功能，允许在状态字的响应中，反应出终端的现存故障情况。

⑨ 复位远程终端(01000)，它使被寻址的终端复位到加电初始化状态。在系统初始化或在错误恢复中都可用这一方式指令。

以上 9 种方式指令都不带数据字，还存在带有 1 个数据字的方式指令。

① 发送矢量字方式指令(10000)，它在总线控制器工作过程中使用，从状态字中获知存在有服务请求。

② 带数据字的同步方式指令(10001)，所带数据字往往表示一个时间特征的具体信息，如小周期信号，以便整个系统同步协调工作。

③ 发送上一指令方式指令(10010)，此一方式指令用于系统的故障处理和程序恢复，用此方式指令使终端返回一个状态字和一个数据字，而数据字内容实际上是此方式指令上一次收到的有效指令。此方式指令不改变接收终端的状态字状态，因此，在使用此命令时，状态字中的信息仍然有效地报告了数据和终端的错误，不会影响到错误的处理和恢复。

④ 发送自检测字方式指令(10011)，用于终端向总线控制器报告状态字和自测试结果。

⑤ 选定的发送器关闭方式指令(10100)，此指令用于多余度(冗余度$>$2)总线结构，使被选定的发送器停止在总线上发送，被选择的发送器号由跟随在指令字后的数据字表示。

⑥ 取消选定的发送器关闭方式指令(10101)，它与前一个方式指令的作用相反，也用于多余度总线结构，是用一个数据字来表示被取消的发送器号。

5.5.4 飞机电气综合控制系统结构

飞机电气综合控制系统由电源系统处理器(PSP)、负载管理中心(ELMC)、远程终端(RT)等组成。按照控制系统方式的不同，可分为集中式控制、分布式控制和集散式控制。

集中式控制是传统的飞机电气系统控制模式。其优点是系统质量轻，成本低，结构简单，便于信息的分析和综合，容易实现整个系统的最优控制。但存在三个主要问题：

① 需大量传感器信号线连接到中央控制器，所以系统的容错性差，可靠性差，可维护程度低；

② 由于单台计算机控制众多回路，一旦计算机发生故障，将导致整个系统全面瘫痪；

③ 系统性能较差。

分布式控制系统的结构如图 5.5.14 所示。其中，ELMC 是智能型的，负责其周围负载的控制和管理，系统数据总线用于在 ELMC/GCU（发电机控制器）之间传递状态和传感器信息。分布式控制系统具有以下优点：

① ELMC 具有局部故障预测能力，系统容错性好；

② 系统的硬件和软件采用开放式、标准化和模块化设计，系统易于扩充，同时也易于维修；

③ 系统结构采用容错设计，系统的可靠性高。

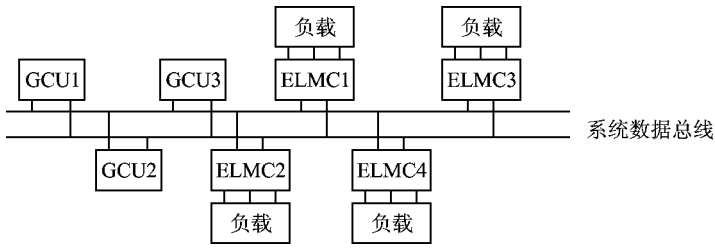


图 5.5.14 分布式控制系统结构图

但是，这种系统必须考虑通信协议和层次结构，以使系统协调工作。

集散式控制系统如图 5.5.15 所示，与分布式控制系统所不同的是增加了电源系统处理机（PSP）。系统中 ELMC 负责局域负载的管理和控制，并具有一定的自检测能力；PSP 则对整个系统进行全面的管理和控制。这种方式把分散和集中控制结合起来，各个工作单元既可以独立完成任务，工作单元之间又可通过数据总线传递各种信息而协调工作，以完成系统的总体功能和优化处理。系统具有通用性强，组态灵活，控制功能完善，数据处理方便，显示操作集中，安装简单规范，调试方便，运行安全可靠等特点。因此，选择集散式控制系统作为飞机电气综合控制系统的方案较为适宜。先进的电气数据总线采用 MIL—STD—1553B 总线。

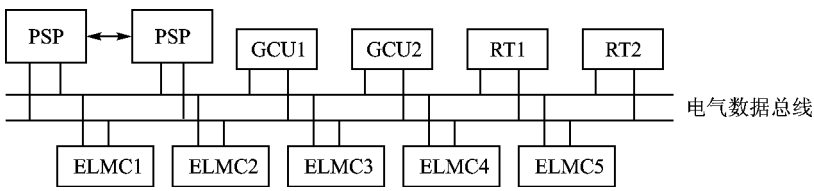


图 5.5.15 集散式控制系统

5.5.5 飞机电气综合控制系统硬件

1. 固态功率控制器(SSPC)

固态功率控制器(Solid State Power Controller,简称 SSPC)是由半导体器件构成的智能开关装置,用于接通断开电路,实现电路保护和接受前级计算机的控制信号并报告其状态信息。功能与传统的机械式热自动开关、熔体与继电器串联的组合器件及其他控制保护器相似,而性能则大大优于传统的装置,能快速接通和断开电路,不产生电弧,高空性能好,特别适合于航空应用;内部没有活动部件,无机械磨损,故障率低,可靠性高;过载时按反延时特性"跳闸",保护电气负载设备和线路;有智能芯片的 SSPC,反延时可以采用软件编程来实现;设有电气隔离措施,抗干扰能力强。SSPC 是 270 V 直流配电系统的主要器件,由 SSPC 构成的自动配电系统称为固态配电系统。SSPC 的应用,为自动配电技术和高压直流电气系统的发展创造了条件。

早在 20 世纪 70 年代,国外就开始研究 SSPC,但多年后仍未得到实际应用。其主要原因是晶体管的通态压降大,达 0.4～0.5 V,通态损耗远大于触点开关。近几年来,功率 MOS 器件有突破性进展,低压 MOS 器件的通态电阻仅 mΩ 级,CoolMOS 的发展又大幅度降低了高压 MOS 器件的通态电阻,为 SSPC 的发展创造了条件。如今,半导体封装也实现了功率器件、驱动电路、控制芯片与无源器件集成组装于陶瓷基板上,整体封装于金属盒中。陶瓷基板既有高的绝缘性能和机械强度,又有好的导热性能,从而为提高功率密度创造了条件。目前市场上的 SSPC 均为单开关结构,最近多开关的 SSPC 组已经处于研发之中,SSPC 组共享大规模控制芯片,可进一步提高功率密度和扩展功能。现在国外对 SSPC 进行研究的公司有美国的 DDC(Data Device Cooporation)和立奇(LEACH)等。国内对 SSPC 的研究尚处于起步阶段。

SSPC 的结构框图如图 5.5.16 所示。

如前所述,SSPC 不仅能通断电路,而且能迅速断开发生故障的负载电路部分,以实现电源的不中断供电。电路是否发生故障可由取样电阻电压判定。取样电阻阻值的选取一般以流过额定电流产生毫伏级电压来确定,并由过流短路保护电路来控制功率管通断。电路发生故障过载时,SSPC 按反延时特性"跳闸",过载电流与延时时间呈指数关系。断开时间可以从几秒到几百微秒。当负载电路发生大电流短路时,SSPC 可在几十微秒之内"跳闸"。图 5.5.16 中外接调节电路是指可以通过改变外接电阻的阻值,对 SSPC 进行可编程控制,调节其"跳闸"时间。较复杂 SSPC 还带有"热记忆"功能,即根据历史上电路中电流的大小来调整过载"跳闸"时间。SSPC 内部控制器件可用普通电子元器件。目前,随着电子技术的飞速发展,内部控制器件也可采用可编程逻辑和模拟器件来实现。

2. 电源系统处理机(PSP)

(1) PSP 的功能

PSP 用于对整个电源系统进行控制。在正常状态,它从电气综合控制系统的其他终端接

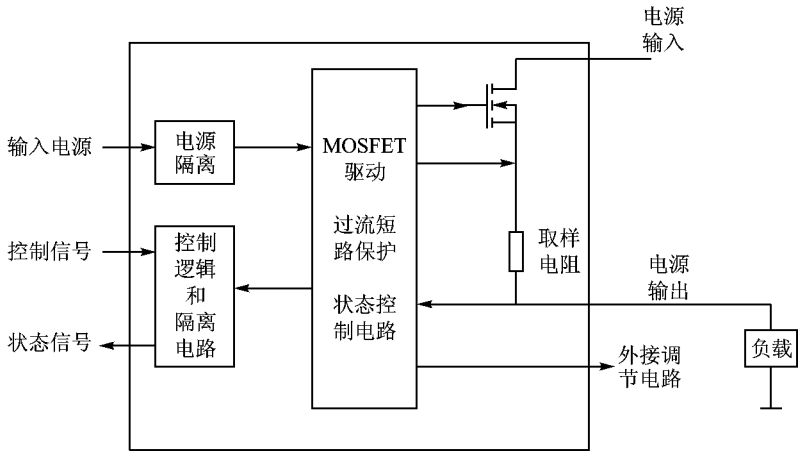


图 5.5.16 SSPC 的结构框图

收状态数据，从航空电子系统接收请求命令。根据这些信息，PSP 计算出负载管理优先级、电源系统和配电系统的结构布局、并解算出电源请求方程，然后向负载管理中心（ELMC）、远程终端（RT）发送合理的控制命令，实现系统的正常操作。PSP 实现的具体功能如下：

1）接收状态数据

为了能够对电源系统和配电系统进行控制监测，PSP 必须接收供电系统和电气终端的数据，这些数据包括 GCU、ELMC 和 RT 发送的数据。

2）建立负载管理优先级

根据发电机的布局和状态、交流和直流馈电线的状态、电力系统的电流分布以及航空电子系统发送的任务和飞行阶段的请求，PSP 应用软件计算出正确的负载管理优先级。

3）解电源请求方程

当飞机内的负载需要接通电源时，航空电子系统就会向电气综合控制系统发出一个电源请求。这个请求被电源系统处理机接收后，就向 ELMC 发送 SSPC 接通请求。

4）控制系统的启动和关闭

为了防止损伤电气设备，保证系统有序的启动，PSP 负责综合控制系统的初始化。同时，PSP 还对系统软、硬件进行自检。同样，为了保护电气设备，PSP 还控制系统的关闭，向各终端发送关闭信息。

5）控制系统电气数据总线

PSP 是电气综合控制系统的总线控制器，对总线资源进行控制和管理。

6）与航空电子系统相连

PSP 既是电气综合控制系统的总线控制器，又是航空电子系统的远程终端。它通过串型总线和航空电子数据总线相连，从航空电子系统接收控制、请求命令，并向航空电子系统发送

状态信息和显示信息。

7）进行系统自检测和故障诊断

为了提高系统的可靠性和容错性，PSP 具有自检测功能，能对自身的软件和硬件进行自检测。为了减少维修时间，PSP 应用软件还具有故障诊断功能。

（2）PSP 的硬件

PSP 的硬件框图如图 5.5.17 所示，由电源、CPU、存储器、存储器管理单元、数字 I/O 接口、总线接口等组成。

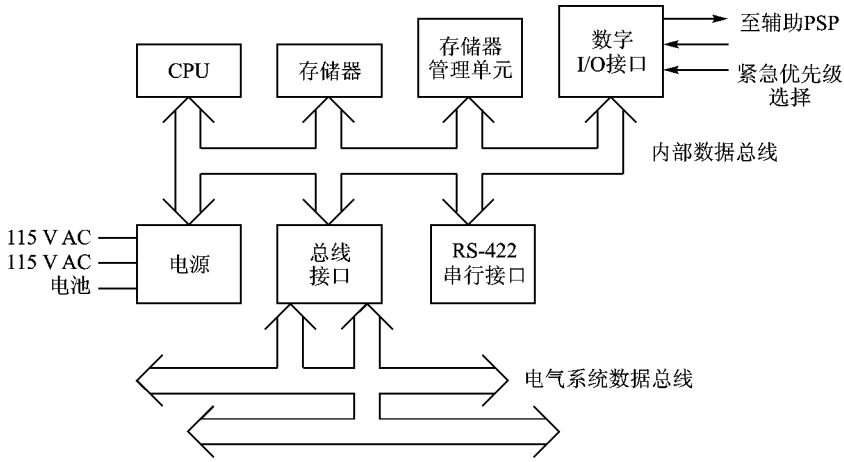


图 5.5.17　电源系统处理机

PSP 的电能供给考虑了余度，共设有三个电源，其中两个为 115 V 的三相交流，另一个是 24 V 蓄电池。PSP 可以从其中任何一个电源获取电能。

数字 I/O 接口为主 PSP 和辅助 PSP 间的通信提供了通路。两个 PSP 间有一对运行/等待连线（图中未画出），它确保只有一个 PSP 作为总线控制器，另一个则作为远程终端。

航空电子系统和航空电气综合控制系统间通过 1553B 接口通信。

PSP 通过总线接口单元和航空电气系统数据总线相连，对总线上的数据进行编码、解码操作，并对字进行识别，验证码的有效性。由于 PSP 是电气综合控制系统的总线控制器，所以总线接口单元还具有总线控制功能。

3. 电气负载管理中心（ELMC）

（1）ELMC 的功能

电气负载管理中心（ELMC）是具有局部处理能力的智能终端。它从关键飞行用电设备汇流条获得电力，对周围的负载进行控制和管理。其主要功能有：

① 控制 SSPC、ELMC 的智能终端从 PSP 接收电源请求命令，并向 SSPC 发送通断命令，实现对负载的管理；

② 控制继电器，根据用电设备汇流条电压控制继电器的切换动作，保证供电质量；

③ 向 PSP 传送状态信息，ELMC 的智能终端监测自身以及 SSPC 状态，并把结果发送给 PSP；

④ 接收数据总线上的数据，为数据总线远程终端，其总线接口单元对总线数据进行监测，如数据正确，则向总线控制器返回表示数据正确的响应字。

(2) ELMC 的硬件

ELMC 的硬件框图如图 5.5.18 所示，由 CPU、存储器、总线接口单元、数字 I/O 接口、A/D 转换器、电源配电装置、SSPC 接口及若干 SSPC 组成。A/D 转换器对 ELMC 内部汇流条的电压进行采样，并把采样数据送至 CPU 处理。CPU 通过数字 I/O 接口控制继电器，通过 SSPC 接口控制 SSPC 的接通与断开。

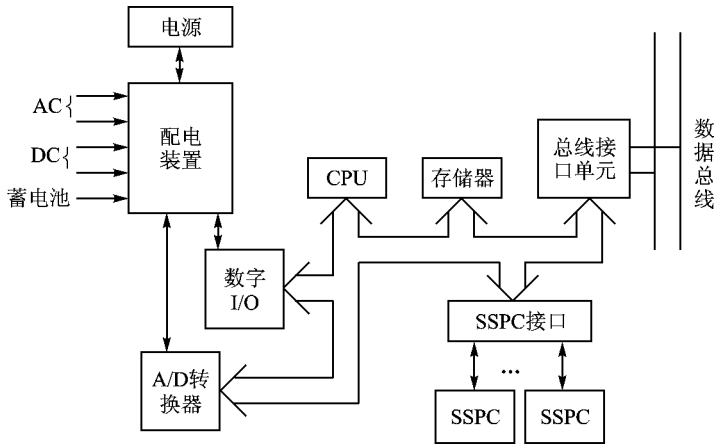


图 5.5.18 ELMC 硬件框图

SSPC 是 ELMC 的重要组成部分，ELMC 是由 SSPC 智能终端来具体实现负载的配电管理。根据实际需要，一个 ELMC 内可安装若干个 SSPC，直流负载连接直流 SSPC，交流负载连接交流 SSPC。

为了控制并监测 SSPC，SSPC 和 ELMC 之间传递的信息应有：

① 开/关控制信号，此信号用于控制 SSPC 的接通与断开，是 SSPC 的输入信号；

② 切除信号，此信号说明 SSPC 由于过载而被切除，是 SSPC 的输出信号；

③ 状态信号，此信号说明 SSPC 是处于接通状态，还是断开状态。是 SSPC 的输出信号。

4. 远程终端(RT)

(1) RT 的功能

飞机电气综合控制系统中的 RT 主要对主电源汇流条的电压进行监测，对外部电源进行控制；同时，还与 EMPC 相连，由其智能终端来控制 EMPC 接触器的动作，从而实现对大电流

负载的自动控制与管理。RT 的主要功能为：

① 监测主汇流条的电压，RT 中的 A/D 转换器分别对主交流汇流条、主直流汇流条、主蓄电池汇流条的电压进行采样，并把采样数据发送给 PSP，以便 PSP 对整个电气系统的布局进行规划；

② 监测蓄电池和变压整流器的电流，判断两者是否满足飞机负载的要求；

③ 控制 EMPC，EMPC 通过接口和远程终端相连，从远程终端接收控制信号，确定 EMPC 的接触器闭合或者断开；

④ 控制外部电源，电气综合控制系统可以根据实际情况设置若干个远程终端。其中，有 1 个远程终端专门负责控制外部电源，对外部电源质量进行监测，并对外部电源接触器(EPC)进行控制。

(2) RT 硬件

RT 的硬件如图 5.5.19 所示，由 CPU、存储器、总线接口单元、电源、A/D 转换器、EMPC 接口和 EMPC 组成。RT 的总线接口单元通过数据总线接收 PSP 发送的各种命令，并根据命令向 EMPC 发出打开/闭合的控制信号。A/D 转换器采集主交流、直流和蓄电池汇流条的电压，由总线接口单元把这些状态数据发送给 PSP。

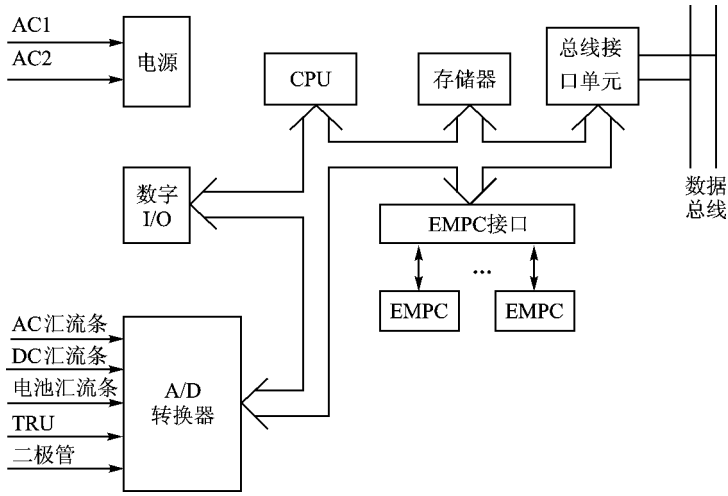


图 5.5.19　RT 的硬件框图

EMPC 是 RT 的重要组成部分，由机械式接触器、控制逻辑电路和电流感应元件组成。EMPC 与 RT 之间有三个信号，即控制信号、状态信号和切除信号。控制信号用于控制 EMPC，另两种信号用于自检测和故障保护。

5. 飞机电气系统数据总线

先进飞机电气系统都采用 MIL—STD—1553B 总线。所有总线传输都采取总线控制器到

终端或者终端到总线控制器方式。系统中两个 PSP 之一个作为总线控制器。系统不允许终端到终端的传输方式。

系统规定了总线数据流基本要求,即在 1553B 数据总线上,用于传输数据的时间分为大帧和小帧。大帧代表数据最低的重复速率,周期性事件在每个大帧内至少发生一次。大帧又分为 9 个小帧或小循环,每个小循环包括事件的固定顺序,保证电气系统能获得正确运行所需要的信息。

1553B 总线的数据传输存在同步和异步两种方式。同步方式最常用。数据传送中,需留出传输同步方式码的时间,方式码在每个小循环开始时,从总线控制器发送至每个远程终端,实现远程终端初始化,以便能正确地对小周期计数。异步方式由差错和异常操作例行程序组成。如果设备出现故障或在信息传输过程中出现错误,总线控制器就会自动重发该信息或中断 CPU 以激活其他类型的差错处理程序。

从系统容错角度出发,PSP 和数据总线作为关键任务部件都应设有三余度。

5.5.6 飞机电气综合控制系统软件

1. 飞机电气综合控制系统软件需求

按功能划分,配电自动化综合控制顶层软件可分为应用软件、支持软件和系统软件三部分。软件层次结构如图 5.5.20 所示。

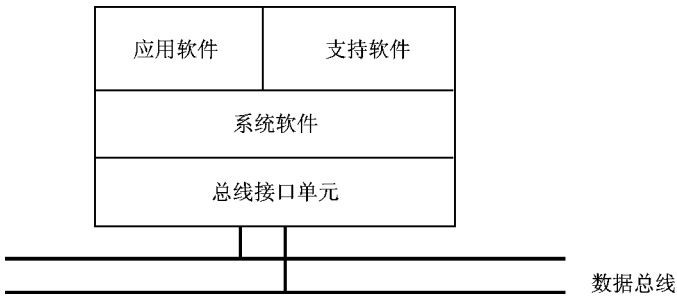


图 5.5.20 软件层次结构图

(1) 应用软件

应用软件直接面向用户,解决特定项目问题而编制的程序(包括数据)。它与用户所需的功能息息相关,不同用户需求,其应用软件也不同。飞机配电自动化控制系统应用软件总目标是实现电气负载的自动控制和管理。应用软件的主要功能应包括:系统布局初始化、控制指令处理、状态显示刷新、接受信息处理、发送信息处理、供电请求处理、负载自动管理、逻辑信号仿真和实时数据存盘。

应用软件受系统软件控制调度,系统软件为应用软件提供与硬件资源的接口。应用软件可以脱离系统硬件独立编程,系统硬件的修改也不会影响应用软件的使用。

(2) 支持软件

支持软件是开发与运行应用程序所需的辅助性软件,如开发软件、生成软件等。

(3) 系统软件

系统软件是应用程序正常运行所必须的环境。一般与应用对象无关,主要面向计算机硬件,如操作系统、数据库管理系统以及通信系统等。

2. 飞机电气综合控制系统软件容错原理

容错技术是处理不可预知软硬件故障的一种方法。随计算机应用领域的不断扩大及硬件价格的降低,计算机软件可靠性显得愈来愈重要。一旦软件出现故障,若不采取相应保护措施,产生的后果及造成的经济损失将无法估量。

容错的目的是确保一个或多个错误或故障不会导致机器或系统失效。错误可以定义为不正确的状态。而故障则可定义为机器或系统或算法出错。系统不按规定的方式运行,便会出现故障。软件故障多在设计和编码过程中出现。软件容错技术是用以提高软件程序规避机器或系统失效的能力。

3. 飞机电气综合控制系统软件

根据飞机配电系统结构,飞机电气综合控制系统软件主要包括 PSP 软件以及 ELMC 和 RT 软件。

(1) PSP 的软件可分为执行软件和应用软件,它们之间的关系如图 5.5.21 所示。PSP 的执行软件是硬件和 PSP 应用软件之间的接口。设计应用软件时,不必考虑硬件结构和操作;同样,硬件修改也不会影响应用软件的正常工作。PSP 执行软件的主要功能包括控制 PSP 应用软件,I/O 处理,控制数据总线。PSP 应用软件的主要功能是处理系统控制命令,对电气系统进行初始化,监测电气系统等。

(2) ELMC 的软件也分为执行软件和应用软件两部分。其中,执行软件为 ELMC 硬件和应用软件之间的接口,设计应用软件时不必考虑硬件的结构,硬件的修改也不会影响应用软件。ELMC 的执行软件和 PSP 的执行软件大致相同,仅不具备总线控制器功能。

(3) RT 的软件也分为执行软件和应用软件。RT 的执行软件与 ELMC 的执行软件基本相同。RT 的应用软件有以下功能:接收数据总线上的数据,控制 EMPC,监测主电源汇流条,发送 RT 状态数据,监测外部电源接触器(EPC)的状态。

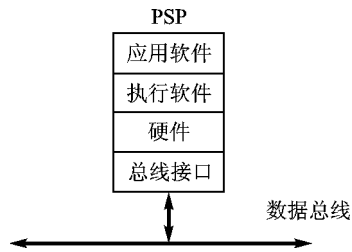


图 5.5.21 PSP 的软件结构

航空电气综合控制系统软件的数据流如图 5.5.22 所示。

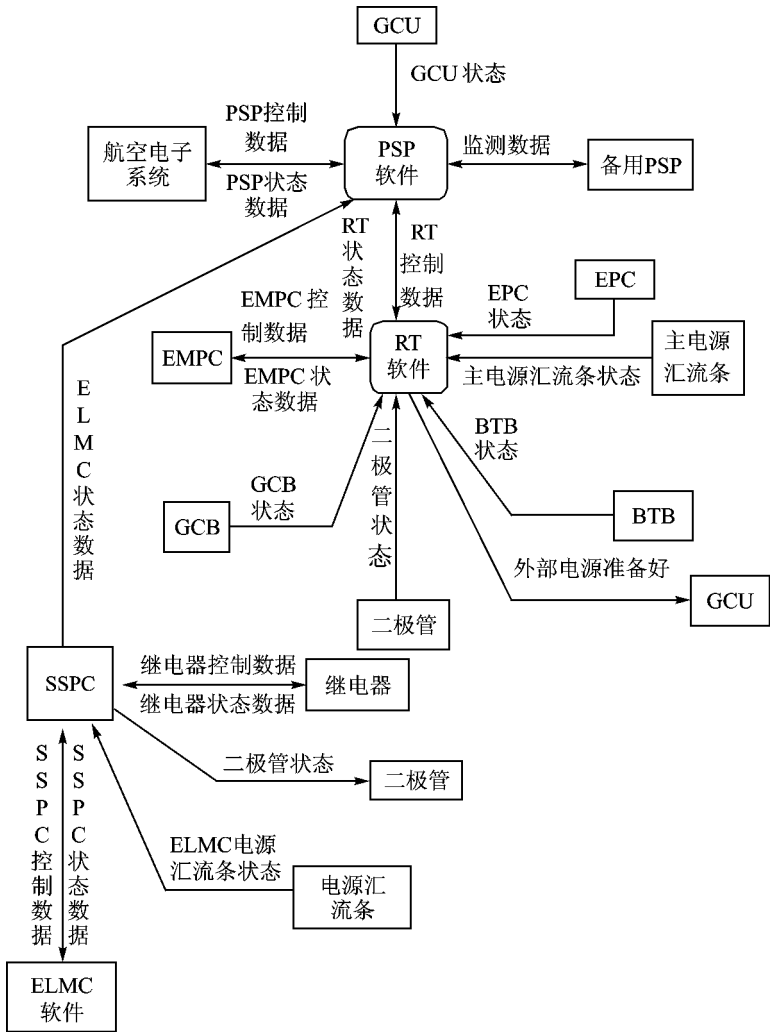


图 5.5.22 航空电气综合控制系统的软件数据流

复习思考题

5.1 试述飞机配电系统的线制、配电方式和供电网形式及其分类与特点。

5.2 试述飞机配电系统的控制类型及其特点与支撑技术。

5.3 试述飞机电网故障类型与原因及其保护装置的基本要求和实现保护装置选择性的措施与最大电流保护的意义。

5.4 试述飞机电网计算的任务与内容以及电压降与电压损失定义和计算方法。

5.5 试述飞机直流电网暂态短路电流与稳态短路电流的计算方法。

5.6 试述飞机交流电网短路电流的动态过程及其工程计算方法。

5.7 试述三相交流系统的相序网路图并推导单相负载和两相间短路时的相序网路。

5.8 试推导 Y 型网路等效成 △ 型网路和 △ 型网路等效成 Y 型网路的支路阻抗对应关系。

5.9 试述飞机电气综合控制系统的基本功能与特点。

5.10 试述数据通信系统的基本组成及其通信方式与基带传输和码型等相关技术。

5.11 何谓数据通信系统的通信协议及其意义、分类与特点。

5.12 试述飞机电气综合控制系统的结构组成及其各组成环节功能。

5.13 试述飞机电气综合控制系统的软件需求及其数据传递关系。

5.14 试述固态功率控制器结构与功能特点。

第 6 章　飞机供电系统特性及其技术要求

6.1　概　述

现代飞机上的机载用电设备越来越多，对飞机供电容量的需求也迅速增加，已有飞机的装机发电容量高达 1 200 kVA。飞机供电系统已成为飞机最为重要的二次能源系统之一，并有取代其他机载二次能源系统的发展趋势，是飞机的重要机载功能系统。飞机供电系统的性能与质量是保证飞机整体性能的重要因素。飞机供电系统除了功率容量指标要满足机载用电设备的需求外，还应在飞机的各种工作状态下，具有符合规定要求的供电特性，包括供电的稳态性能、瞬态性能、转换性能和系统的相容性。为此，供电系统特性要求不仅要对系统中的发电系统与配电系统提出严格规定，同时对用电设备也有相应的限制。

飞机供电系统特性是指飞机供电系统（包括电源系统和配电系统）供给机载用电设备输入端处的电能质量，包括电压、频率、波形、相位等电能物理量参数的指标要求。即在正常工作状态时，这些电能物理量参数的稳态、瞬态变化范围和持续时间，以及超出正常工作范围的非正常工作状态时，电能物理量参数的变化范围和持续时间。为保证供电系统的供电质量，飞机供电系统正常工作状态或非正常工作状态时，其电能物理量参数的变化范围和持续时间都要有适当的规定，即要确定其变化范围和持续时间的极限值。其目的是为保证飞机飞行任务的完成和飞机及其设备与飞行人员的安全。

飞机供电特性的规定，也就是飞机供电特性标准，是对飞机供电系统性能指标提出的具体要求，用于供电系统中的电源系统、配电系统与用电设备之间的协调，也是飞机供电系统和用电设备进行系统设计时的依据。飞机供电特性标准所规定的技术指标与系统中电源系统、配电系统和用电设备各自的规范规定（即分系统标准）都应协调配套，以充分保证供电系统中各子系统之间，及其与用电设备之间，能很好地协同工作。

在工程实际环境，任何供电系统的供电特性都会受诸多因素的影响，如突、加卸负载时，系统的供电电压就会有一个瞬时变化过程。此时，供电系统处于瞬态工作状态，一般由控制调节装置作用。经过一段时间后，系统运行达到稳定，此时稳定后的供电电压值，常常与发生变化前的稳定电压值不等。供电特性标准就规定了在各种情况下，允许供电特性参数，即供电系统中的电能物理量参数的变化极限范围和变化的极限持续时间。只要在任何情况下，供电系统的供电特性都能保持在此极限范围之内，则供电系统的供电质量称为合格；否则，供电质量就不符合要求，即不合格。而供电系统与用电设备之间的协调协同工作，是指用电设备在供电质

量合格的供电系统环境下能正常工作，即能适应当供电系统的供电特性处于质量允许极限时的供电环境，而不会出现工作异常。同时，用电设备在供电系统供电条件下的工作运行过程中，包括接入与脱离供电系统的过程，对供电系统供电特性的影响，也不应会使系统的供电特性超出质量规定所允许的极限值。否则，就称此用电设备不能与该供电系统协调协同工作，这种用电设备也就不允许接入该供电系统运行。这就是供电系统的供电特性要求对用电设备所提出的相应限制。

6.2 飞机供电系统特性参数

6.2.1 飞机供电系统特性参数定义

飞机供电系统的特性参数是指系统处于各种运行状态下，能表征系统在用电设备输入端瞬、稳态供电特性的物理量参数。例如交流供电系统处于稳态运行时，由于外界或其内部原因，使其在用电设备输入端上的电压幅值有周期性的或随机性的或两者兼有的变化，工程上称为电压调制。航空领域将其 1 s 内电压幅值变化的最大值和最小值之差，定义为电压调制幅度。电压调制幅度表征了交流供电系统稳态运行时，其用电设备输入端供电电压幅值的特性。电压调制幅度就是交流供电系统的一个供电特性参数。

供电系统的供电质量由其供电特性参数在系统各种运行状态和各种情况下的极限值所决定。飞机供电系统的供电特性就规定了供电特性参数的允许极限值，以保证供电系统的质量水平。电能形式不同，供电系统的基本参数也不同，其供电特性参数大不一样。以直流电能形式供电的直流供电系统，有其供电特性参数；而以交流电能形式供电的交流供电系统，也有其与直流供电系统不同的供电特性参数。

6.2.2 直流供电系统的供电特性参数

直流供电系统表征其供电特性质量的电能物理量参数是直流电压。而在系统各种运行状态和各种情况下，系统用电设备端的直流电压，即使在稳态运行条件下，也不是恒定的直流电压，而会有各种波动与变化。工程领域，将直流电压的波动与变化，分解成若干物理量参数，这些参数能表示直流电压实际波动与变化的规律、特点与量值，航空电气领域就将其作为飞机直流供电系统的供电特性参数。飞机直流供电系统的稳态供电特性参数有直流电压、直流电压脉动幅值、直流畸变电压、直流畸变系数和直流畸变频谱共五项；瞬态供电特性参数有一项，即直流电压瞬变。

① 稳态直流电压——是指在不超过 1 s 的时间间隔内，在系统用电设备输入端，瞬时直流电压的时间平均值。

② 直流电压脉动幅值——系统稳态工作期间，用电设备输入端直流电压围绕直流稳态电

压的变化称为直流电压脉动；稳态直流电压和瞬时直流电压最大差值的绝对值，称为直流电压脉动幅值。

③ 直流畸变电压——系统用电设备输入端直流电压中交流电压分量的方均根值。

④ 直流畸变系数——直流畸变电压与直流稳态电压之比。

⑤ 直流畸变频谱——直流电压中交流电压分量波形的频谱曲线，以每一频率分量幅值的量化值表示。

⑥ 直流电压瞬变——系统瞬态过程中，用电设备输入端直流电压瞬时变化的时域曲线。

6.2.3　交流供电系统的供电特性参数

交流供电系统表征其供电特性质量的电能物理量参数比直流系统多得多。交流供电系统的基本参数，除电压量值外，还有频率、相位。此外，交流供电往往是多相系统，供电特性参数中还需要有反映相间平衡的某些参数。同时，供电系统的性能质量，不但有稳态工作状态时的特性指标要求，瞬变工作过程中，同样也要有特性指标的要求。因此，交流供电系统的供电特性参数也有稳态参数和瞬态参数两类。

1. 飞机交流供电系统的稳态供电特性参数

飞机交流供电系统的稳态供电特性参数有电压、频率与涉及相间平衡问题的三方面参数。

(1) 稳态供电特性电压参数

交流供电系统其用电设备输入端的电压，在系统稳态运行过程中也是在不断变化的，而能够反映并表示这种电压变化规律与特点的参数，即能确定为供电系统稳态供电特性的电压参数。在飞机供电特性标准中，已确定的稳态供电特性电压参数有稳态交流电压、交流电压峰值、交流电压直流分量、交流电压调制幅度、交流电压波峰系数、交流畸变电压、交流电压畸变系数、交流电压畸变频谱，共 8 项。其中后面四项，是涉及交流电压波形的参数。

① 稳态交流电压——系统用电设备输入端相线对中线之间的交流电压每一半波之方均根值在不超过 1 s 时间间隔内的平均值。

② 交流电压峰值——交流电压波形中，最大瞬时电压的绝对值，即电压波形的单峰值。

③ 交流电压直流分量——交流电压正负半波瞬时电压的平均值。

④ 交流电压调制幅度——在系统稳态工作的任何 1 s 时间内，交流电压波形最大单峰值和最小单峰值之间的差值。

⑤ 交流电压波峰系数——在不小于 1 s 的时间内，交流电压半波波形峰值与其方均根值之比的极大值。

⑥ 交流畸变电压——交流电压波形中，除基波电压分量之外的电压分量之方均根值。

⑦ 交流电压畸变系数——交流电压中，其交流畸变电压与基波电压分量的方均根值之比。

⑧ 交流电压畸变频谱——交流电压中，除基波电压分量之外的电压分量之频谱曲线，以每一频率分量幅值的量化值来表示，其中包括谐波和非谐波分量。

(2) 稳态供电特性频率参数

交流供电系统稳态运行过程中,其频率也是在不断变化的,而反映并表示这种供电频率变化规律与特点的参数,可确定为供电系统稳态供电特性的频率参数。在飞机供电特性标准中,已确定的稳态供电特性频率参数有稳态频率和频率调制幅度两项。

① 稳态频率——供电系统用电设备输入端,其供电电源频率在不超过 1 s 时间间隔内频率的平均值。

② 频率调制幅度——交流供电系统稳态工作期间电源频率变化,在任意 1 min 时间间隔内,所出现的最大频率与最小频率的差值。

(3) 稳态供电特性相间平衡参数

交流供电一般均采用三相供电系统。理想情况则是三相稳态交流电压相等,电压之间的相位正好互差 120°,且三相相序要符合规定要求。其中,相序靠供电系统中网络的连接结构次序来保证;而各相电压相等,且相位互差 120°,在系统运行过程中不可能绝对保证。供电特性要求,允许其有一定的偏差,规定的偏差极限值,反映了供电特性的质量。为表达交流供电系统在相间平衡方面的供电特性质量水平,也就引入了涉及相间平衡的供电特性参数。在飞机供电特性标准中,已确定的稳态供电特性相间平衡参数有电压不平衡和电压相位差两项。

① 电压不平衡——供电系统用电设备输入端,三相稳态交流电压之间差值的最大值。

② 电压相位差——供电系统用电设备输入端,任意两相电压基波分量从负方向到正方向过 0 相邻交点之间的电角度之差。

2. 飞机交流供电系统的瞬态供电特性参数

供电系统由一个稳态工作状态转变到另一个稳态工作状态时,总要经过一个瞬态过程才能达到新的稳定。而瞬态过程中,系统的供电特性也需满足瞬态供电特性的质量要求。为能判定并表达供电系统瞬态供电特性质量水平,也就需要有能表征系统瞬态供电特性的参数,即瞬态供电特性参数。在飞机供电特性标准中,已确定的瞬态供电特性参数有瞬态峰值电压、电压瞬态、频率瞬变和电压尖峰四项。

① 瞬态峰值电压——供电系统瞬变过程中,交流电压波形最大峰值(单峰值)的绝对值。

② 电压瞬态——供电系统瞬变过程中,系统用电设备输入端供电电压的瞬态变化。

③ 频率瞬态——供电系统瞬变过程中,系统用电设备输入端供电电源频率的瞬态变化。

④ 电压尖峰——叠加在交流瞬时电压上的持续时间小于 50 μs 的瞬变电压(波形)。

6.3 飞机直流供电特性要求

6.3.1 飞机直流供电系统稳态特性要求

当前,飞机直流供电系统存在额定电压为 28 V 和 270 V 直流两线制或负线接地的两种类

型。它们的供电特性参数相同，而具体的特性指标要求不一样。

1. 28 V 直流供电系统稳态特性要求

(1) 正常工作状态时的供电特性要求

飞机 28 V 直流供电系统正常工作状态时，其稳态供电特性参数稳态直流电压、直流电压脉动幅值和直流畸变系数的质量要求如表 6.3.1 所示。

表 6.3.1　28 V 直流供电系统正常工作状态稳态要求

特性参数	特性要求
稳态直流电压	22.0～29.0 V
电压脉动幅值	最大 1.5 V
直流畸变系数	最大 0.035

而直流畸变频谱的特性要求，见图 6.3.1，图中频谱曲线限制了直流畸变电压中各频率分量电压方均根值的极限。

(2) 非正常工作状态时的供电特性要求

28 V 直流供电系统非正常工作时，常常会出现过、欠压现象。供电特性要求规定系统保护装置动作之前的过、欠压极限值，见图 6.3.2。

(3) 应急工作状态时的供电特性要求

28 V 直流供电系统应急工作时，供电电源的容量有限，系统中仅少数配电装置和用电设备工作，以保证飞机返航与降落时的飞行与人员安全。此时，直流稳态电压的供电特性要求，比正常工作状态时有所降低，允许的极限范围为 18～29 V。

(4) 电起动工作状态时的供电特性要求

28 V 直流供电系统电起动工作状态时，由于负载电流很大，供电电源一般采用蓄电池，其直流稳态电压的供电特性要求降得更低，允许的极限范围为 12～29 V。

2. 270 V 直流供电系统稳态特性要求

(1) 正常工作状态时的供电特性要求

飞机 270 V 直流供电系统正常工作时，其稳态供电特性参数稳态直流电压、直流电压脉动幅值和直流畸变系数的质量要求如表 6.3.2 所列。

表 6.3.2　270 V 直流供电系统正常工作状态稳态特性要求

特性参数	特性要求
稳态直流电压	250.0～280.0 V
电压脉动幅值	最大 6.0 V
直流畸变系数	最大 0.015

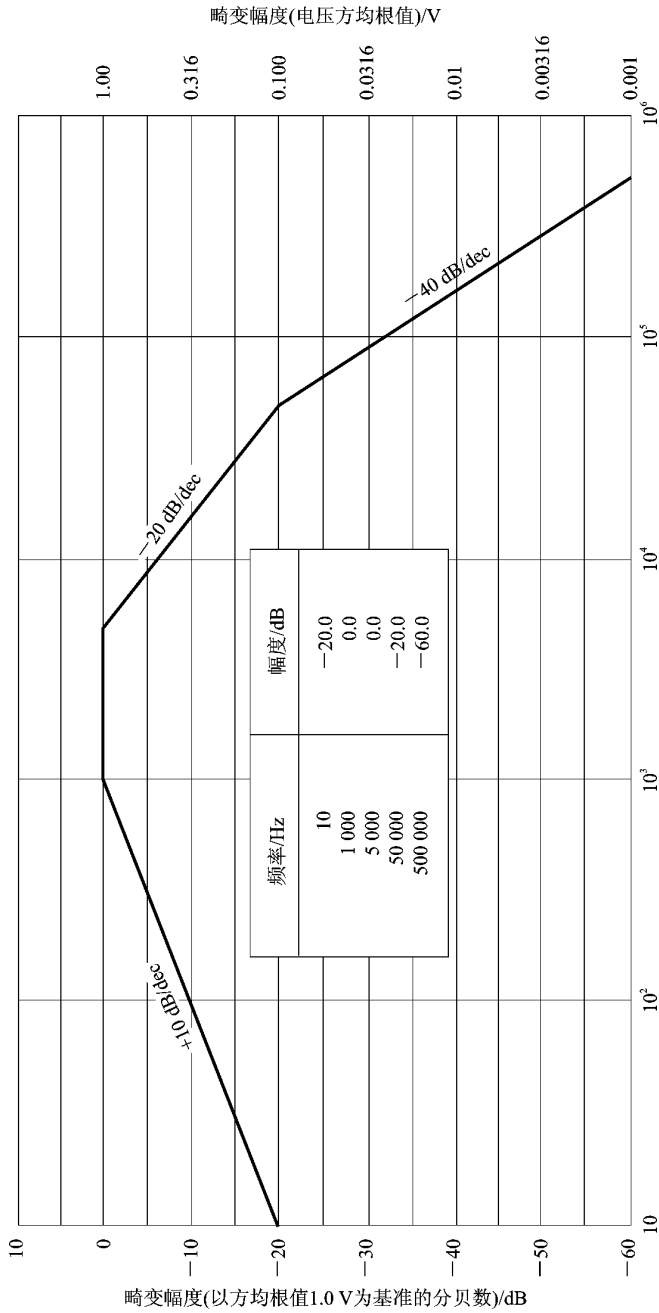


图 6.3.1　28 V 直流供电系统最大直流畸变频谱极限

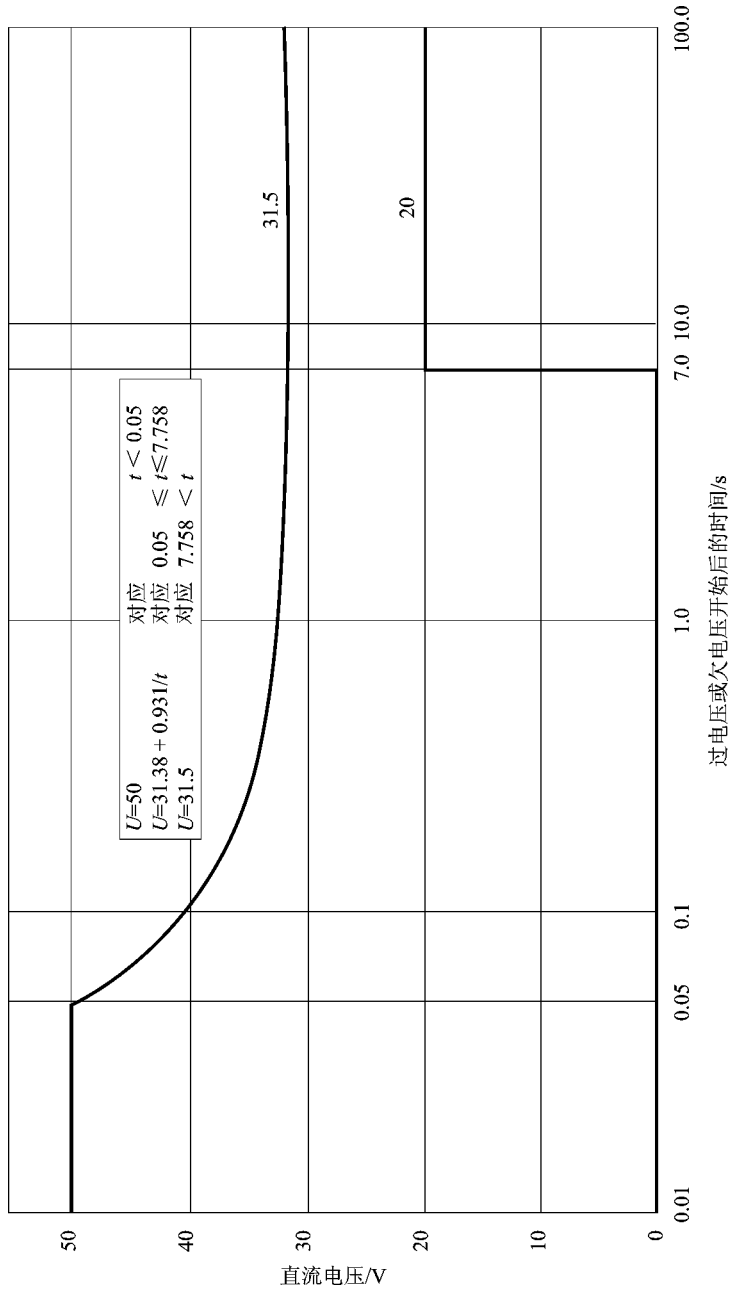


图 6.3.2　28 V 直流供电系统非正常过、欠压极限

而系统直流畸变频谱的特性要求，见图 6.3.3。

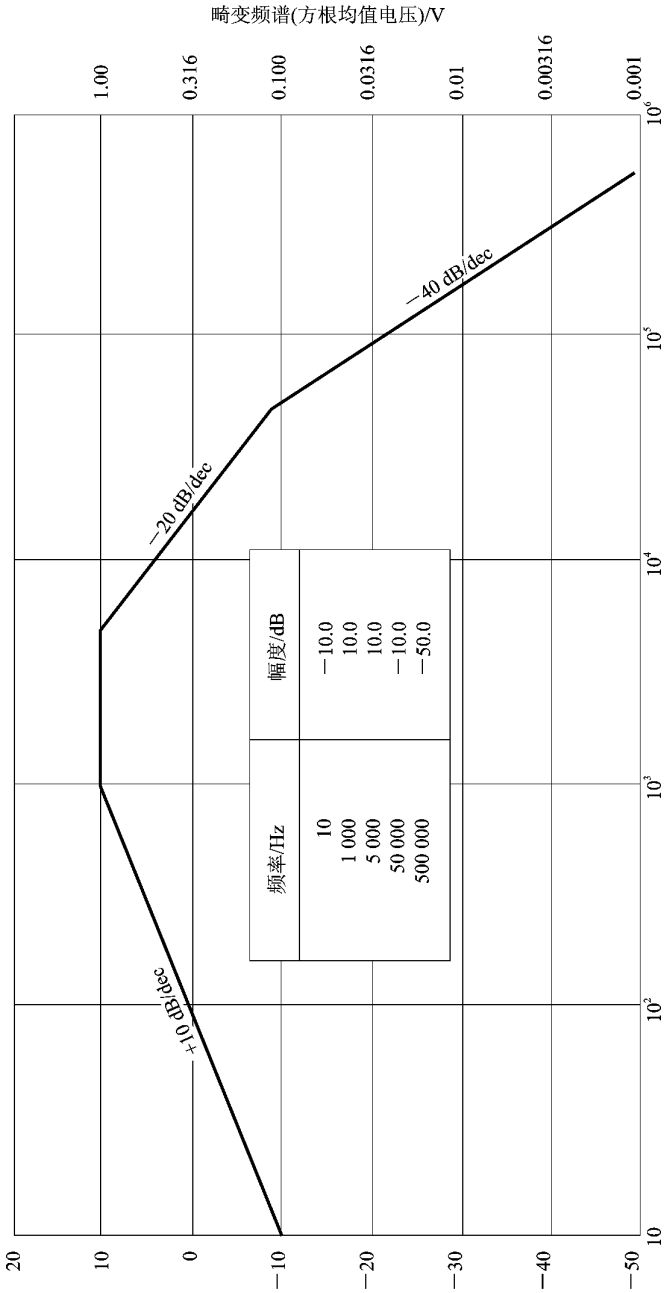


图 6.3.3　270 V 直流供电系统最大直流畸变频谱极限

(2) **非正常工作状态时的供电特性要求**

270 V **直流供电系统非正常工作时，供电特性要求所规定的系统在保护动作之前的过、欠压极限值如图** 6.3.4 **所示**。

(3) **应急工作状态时的供电特性要求**

270 V **直流供电系统应急工作时，其稳态供电特性要求同正常工作状态的要求**。

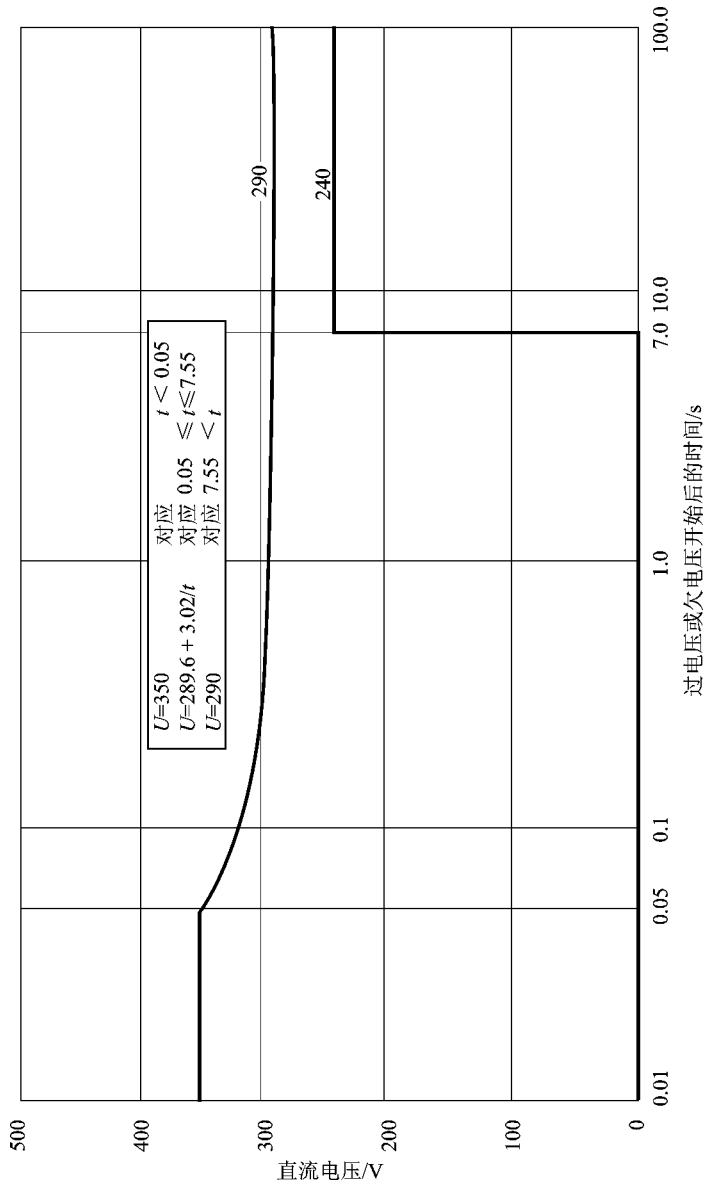


图 6.3.4　270 V 直流供电系统非正常工作过、欠压极限

6.3.2 飞机直流供电系统瞬态特性要求

直流供电系统瞬态工作过程中，其供电特性要求是规定了系统从瞬态开始时刻，在用电设备输入端电压变化的极限，包括对电压变化持续时间的限制和稳态直流电压的极限范围。28 V 直流供电系统的瞬态供电特性要求，即系统瞬态过程中，电压瞬变的变化极限，见图 6.3.5。270 V 直流供电系统的瞬态供电特性要求，见图 6.3.6。

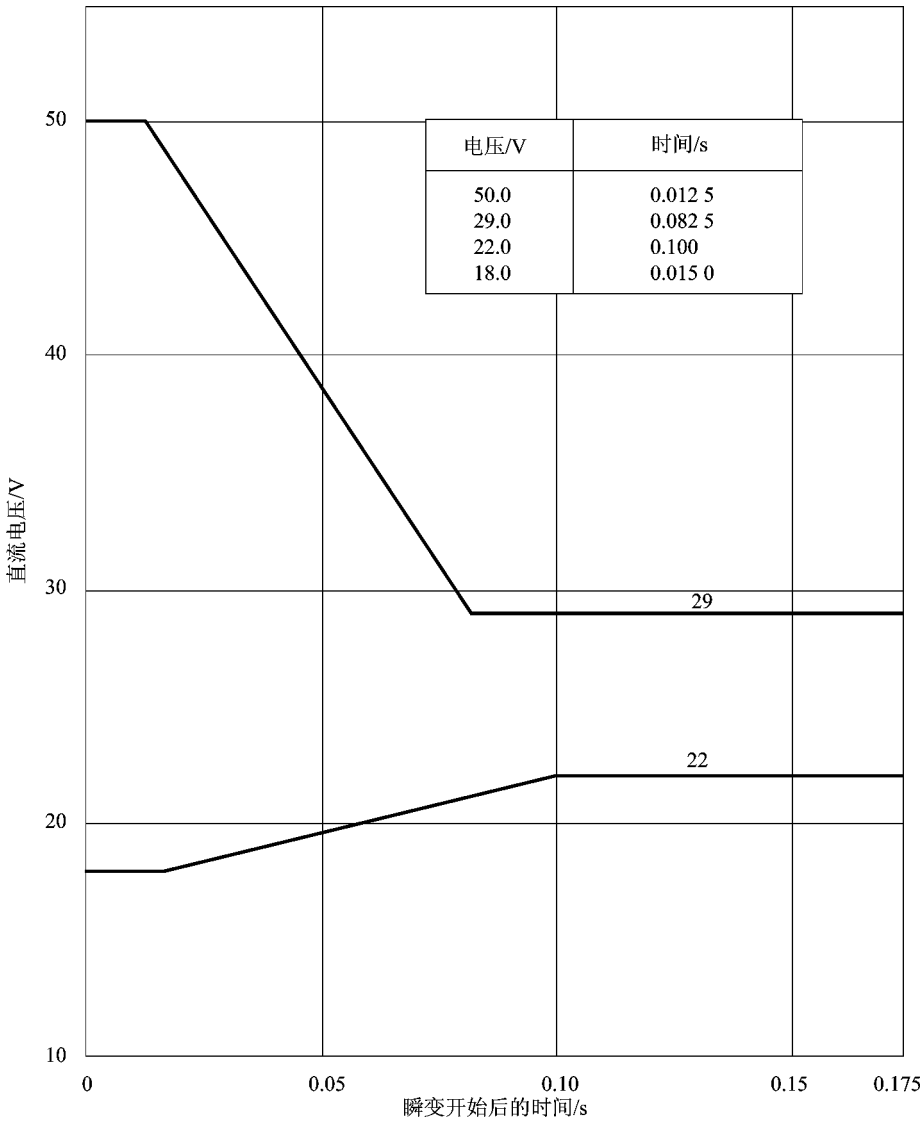


图 6.3.5 28 V 直流供电系统电压瞬变极限

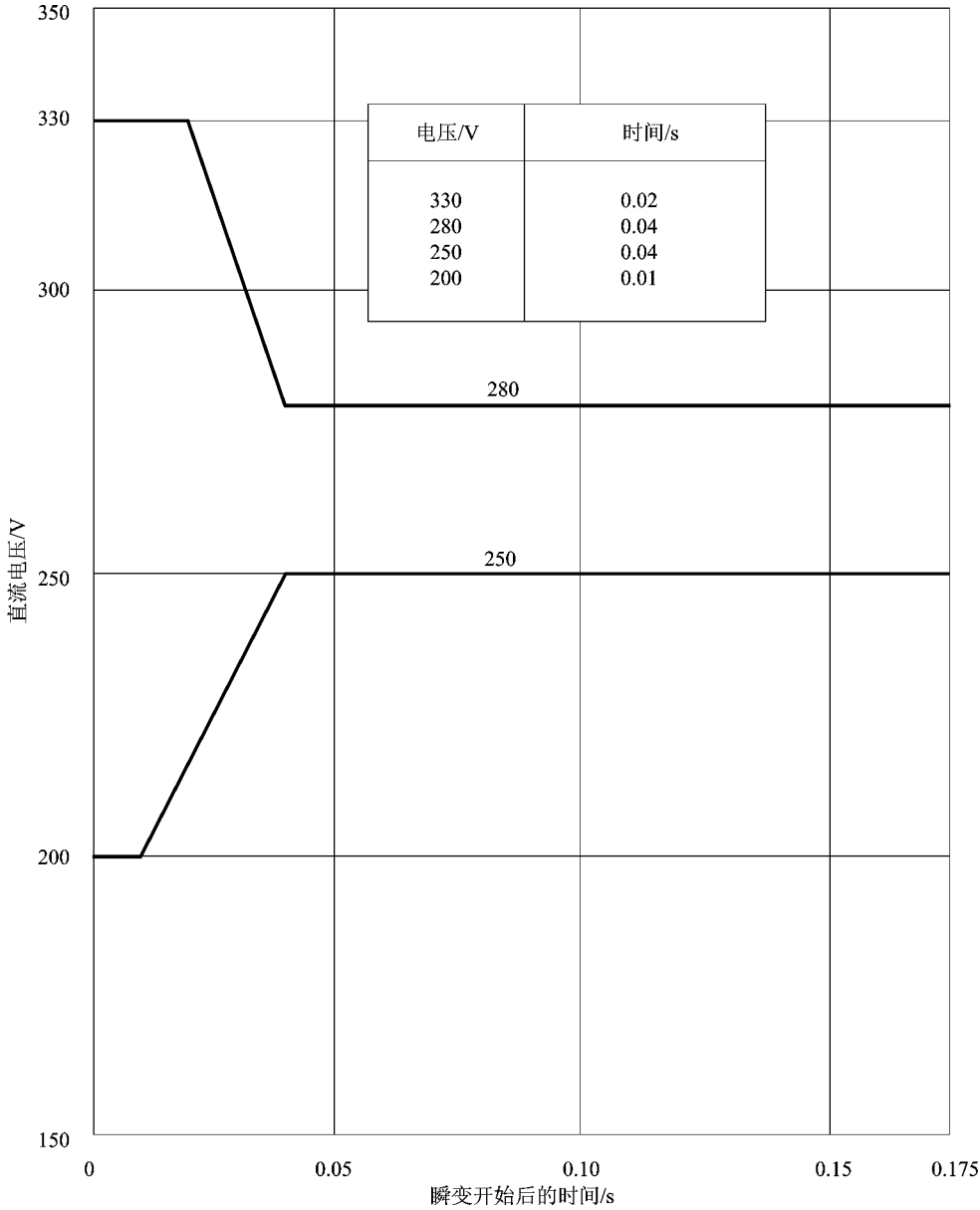


图 6.3.6　270 V 直流供电系统电压瞬变极限

6.4 飞机交流供电特性要求

6.4.1 飞机交流供电系统稳态特性要求

1. 相序要求

飞机交流供电系统一般都采用 Y 形连接中线接地的三相四线体制，供电系统和用电设备 a，b，c 三相的相序都应符合图 6.4.1 所示规定。

2. 飞机恒频交流供电系统稳态特性要求

(1) 正常工作状态时的供电特性要求

飞机恒频交流供电系统正常工作时，其供电特性要求规定了包括电压、频率、波形和相平衡有关供电特性参数的极限值，具体规定见表 6.4.1。

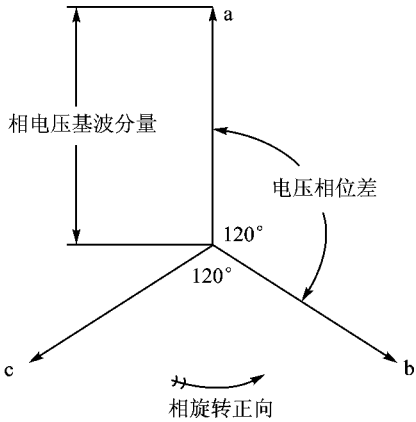


图 6.4.1 三相交流供电系统相序关系矢量图

表 6.4.1 恒频交流供电系统正常工作状态稳态特性要求

参数类型	特性参数	特性要求
电压	稳态交流电压	108～118.0 V，方均根值
	交流电压调制幅度	最大 2.5 V，方均根值
	交流电压直流分量	+0.10～−0.10 V
频率	稳态频率	393～407 Hz
	频率调制幅度	4 Hz
波形	交流电压畸变系数	最大 0.05
	交流电压波峰系数	1.31～1.51
相平衡	电压不平衡	最大 3.0 V，方均根值
	电压相位差	116°～124°

而供电系统交流电压畸变频谱的特性要求，则由图 6.4.2 规定了交流电压中除基波电压分量外，其他频率分量的极限值，电压量值以方均根值表示。

(2) 非正常工作状态时的供电特性要求

飞机恒频交流供电系统非正常工作状态时，其稳态供电特性要求比正常工作状态时有所降低。具体规定有稳态交流电压的极限范围为 100.0～125.0 V，稳态频率的极限范围为 380～420 Hz。而其他稳态供电特性参数要求与正常工作状态相同。

非正常工作状态时的供电特性要求还规定了系统过、欠压和过、欠频保护装置动作之前的过、欠压和过、欠频的极限值。图 6.4.3 所示为过、欠压保护极限。图 6.4.4 所示为过、欠频保护极限。

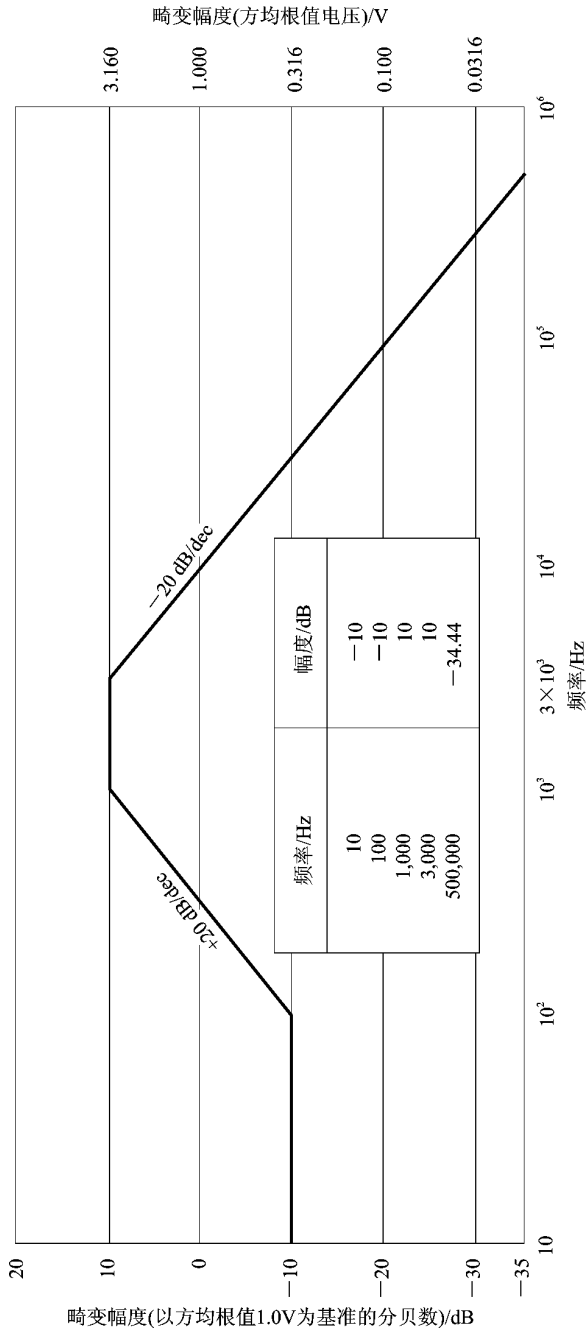


图 6.4.2　交流供电系统交流电压畸变频谱极限

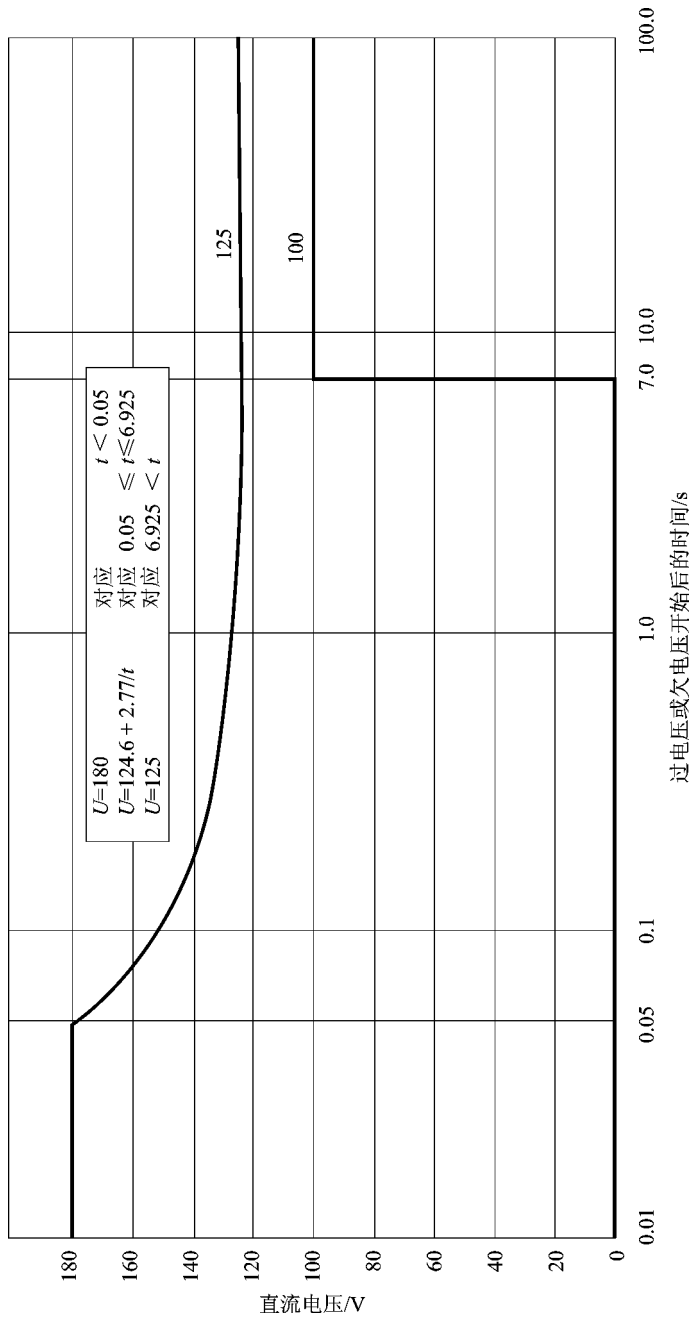


图 6.4.3　交流供电系统交流过、欠压极限

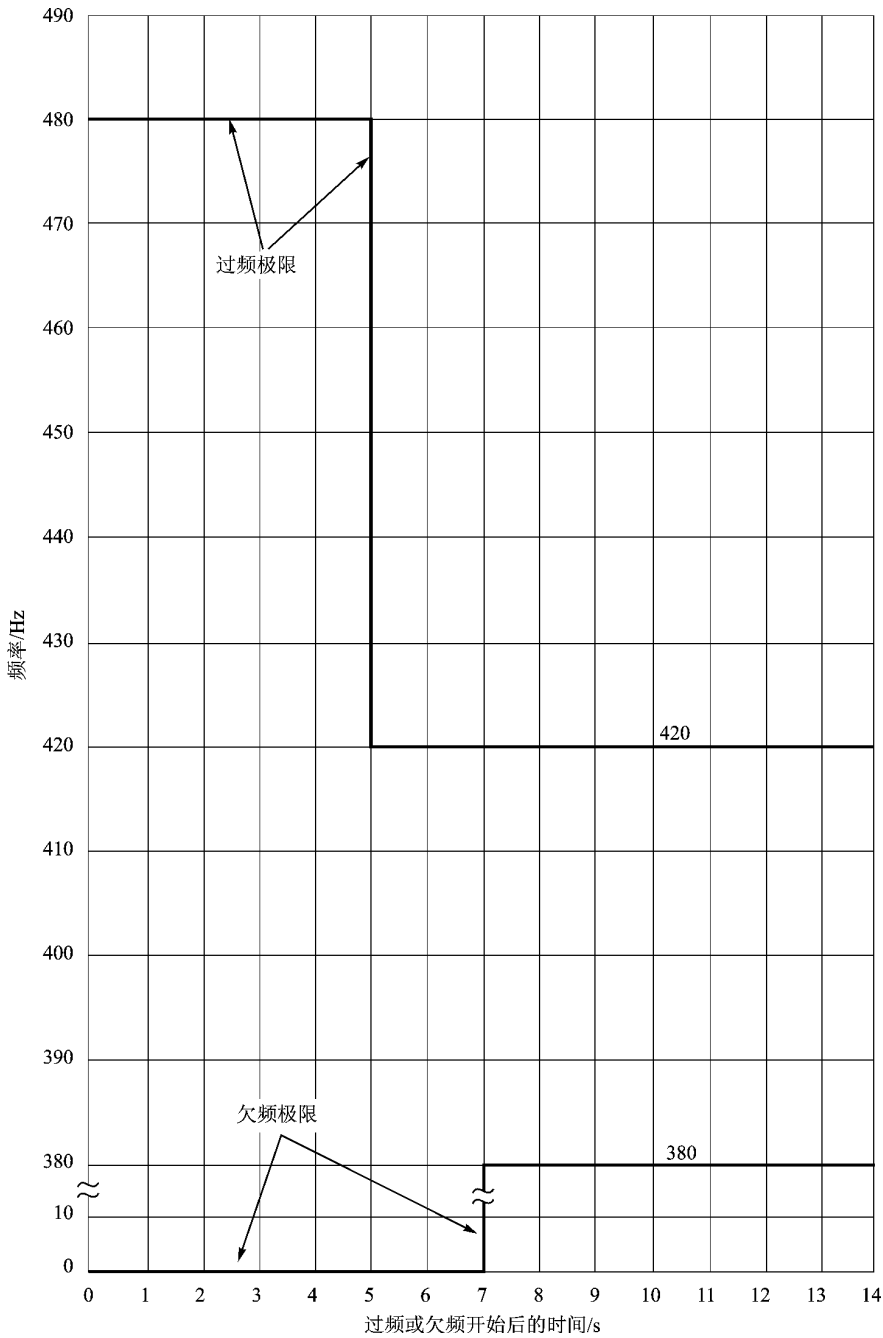


图 6.4.4　交流供电系统过、欠频极限

(3) 应急工作状态时的供电特性要求

飞机恒频交流供电系统应急工作状态时,其稳态供电特性要求与正常工作状态时相同。

3. 飞机变频交流供电系统稳态特性要求

变频交流三相供电系统除稳态频率极限范围规定为 320～640 Hz 之外,其余电压、频率、波形和相平衡稳态供电特性参数的规定极限范围与恒频交流供电系统正常工作状态时的供电特性要求相同,即表 6.4.1 和图 6.4.2。

(1) 非正常工作状态时的供电特性要求

变频交流供电系统非正常工作状态时,其稳态交流电压的特性要求随供电系统的供电频率不同而不同。

① 系统供电频率在 320～420 Hz 范围内时,其稳态交流电压参数规定允许的极限变化范围为 100.0～125.0 V,与恒频交流供电系统非正常工作状态时的特性要求一样。

② 系统供电频率高于 420 Hz 时,稳态交流电压的极限变化范围规定为频率 320～420 Hz 时的极限值乘以 $f/420$ 的比值,f 是供电系统的频率。可见,当频率高时,规定的稳态交流电压极限范围要大。

(2) 应急工作状态时的供电特性要求

飞机变频交流供电系统应急工作状态时,其供电特性要求与正常工作状态时相同。

6.4.2 飞机交流供电系统瞬态特性要求

1. 飞机恒频交流供电系统瞬态特性要求

① 瞬态峰值电压——供电系统瞬态过程中,其交流电压波形的最大峰值(单峰值)绝对值极限为 271.8 V。

② 电压瞬变——供电特性要求规定了系统从瞬变开始至达到稳态工作状态后,系统用电设备输入端供电电压变化的极限范围,其量值以方均根值表示,具体要求见图 6.4.5。图中所示供电特性要求还包括了对电压变化持续时间的限制和稳态交流电压的极限范围。

③ 频率瞬变——供电特性要求规定了系统从瞬变开始至达到稳态工作状态后,系统用电设备输入端供电频率变化的极限范围,具体要求见图 6.4.6。图中所示要求包括了对频率变化持续时间的限制和稳态频率的极限范围。

④ 电压尖峰——由用电设备的接入与切除而产生,且设备切除更是电压尖峰的主要来源。供电特性规定尖峰电压宽度小于 50 μs,其大小不应超出系统额定交流电压的±50%。

2. 飞机变频交流供电系统瞬态特性要求

(1) 当供电系统的频率在 320～420 Hz 范围内,系统电压瞬变的特性要求与恒频交流供电系统,即如图 6.4.5 所示。

(2) 当供电系统的频率高于 420 Hz,系统电压瞬变的特性要求为对图 6.4.5 所示的电压瞬变上极限值乘以 $f/420$ 的比值,为此时电压瞬变的上限值;而下限值不变,f 是供电系统频率。

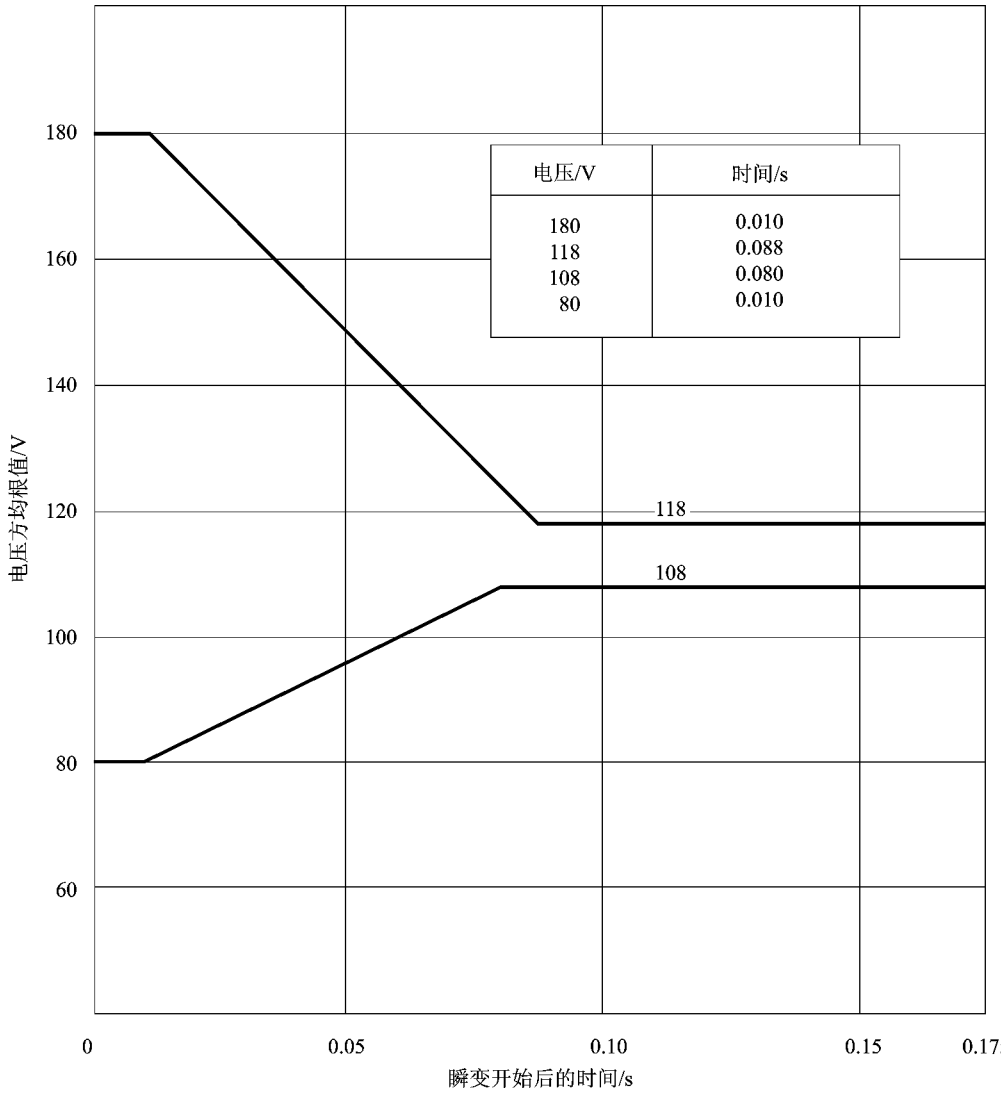


图 6.4.5　恒频交流供电系统交流电压瞬变极限

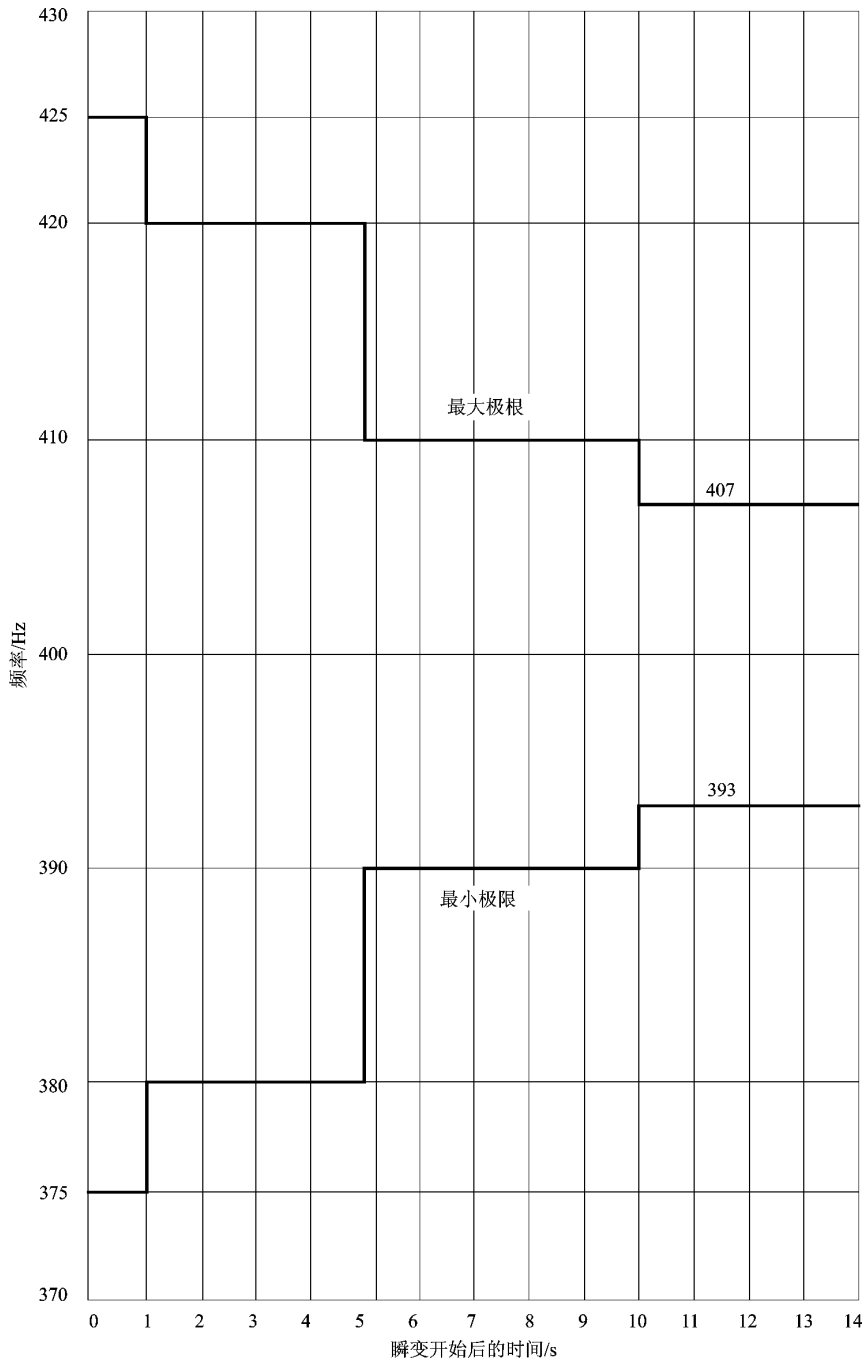


图 6.4.6　恒频交流供电系统频率瞬变极限

6.5　飞机供电系统的相容性

6.5.1　飞机供电系统的瞬态与稳态

1. 飞机供电系统的瞬态

飞机供电系统由于负载的增加或减少，发动机转速的变化等正常扰动和有时由于供电中断或如故障切除等非正常扰动，其供电电压和频率等电能物理量参数会发生瞬时变化，随后又恢复到稳定状态，这个变化过程就称瞬变。飞机供电系统瞬变时的工作状态，则称瞬态。

飞机供电系统处于瞬态工作状态时，若其物理量的瞬时变化，不超出供电特性规定的稳态极限，称之为微小瞬变。如：电压变化范围，28 V 直流供电系统不超出 22～29 V；270 V 直流供电系统不超出 250～280 V；115 V 交流供电系统不超出 108～118 V。又 400 Hz 恒频交流供电系统，其频率的变化范围，不超出 393～407 Hz。瞬态工作时，系统物理量的瞬态变化能保持在供电特性规定的正常瞬变极限之内，称为正常瞬变。如：28 V 直流供电系统，供电电压的瞬时变化范围在图 6.3.5 所示的极限范围之内；270 V 直流供电系统，供电电压瞬时变化范围不超出图 6.3.6 所示的极限范围；115 V 400 Hz 恒频交流供电系统，供电电压和供电频率的瞬时变化范围分别不超出图 6.4.5 和图 6.4.6 所示的极限范围。瞬态工作时，若系统电能物理量参数的瞬态变化超出了供电特性所规定的正常瞬变极限，则称这种瞬变为飞机供电系统的非正常瞬变。

2. 飞机供电系统的稳态

飞机供电系统在任意长的时间间隔里，其电能物理量参数的变化始终能保持在供电特性所规定的稳态极限之内，则称系统处于稳态。系统物理量发生微小瞬变的状态，仍属稳态。

6.5.2　飞机供电系统转换工作状态时的供电特性要求

飞机供电系统工作过程中，经常需要其电源之间的转换，如机上电源和外电源之间的转换，机上各主电源之间的转换和机上主电源与其辅助电源之间的转换等等。供电系统中，其供电电源发生转换过程的工作状态就称为飞机供电系统的转换工作状态。

供电系统的转换工作状态，由于从一个供电电源转换到另一个供电电源，转换过程中势必需要诸如继电接触器等功率开关器件的断开和接通，开关动作需要一定时间。尤其在断开后立即接通时，有可能造成极大的电流冲击。由于交流电源电压存在有相位差，电流冲击更为严重，所以必须要有使电压衰减的中断等待时间。总之，供电系统转换工作状态期间，无法避免会发生供电的中断和瞬变。然而，从供电特性质量要求来看，转换工作状态时系统供电电压和频率的变化应维持在供电特性要求规定的正常工作极限之内，供电中断的时间越短越好。目前，规定的供电中断时间不应大于 50 ms。如果采用快速的开关器件，如快速断路继电器，则

转换工作时，供电的中断时间可以减少到 20 ms 之内。而有的民航飞机，为了更高的安全可靠性，将转换工作时的供电中断时间延长至 200 ms。

6.5.3 飞机供电系统相容性

飞机供电特性是靠其电源系统、配电系统和用电设备之间的相互适应而实现协同工作的，即电气系统中各环节之间的相容性来予以实现。电源系统、配电系统和用电设备的各自特性应与供电特性要求相协调。从协同工作的相容性考虑，保证飞机供电系统的供电特性要求，对其电源系统和负载，即用电设备及它们之间的电磁兼容性有以下要求。

1. 电源系统

电源系统不仅需满足飞机用电设备的功率要求，同时还应考虑配电系统的电路压降和控制设备的接触压降以及线路安装敷设可能带来的线路干扰等问题。对交、直流电源的具体规定要求是有所不同的。

(1) 交流电源

在飞机供电系统设计时，对交流发电系统的要求除功率、额定电压和频率外，还应考虑有足够的过载能力；能承受用电设备接通和断开，特别是交流电动机启动和停机时的冲击能力；能适应非线性负载如变压整流器所造成的波形畸变、低功率因数负载和负载不平衡。电源输出电压应给输配电网留有 5 V 电压降的裕量。发电机控制装置(GCU)的控制调节能力应能保证正常工作状态时所需要的发电系统特性(包括稳态和瞬态)，以满足飞机供电特性要求；在非正常工作状态时，电源系统的控制保护装置应能在供电特性超出非正常工作极限之前将非正常和故障部分与正常工作系统隔离开来，而后使飞机供电系统恢复到正常工作状态。由变流机和变流器供电的交流电源，也应满足上述要求。另外，供电线路的敷设和汇流条的布局应注意系统的传导干扰和辐射干扰。

(2) 直流电源

由发电机供电的直流发电特性应能满足供电特性要求，并留有 2 V 输配电网路压降的裕量。由变压整流器供电的直流系统，由于变压整流器一般不设调压装置，则更应考虑好输配电网络压降裕量的保证，还有直流脉动和畸变抑制。同时，还应采取抑制或避免网络干扰的措施。

2. 用电设备

现代的飞机大都采用交流电源供电，机载用电设备应尽量选择交流类型，并为三相结构，以利于功率的分配和负载平衡。要限制用电设备的变压整流器对供电电源波形的影响，禁止使用半波整流。对于低功率因数用电设备，自身需采取功率因数补偿措施，大功率的电动机负载应有启动电流限制措施，以减少对系统的影响。对非线性和脉冲电流的用电设备应设置改善设备用电特性的电源电路，减少对系统的干扰。变压整流器、变流机和变换器，以及蓄电池充电器和控制器、发动机控制保护装置等设备既是电源系统的一部分，同时又是用电设备，也

都应满足对用电设备的要求。

3. 电磁兼容性

供电系统的电磁兼容性是指系统及其组成与相关部件在所规定允许的电磁环境下完成规定所要求的功能的能力。能够完成，则称系统具有电磁兼容性；不能完成或完成得不好，则称系统不具有电磁兼容性或电磁兼容性差。所谓系统的电磁环境是指系统周围所存在的电磁能量以各种方式与途径进行传导和辐射传播的环境。规定允许的电磁环境是指对系统周围以传导和辐射方式传播的电磁能量幅值与频谱的极限，在极限范围内，系统及其组成与相关部件应能正常工作，且它们自身所具有的电磁能量对周围环境传导与辐射的幅值与频谱不应超出允许的极限。这种电磁兼容性要求已有相应的标准作出了规定，如 GJB1389《系统电磁兼容性要求》、GJB151A《军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求》。

以上仅列出了飞机供电系统的主要技术指标和要求，对飞机供电系统较为完整的特性指标与质量要求没有能全面展开与深入讨论，其目的只是用来阐明飞机供电系统质量要求的一些基本概念。

飞机供电系统的特性及其技术要求，在国内外有关技术规范或标准中都作出了明确的规定。有关供电系统的技术规范已成为供电系统与用电设备之间进行技术协调的关键，使飞机电气系统（供电系统与用电设备）构成一体，以保证飞机的性能。飞机供电质量的高低，不仅反映了航空供电系统的发展水平，同时也反映了机载用电设备的发展状况。因此，飞机供电系统特性及其技术要求与相关的技术规范、标准，也将随航空技术、电子技术、计算机技术、材料、工艺等工程科学技术的发展而变化。

复习思考题

6.1　试述供电系统质量的含义及其意义。

6.2　试述飞机供电系统特性参数定义以及直流供电系统和交流供电系统的供电特性参数与各参数的物理意义。

6.3　试述飞机 28 V 和 270 V 直流供电系统的稳态与瞬态供电特性要求。

6.4　试述飞机恒频和变频交流供电系统的稳态与瞬态供电特性要求。

6.5　何谓飞机供电系统的稳态、瞬态、转换工作状态和启动工作状态及其供电特性相关要求。

6.6　何谓飞机供电系统的相容性（含电磁兼容性）及其系统应用所要遵循的原则。

第 7 章　飞机供电系统的工程设计

7.1　飞机供电系统的工程设计和技术要求

7.1.1　工程设计依据和工程技术要求

1. 工程设计依据

飞机供电系统的工程设计必须符合飞机总体技术要求。一般在飞机总体设计时，会确定供电系统的体制、余度要求、应急供电时间以及质量限制等技术指标。供电系统的配电布局和输电线路路程，也由飞机的总体布局确定。飞机供电系统的供电容量，由机载设备的用电需求而定。发电装置的数量、安装形式与空间、散热方式等技术问题，则与飞机所配备的动力装置相关。

飞机供电系统的配套设备和部件，如发电机、控制保护器等，设计时最好选用成熟的现成货架产品，以减小系统的研制周期和费用。

2. 工程技术要求

(1) 一般要求

① 向用电设备提供高质量电能，即电压、频率等电能参数要符合供电特性质量要求；

② 要满足机载用电设备在飞机各种工作状态下的用电需求，并能对重要设备和关键设备实现余度供电等其他特殊要求，有效降低供电失效率；

③ 具有故障保护和隔离功能，保证未故障通道的正常供电；

④ 有自备能力，即在地面维护和飞行准备状态，可以不用外部电源就能投入正常工作；

⑤ 质量轻、效率高等其他基本要求。

(2) 可靠性、维修性、安全性要求

① 在任何飞行状态下，能承受各种恶劣环境而可靠工作，环境是指飞机飞行和地面停放时的速度、加速度、过载、高度、温度、压力、湿度等状态情况；平均故障间隔时间应满足飞机总体要求；

② 生命力强，易损性小，当系统受破坏或局部故障时，能隔离故障，并有重组或降级运行的能力；

③ 使用、安装、维修方便，系统应具有自检测能力；

④ 使用寿命长，总成本低，总成本包括生产成本、使用成本和维修成本。

7.1.2　工程设计与研制

供电系统是飞机的重要功能系统，其中主电源系统和发电装置是飞机的二级定型产品。所以，供电系统的设计工作将贯穿于飞机研制的全过程。新机研制要有方案论证、方案设计、工程研制、生产定型等工程实施阶段，对民用飞机还需要适航审定。在飞机研制的各个工程实施阶段，飞机供电系统的工程设计与研制也需要开展有一定要求的相关技术工作。

1. 论证阶段

新机研制首先要按战术技术和总体要求进行论证，供电系统需初步估算全机用电负载，并结合飞机发动机选型，确定可行的供电系统方案，此为飞机供电系统的可行性方案论证。

2. 方案设计阶段

新机研制的方案设计阶段，供电系统在可行性方案论证的基础上，先确定供电体制，选择主电源系统、二次电源和应急电源，再确定设计中所适用的规范与技术标准，并编制供电系统方案报告。方案报告中应有供电系统电路图，主要成品目录以及按飞机总体布局确定供电线路线束组合分类表及其线束布置通路图和配电盘箱图。同时，还需有电气负载和电气容量分析。

3. 工程研制阶段

本阶段是飞机研制的关键阶段，飞机供电系统的设计工作是要完成全套生产图纸与相关技术文件，提供试制使用。同时要完成飞机地面模型试验与机上地面通电试验，编写有关技术文件，保证飞机首飞。

7.2　电气负载和电源容量分析

电气负载和电源容量分析是飞机供电系统设计不可缺少的重要环节。供电系统的功能是向飞机各用电设备或系统提供满足设计技术要求的电能，电源系统的容量是否合适，将影响到飞机供电系统运行的可靠性和经济性。

7.2.1　电气负载的分类与统计

1. 电气负载的分类

电气负载按其性质可分为电动机、加温、照明、电子、控制等类型。

电气负载按其重要性又可分为关键负载，即保证飞机安全返航与着陆所需最低限度的用电设备；重要负载，即完成正常飞行任务需要的用电设备；非重要负载，即不影响飞行安全和正常飞行任务而可以临时卸载的用电设备。

电气负载的工作方式有连续工作（工作时间长于 5 min）、短时工作（工作时间大于 0.005 min 而小于 5 min）和重复短时工作（多次接通与断开）。

2. 飞机工作状态

飞机电气负载通常随飞机工作状态的不同而改变。不同工作状态所使用的用电设备不同，所以，不同工作状态的用电量也不同。通常飞机有 10 种工作状态，即地面维护、校准、装载和准备、启动和预热、滑行、起飞和爬升、巡航、作战或夜航或除冰、着陆和应急。

3. 电气负载统计

电气负载统计是按飞机工作状态，列出所有处于工作用电设备的名称、型号及其用电需求、工作方式和所接汇流条，以求得飞机每一种工作状态下所需的用电量。通常采用表格形式。

飞机电气负载的统计数据来源于用电设备的相关技术资料，或通过试验和计算获得。

7.2.2 电气负载分析

在对飞机电气负载进行统计的基础上，按配电系统汇流条设置顺序，逐级进行负载分析，也就是对飞机的各工作状态和规定时间区间进行需求用电量的计算和累加，得出各汇流条不同时间区间的用电量，并与电源的供电能力比较。供电系统电源的供电能力要大于统计累加结果中的最大用电量。

通常先以最末级汇流条进行负载统计与汇总，然后向上逐级统计，直至主汇流条，并作为电源容量分析的基础。非连续工作的用电设备，其平均负载的计算公式为：

平均负载(W 或 A)=(单台设备用电量×同时工作的设备数×工作时间)/规定的时间区间。

连续工作的用电设备，如工作时负载变化，则其用电量取任何 5 min 区间平均负载的最大值。

飞机供电系统电气负载分析的时间区间划分有 5 s 分析、5 min 分析和连续分析。连续分析时，对应于电源系统的额定容量；5 s 分析和 5 min 分析则对应于电源系统的过载容量。

对于直流系统，如某一负载用电量的瞬态峰值超过供电系统中任何一台发电机额定容量的 20%，则要求该负载用电设备的制造厂提供完整的启动曲线，以便进行瞬态分析。

对于交流负载应按相有功功率、相无功功率和相视在功率分别统计，并计算相有功功率与视在功率之比，即功率因数。另外，还应计算相不平衡度，即视在功率最大相的伏安值与最小相的伏安值之差。

由于飞机供电系统中的非纯阻性负载启动时瞬态电流远大于其额定电流，会影响其他用电设备的正常供电，因而电气负载分析还需进行瞬态分析。用电设备的启动曲线是瞬态分析的依据。

对于用电启动发动机的飞机，由于启动电流比较大，需进行启动用电分析，以确定发动机启动的供电要求。分析工作首先要获取发动机启动所要求的启动电流、最低电压和其他有关数据以及启动后 5 s 和 5 min 内可能出现的峰值电流；然后，将其累加到相应供电汇流条的负载统计数据之中。

飞机在地面使用机载辅助动力装置驱动的电源或外部电源对机载用电设备供电的状态称

为外电源供电状态，此供电状态的负载分析需单独进行。

7.2.3　电源容量分析

电源容量分析的目的是验证电源容量能否满足机载用电设备的用电需求。

1. 电源实际供电能力

电源技术条件中确定的额定容量是在规定的环境条件下，处于正常工作状态时的发电能力。而在实际环境条件（或设计规定的环境条件）下，其发电能力往往有变化，则必须对电源额定容量进行修正。定义电源实际发电容量与额定发电容量之比为电源额定容量修正系数。

影响电源实际发电能力的环境条件有机械环境、电磁环境、冷却环境和电路阻抗环境。所谓机械环境是指发电机传动装置的输出转矩极限与发电机额定容量所要求的转矩之比，此比值定义为电源额定容量的机械修正系数。

电磁环境是指发电机在其实际运行转速下，所能承受的最大负载与其要求的额定负载之比，此比值定义为电源额定容量的电磁修正系数。一般都在发电机处于最低极限运行转速时考虑。

冷却环境是指发电机在实际运行的冷却条件下，所能承受的最大负载与其额定负载之比，此比值定义为电源额定容量的冷却修正系数。

电路阻抗环境一是指发电机并联运行时，由于负载分配的不均衡，存在并联降容效应，其降容程度取决于并联运行的发电机数量和并联运行负载均衡精度。并联降容后的允许实际容量与额定容量之比就定义为电源额定容量的并联修正系数，此系数一般可取为 0.9。电路阻抗环境另外也是指发电机容量在发电机输出端考核，而电源的供电容量却在调压点（即配电系统的电压基准点）考核，发电机输出端到调压点馈电线的电压损失，使电源供电容量低于发电机的额定容量。电源供电容量与发电机额定容量之比定义为电源额定容量的阻抗修正系数。

上述各修正系数的连乘积，称为电源额定容量的综合修正系数。其中，机械、电磁和冷却修正系数只要有两项小于 1，则计算综合修正系数时，另一项系数取为 1。电源的实际供电能力为其额定容量乘以综合修正系数。

2. 电源分析

电源分析是根据电源的实际供电能力，由负载分析获得的用电需求，计算出飞机不同工作状态时各工作区间的供电容量裕度，即

$$H_{\mathrm{p}} = (J - L)/J \times 100\% \tag{7.2.1}$$

式中：H_{p}——电源供电容量裕度；

J——电源实际供电能力，即供电修正容量；

L——系统负载用电需求。

电源分析可用图形表示，称为电源使用图。图 7.2.1 为典型的交流电源使用图。电源使用图直观地表示出飞机各种工作状态下，在各工作时间区间，电源实际供电能力与系统负载用电需求之间的对应关系。

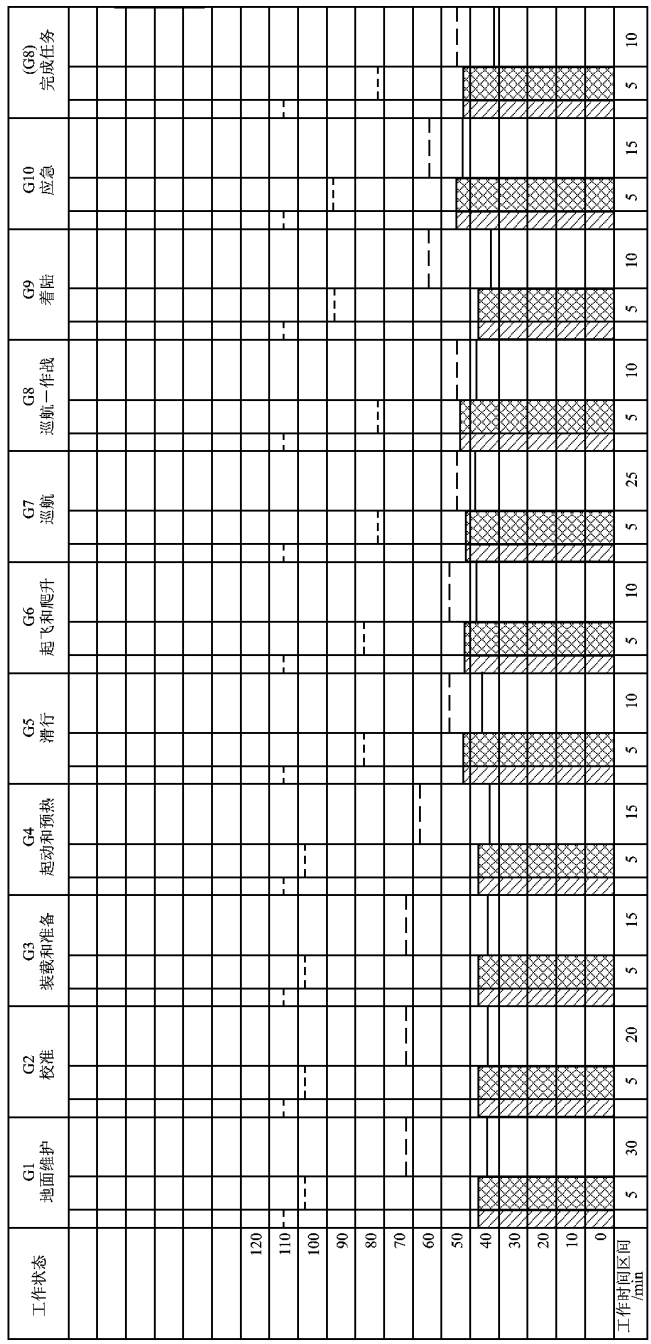


图 7.2.1　典型的交流电源使用图

由负载分析和电源分析，可得出电源系统供电容量在飞机各种工作状态下是否能满足系统负载需求用电量的结论。一般主电源和二次电源的连续工作供电容量裕度要求为 33%～50%，应急电源系统的供电容量裕度一般要求为 10%以上。

7.2.4　蓄电池分析

飞机上蓄电池可用作应急电源或辅助电源，是机载电源设备，其装机容量的确定，需进行容量分析。而当其储存的电能消耗完后，需由机载电网予以充电，它又是机载直流汇流条的用电负载，其充电电流也是机载电源系统的负载用电需求。为此，还需进行充电电流分析，作为飞机电源系统负载分析的一部分。

1. 蓄电池容量分析

统计由蓄电池供电的各用电设备所需功率（P_i）和工作时间（t_i），并按蓄电池平均供电电压 24 V，计算出所需的电流（I_i），对 $I_i t_i$ 求和，得出在蓄电池供电时间内所需的总 Ah 数 Q_p。根据供电系统要求，确定蓄电池放电工作时间 t_p，求得放电工作时间内的平均放电电流 I_{cp}

$$I_{cp} = Q_p / t_p \tag{7.2.2}$$

蓄电池的放电容量和放电电流的关系曲线可查专用技术条件。根据平均放电电流 I_{cp}，可查得对应的放电容量 Q_m。蓄电池供电负载所需的用电安时数 Q_p 与其放电量 Q_m 之间应满足

$$Q_p \leqslant (0.75 \sim 0.8) Q_m \tag{7.2.3}$$

长期在低温下使用的蓄电池，应考虑配置自动加温设备。分析时应考虑机载环境温度对放电电流的影响。如蓄电池又用于发动机启动，则分析时蓄电池的放电容量应减去启动发动机时所消耗的容量。

2. 蓄电池充电电流分析

蓄电池的充电电流应计入其充电直流汇流条的负载分析之中，蓄电池充电电流与充电所经历的时间有关，计算公式为

$$I = A \times C \tag{7.2.4}$$

式中：I—平均充电电流（A）；

A—蓄电池安时容量（Ah）；

C—由充电曲线查得的充电系数。

7.3　供电系统方案设计

7.3.1　供电系统方案设计的主要任务

1. 设计方案的初步论证

根据飞机总体要求，即民用飞机的载客量、选用发电机台数、航程、巡航高度等技术要求；

军用飞机的战术技术指标，即飞行高度、速度、作战半径、选用发电机台数、主要武器设备配置等技术要求。通过论证，明确主电源型式及主电源系统的运行方式，选定供电设备和二次电源设备，根据电气负载的估算初步确定主电源与二次电源的容量，对初步论证的方案进行技术、经济分析。

2. 系统方案论证

飞机主要用电设备初步确定后，进行电气负载分析，并进行供电系统的方案设计。先根据动力装置（发动机或辅助动力装置）的型号，确定主电源系统的型号或新研制设备的主要技术指标，相应地确定其他电源设备（如二次电源、应急电源等）的型号或新研制设备的主要技术指标；同时确定汇流条设置，以及关键用电设备的应急供电方案。方案确定后，需进行技术、经济分析。在此基础上，编写该型飞机的“供电特性与对用电设备的要求”，作为设备采购与成品技术协调的依据。

7.3.2 供电系统方案选择

1. 主电源方案选择

主电源方案是供电系统方案的核心。主电源的选择与飞机总体要求、动力装置的类型及其启动方式、飞机的总用电负载要求、发动机台数、大功率或关键用电设备对供电特性的要求等密切相关。可供选择的主电源类型有低压直流、变频交流、恒频交流、混合电源和高压直流等。其中，低压直流电源适用于轻型民用飞机，马赫数小于 1.8 和飞行高度不超过 18 000 m 的战斗机，单通道消耗电功率小于 12 kW 的飞机，直流用电设备功率占总用电设备功率的 60％以上且用电力启动发动机的飞机。

变频交流电源适用于机载用电设备的电功率较大，但对供电质量要求不高，单机容量在 12～40 kVA，发动机转速变化范围较小（例如采用涡轮螺旋桨发动机，在巡航时其速度变化在 ±5％左右）的场合。可由发动机直接驱动发电机，主要适用于支线飞机和战斗机。

恒频交流电源适用于客座量在 100 座以上的民用飞机，单通道消耗电功率在 20 kVA 以上、升限较高（20 000 m 以上）、速度较大（马赫数大于 2.0）、技术指标要求较高，发动机为涡扇发动机，最高转速与慢车转速之比为 2∶1 左右。

变速恒频电源是一种正在发展中的电源。与恒速恒频电源相比，其优点有：

① 系统的可靠性提高，大大改善了维修性能；

② 寿命长，全寿命使用费用低；

③ 供电质量高，特别是频率调节精度可达到（400±0.04）Hz，且不受瞬态影响；

④ 电源的效率高，可达 82％～86％；

⑤ 可以实现起动发动机的工作模式。

变速恒频电源与恒速恒频电源相比，技术比较复杂，设备采购成本高，其质量较 IDG 装置要重。

混合电源的主电源为低压直流和变频交流，适用于 30～80 座的支线飞机，用电设备中加热和防冰负载占较高的比例，而且交流电源容量不大（一般在 40 kVA 以下），主发动机为涡轮螺旋桨发动机，在巡航时发动机转速变化不大。

高压直流电源目前还较难普遍采用，主要原因是涉及供电体制更改，影响到大量用电设备的适应性。

2. 电源功率确定

新型飞机研制时，其供电系统电源功率的确定先按飞机的总体要求初步选择，以确定主电源类型；然后，在飞机用电设备需求基本确定的前提下，再最终选择并确定电源功率容量。对于改型飞机，则应根据新增用电负载，对原飞机供电系统的电源功率容量进行校核，以确定改型后所需的电源功率容量。如飞机发动机改装，则需重新选择供电系统主电源类型及其功率容量。

（1）电源功率初步选择

在供电系统方案论证阶段，大量用电设备尚未确定，电气负载分析工作未能开展，电源功率只能参考同类飞机进行初步选择。此阶段的主要任务是选择确定主电源类型。主电源类型要根据飞机发动机类型及其启动方式和大功率用电设备情况来选择。如飞机供电系统采用交流电源为主电源，则系统中的直流电源功率一般都选择为主电源功率容量的 10％左右。

（2）电源功率确定

在新机研制的方案设计阶段，供电系统的大部分用电设备（尤其是大功率用电设备）及其电功率需求已确定，则可对电源功率的初步选择进行校核。需调整时，应进行修正，然后确定其最终选择。

飞机供电系统电源功率的最终确定必须要满足飞机各种工作状态下，其稳态与瞬态时的电功率需求，并且要有一定的容量余度。

飞机供电系统中的二次电源，其功率的确定要依据二次电源的电气负载分析，其过载能力应与其短时负载的电功率需求相协调。

飞机供电系统中的辅助动力装置，其电源功率的确定一般与单通道主电源功率相同。

3. 供电系统的运行方式

供电系统的运行方式是指其电源与用电设备之间输配电网络的结构形式，在系统方案论证阶段确定，它与主电源类型及其功率容量密切相关。目前，飞机大都采用的集中供电布局，供电系统运行方式可分为转换供电、并联供电、分组并联供电。

（1）转换供电

转换供电运行方式是指主电源正常运行时，各台发电机独立向各自的汇流条供电。当某台发电机发生故障，则其汇流条转换接至其他正常运行发电机的供电端。

转换供电运行方式的主要优点是：

① 发电机之间不需自动负载均衡电路，对交流发电机则不需要有功功率和无功功率均衡分配电路，使发电机的调节、保护简单；

② 发电机之间也不会有环流，系统输出功率不会下降；

③ 系统发生短路故障时，故障电流较小。

其主要缺点是：

① 由于单台容量小，大功率用电设备的通断会造成较大的扰动；

② 非同步运行的交流发电机之间，容易在系统中产生拍频效应；

③ 汇流条供电路径转换时，会有 50～200 ms 的供电中断。

(2) 并联供电

并联供电运行方式是指主电源正常运行时，所有主发电机(至少两台)并联后，通过系统并联汇流条共同向机上负载供电。当某台发电机发生故障，用电设备可以由其他正常运行的发电机供电。

并联供电运行方式的主要优点是：

① 电气负载在并联发电机之间均匀分配，发电机安装容量得到充分利用；

② 一台发电机故障，不会引起用电设备断电和供电中断，提高了供电可靠性；

③ 系统容量大，大功率用电设备的通断造成的扰动小；

④ 系统无拍频效应。

其主要缺点是：

① 系统需有自动负载均衡和自动并联电路，线路复杂；

② 系统发生短路故障时，故障电流较大；

③ 发电机之间的环流，引起系统输出功率下降。

(3) 分组并联供电

分组并联供电运行方式是指主电源正常运行时，发电机(至少四台)分组并联，各并联组之间又是转换供电运行方式。该种供电方式具有上述两种供电方式的优点，但系统结构复杂，适用于四台发动机的大型飞机。

4. 对重要设备和关键设备的供电

(1) 机载设备分类及失效率要求

根据安全性要求，机载设备分为三类，按民用飞机适航咨询通报，设备类型及其失效率为：

① 关键设备——是其失效会影响飞机安全飞行和返航着陆的设备，如飞控设备等。该类设备的失效率要求 $\lambda \leqslant 10^{-9}$，失效应是极不可能的事件。

② 重要设备——是其失效会影响飞机完成正常飞行任务的设备，如火控设备等。其失效率要求 $\lambda \leqslant 10^{-7}$，失效是不大可能发生的事件。

③ 非重要设备——是其失效不会影响飞机安全飞行或完成正常飞行任务的设备，如生活设备等。其失效率要求 $\lambda \leqslant 10^{-5}$，失效是可能发生的事件。

(2) 重要汇流条的供电

重要汇流条是保证重要设备获得电能的供电路径，飞机上任何通道的主电源都能向重要

汇流条供电。对转换供电方式的供电系统，其某一个主电源发生故障，与该电源连接的重要汇流条将自动转换到其他正常运行的发电机供电端。对并联供电方式的供电系统，只要飞机还有一台主发电机正常，则重要汇流条仍具有供电能力。此时，非重要设备则要自动或手动卸载，以保证重要设备的用电需求。

(3) 应急汇流条的供电

应急汇流条是保证关键设备获得电能的供电路径，机上任何电源都能向应急汇流条供电。当主电源均失效时，需工作的用电设备(应是关键设备)将自动转换到应急汇流条，以获得电能。

5. 汇流条设置

(1) 一般汇流条设置

飞机供电系统中，由发电机至用电设备的供电网络，其常规的汇流条设置一般设为三级。

以交流供电系统为例。第一级为发电机汇流条，其通断直接由主电路断路器控制，通常连接大功率负载。交流负载汇流条为第二级，其通断由发电机汇流条后的断路器控制，通常连接相对较小功率的用电负载；机上的地面维护汇流条，也属第二级汇流条，地面维护时，由外部电源供电。交流应急汇流条和交流 26 V 汇流条为第三级，通断由交流负载汇流条后的断路器或接触器控制。

(2) 专用汇流条设置

供电系统中的专用汇流条一般为第二级或第三级汇流条，特别为某些专用设备供电，具体设置随机种的不同而异。

(3) 直流汇流条设置

直流汇流条除与一般汇流条和交流负载汇流条相似外，应特别注意蓄电池直接汇流条和蓄电池汇流条的设置。一般蓄电池汇流条通过接触器由蓄电池供电，而蓄电池直接汇流条则不需接触器直接由蓄电池供电。在装有蓄电池充电器的飞机中，蓄电池直接汇流条将感受蓄电池充电电压。不同充电器充电特性不同。因此，接在蓄电池直接汇流条的用电设备要特别注意其对蓄电池充电特性的适应性。

6. 供电系统的经济性评估

在供电系统的方案论证和方案设计中，应重视其经济性评估。任何产品的全寿命周期费用包括采购费用、维修费用和运行费用。

(1) 采购费用

飞机供电系统中采购费用是指单架飞机供电系统需采购所有成品费用的总和。当个别成品使用寿命低于飞机使用寿命时，还需考虑在飞机使用寿命期内重复采购该成品所需的费用。

(2) 维修费用

飞机供电系统的维修费用与飞机使用寿命、平均维修间隔时间(MTBF)、维修一次所需的费用有关。维修一次所需的费用与维修工时、专用维修工具和设备、对维修人员技术水平高低

的要求有关。通常将维修费用折算为每飞行小时所需的维修费用进行计算，它取决于平均维修间隔时间一次所需的费用。

(3) 运行费用

飞机供电系统的运行费用是指为维持装机供电系统质量的飞行所消耗的费用。通常将运行费用折算为每 kg 装机质量所需的运行费用进行计算。

7.4 电源系统设计

供电系统中的电源系统设计是以系统方案设计所确定的供电系统方案为依据，对电源系统及其所有设备的技术要求和与相关设备的接口关系进行选择与确定，为构建电源系统所需设备的采购或研制提供依据。

7.4.1 电源系统的接口关系和成品协调

1. 电源系统的接口关系

飞机供电系统中的电源系统与飞机发动机、环控系统、航空电子系统和座舱等机载设备在结构、连接和技术要求等方面有着较为密切的关系，是电源系统设计时必须要考虑并遵循的重要依据。

(1) 发电机与动力装置的接口

飞机供电系统中的主发电机由发动机驱动。此外，飞机还可能装有辅助动力装置、应急动力装置，分别用来驱动辅助发电机和应急发电机。发电机与动力装置之间的接口关系是指电源系统设计时应考虑动力装置发动机的输出轴转向、转速范围、加速度以及可能的安装方式和安装空间。同时，要考虑发电机所需的提取功率、安装后的悬挂力矩和润滑与散热条件等涉及电源系统正确设计的有关问题。当发电机为启动发电机时，还应考虑发动机的启动力矩。

(2) 发电机散热

发电机的冷却方式也是电源系统设计方案确定的一个方面，视实际接口情况与技术要求来选择，现有冷却方式有风冷和油冷两种。油冷又有循油和喷油两种冷却方式。

(3) 电源系统与环控系统的接口

飞机供电系统中的电源系统设置有固态电子组件设备时，如发电机控制器、静止变换器、变压整流器等，需要强迫通风冷却，则应与环控系统协调，为其提供通风冷却条件。

(4) 电源系统与航空电子系统的接口

航空电子系统监控处理机用于对飞机供电系统中的电源系统工作状况或故障进行检测，将检测结果传输给微处理机，通过总线传输到座舱进行显示，给飞行员告警，以便故障时采取纠正措施；同时还进行记录，以便返航后回放，为排故提供有效信息。为此，电源系统设计时需要与航空电子系统协调。

(5) 电源系统与飞机座舱的接口

飞机供电系统中的一些设备,如电源系统工作状态的控制、显示与出现故障时的告警装置等,一般都安装在飞机座舱内。这些控制、显示、告警装置的正常工作与电源系统有着密切关系。电源系统设计时,需要与飞机座舱相协调。

显示、告警装置通常采用信号灯。系统非正常工作状态时,信号灯"亮",正常工作时,信号灯"灭";信号灯作为告警时,一般为红色。有的飞机还设有中央告警信号灯,系统故障时发出闪光频率为每分钟 150±50 次的告警信号。现代先进飞机座舱中采用了综合显示系统,由计算机进行控制和管理。

2. 电源系统的成品协调

对电源系统及其所有设备的技术要求和与其他相关设备及系统的接口关系确定后,系统研制就要落实所需新成品或系统的定点供货或研制。飞机研制单位的成品协调是指与成品或系统研制单位进行的技术协调,协调方式为签订技术协议书和经济合同。技术协议书通常应包括以下内容:

(1) 适用标准、规范和文件

在成品或系统的研制中应遵循国家军用标准、航空工业标准和企业标准。此外,飞机研制单位要通过对通用规范的剪裁,编制专用的型号规范和文件。例如飞机标准化大纲、飞机质量保证大纲、飞机维修性大纲、飞机地面保障设备大纲、飞机可靠性大纲等。

(2) 一般要求

一般要求和具体内容有系统或成品名称、组成(包括配套设备或器件)、功能、装机数量、装机部位、系统或成品框图等;与飞机型号规范和文件有关的要求,即外廓尺寸、安装尺寸、互换性、质量及与飞机的接口、通风散热等;以及在飞机上安装时的位置、防水性、可达性、维护空间等要求。

(3) 性能要求

性能要求是指采购成品和系统组成的电源系统要求达到的性能,包括系统容量、过载能力、额定电压与调节精度、功率因数、供电方式、相数或相序、主馈线压降、电压不平衡、瞬态电压、电压波形、电压调制、直流电压脉动、稳态频率精度、频率调制、频率漂移、瞬态频率、系统保护项目及指标等。在各项指标的协调中应考虑技术的先进性与可行性、进度与经费等因素。

(4) 其他

① 如果系统中有计算机类的成品,其软件开发和编制应遵循有关标准或要求;

② 应有的使用期限、寿命、可靠性、维修性和测试性要求;

③ 根据飞机地面保障设备大纲和飞机质量保证大纲提出一、二级保障设备和工具的要求,建立质保体系和相应技术文件。

对于民用飞机的装机产品,应执行民用飞机适航规章。

7.4.2 主电源系统设计

主电源系统设计按供电系统方案设计所选择的主电源类型开展，不同类型的具体设计内容与要求不相一致，现分别予以简单介绍。

1. 低压直流电源系统

低压直流电源系统主电源由直流发电机、电压调节器、反流割断器和过压保护器等设备组成。二次电源为变流机或静止变流器，将低压直流电变换为交流电。常用蓄电池作为应急电源。系统容量取决于直流发电机容量，我国直流发电机系列有 3，6，9，12，18 kW 等。系统大多采用启动发电机。对于机身为全金属的飞机，直流电网为单线制，以飞机机体作为负线。

低压直流电源系统的主要性能参数有调节点额定电压、电压精度、脉动电压幅值及其频率特性；主要的保护功能有过压、过流、反流、短路等。

2. 恒速恒频交流电源系统

恒速恒频交流电源系统主电源由恒速传动装置、交流发电机、调压控制保护装置、主接触器、汇流条连接接触器、控制复位开关、电流互感器、信号指示装置等组成。二次电源为变压整流器，将交流电转换为直流电。蓄电池或应急变流机作为应急电源。也可设置辅助动力装置，驱动发电机作为辅助电源和(或)备份电源。

恒速恒频交流电源系统的主要性能参数是指调节点上的电压和频率特性，即电压极限、电压调制、电压不平衡和相移、电压波形、频率精度、频率调制等。其保护项目和指标可参照相关标准与规定。

3. 变速恒频交流电源系统

变速恒频交流电源系统主电源是由发动机直接驱动的无刷交流发电机和变换器组成的 400 Hz、115/200 V 三相交流电源系统。二次电源、应急电源和辅助电源与恒速恒频交流电源系统基本相同。其变频交流电功率通过变换器变换成恒频交流电功率。

变速恒频交流电源系统的主要性能参数与恒速恒频交流电源系统基本相同，可参照相关标准。

4. 变频交流电源系统

变频交流电源系统主电源由发电机、调压控制保护器、主接触器、控制开关、电源监控器等主要部件组成。该类型很少作为飞机独立主电源系统，而通常与其他类型的电源一起组成混合电源系统。

5. 高压直流电源系统

高压直流电源系统主电源由起动发电机、整流变换和固态配电装置等设备组成。270 V 的直流主电源由主发电机提供的 115/200 V 恒频交流电经整流变换而成；用电设备所需电能由变换器变换成各种所需的电能形式后提供。

7.4.3　二次电源,应急、辅助、地面和专用电源设计

1. 二次电源设计

二次电源是将主电源电能变换为另一种电能形式的装置,用以对需要不同类型电能的用电设备供电。在低压直流电源系统中有变流机、静止变流器、直流升压机等;在交流电源系统有变压器、变压整流器等。二次电源设计将根据系统的需求,选择相应的变换装置,并确定其功率容量。

2. 应急电源设计

应急电源是飞机供电系统处于应急工作状态时的供电电源。飞机应急电源有多种类型。应急电源设计是按飞机应急状态时的用电需求,以及相关条件与技术要求,选择确定电源类型和功率容量。

(1) 应急电源类型

① 冲压空气涡轮发电机。

冲压空气涡轮发电机是最早用于飞机的应急电源设备,在很短时间内即可投入正常工作。其主要缺点是投放机构不可靠,系统运行状态难以检测以及当速度低又要求大功率输出时,冲压空气涡轮尺寸太大。

② 液压驱动发电机。

液压驱动发电机用于较先进的飞机,具有输出功率大、不受外界条件影响等优点。但当靠存储的高压液压油工作时,结构质量和工作时间受限制;而用飞机主液压系统驱动时,效能和可靠性低。

③ 应急动力装置发电机。

用应急动力装置驱动的发电机用于先进技术飞机,动力装置采用燃气燃料。其优点是机动性好,能立即投入使用,在任何飞行状态下供电可靠。缺点是存储燃料有限,工作时间短。为解决长时间供电,可由主发动机引气来驱动应急发电机,但会影响飞机动力系统性能。

④ 蓄电池。

蓄电池是飞机必备的应急电源装置。当要求功率不大且供电时间不长时,则蓄电池是最好的应急电源方案。飞机上常用的蓄电池有锌银蓄电池、铅酸蓄电池、镉镍蓄电池。

(2) 应急电源选择原则

① 应急电源的容量应满足负载分析所确定的要求;要有足够长的运行时间,一般民用飞机为 2～3 h,军用飞机则需保证返航安全着陆;主电源故障时应急电源可自动投入,也可有驾驶员操作投入;其供电特性满足应急负载的用电要求;

② 应急电源应启动时间短,启动方法可靠;在飞机最小飞行速度时,有效容量能满足要求;能进行定期检查试验,保证应急电源工作正常;

③ 选用蓄电池作为应急电源,蓄电池控制电路中需安装继电器,且由座舱操纵板上的开

关控制；蓄电池装置的设计和安装应确保电解液或其他有害液体溢出后不会损坏邻近的部件和结构；为确保蓄电池在规定的温度范围内正常工作，可配置加温或隔热装置；在选择蓄电池的安时容量和其他性能要求时，应考虑温度、充电效率、老化和其他降低性能的影响因素。

3. 地面电源设计

地面电源是地面供电设备，飞机上设置外电源插座、外电源监控器以及外电源接触器，以便对地面电源进行控制并对机上电网进行保护。地面电源的供电特性是指与飞机连接处所测得的电气特性，要求与机上主电源系统一致或更高。地面电源设计就是要选择并确定保证供电特性要求的地面电源设备。

4. 备份电源设计

备份电源通常是指正常电源故障时用来替代的电源装置。是否需要配备备份电源，取决于飞机的可靠性要求和完成飞行任务的迫切性。主电源和二次电源都可以有备份电源。通常在一些小型飞机上，特别是单发动机飞机，才考虑采用备份电源。对大型飞机，由于至少装有两台发动机，有两台或更多的主发电机，通过选择足够的容量，主发电机间可互为备份，以实现备份电源的目的。备份电源设计的主要任务是由负载分析来确定备份电源的容量。

5. 辅助电源设计

为使飞机具有不依赖地面支援设备完成地面检测和维护的能力，飞机上都设置有辅助电源。当飞机装有一些特大用电负载，如预警机的雷达负载，则可由辅助电源参与供电，解决用电的高峰需求。在民用飞机上辅助电源还可作为主电源的备份电源。

大型飞机，其辅助电源是由辅助动力装置驱动的发电机，其容量往往与主发电机相同。对战斗机和武装直升机，由于强调质量轻，其辅助动力装置驱动的发电机仅提供地面维护所需的辅助功率。辅助电源设计需进行负载分析，以确定辅助电源容量；同时，要确定辅助电源与主电源之间的运行方式，即是同步运行还是并联工作，以及是否要求不中断转换等工作状态。

6. 专用电源设计

目前，一些先进飞机，要求装备专用电源，为重要的关键用电设备提供电能，如飞行控制系统、航空电子系统和全权发动机数字控制系统等。专用电源一般都要求不中断供电和余度供电。专用电源的设计要按具体用电设备的技术要求有针对性地开展。

7.4.4 电源系统的控制、保护和自检测方案设计

控制与保护是电源系统的重要组成部分，其主要作用是在空、地勤人员的操纵下或根据自动控制装置的信号，使发电机与汇流条可靠地接通、断开或转换，保证故障部分与电网可靠分离。控制与保护装置能实施系统控制、正常运行参数控制和系统保护等功能。系统控制与保护功能的选择力求简单、可靠。现代先进飞机，广泛应用电子集成和计算机技术，设置有智能化计算机型的综合控制设备，除实现调压、控制、保护外，还具有监控、记忆、存储、自检测等功能。

1. 控制类型及指标

(1) 调压

无论是交流还是直流,发电机输出电压调节都由调节励磁电流实现。对于三相交流电源系统有固定相(或线)电压调节、平均电压调节、最高相电压调节和正序电压调节四种方式。一般选用简单可靠的调节方式。为了防止不对称短路故障时非短路相电压过高而损坏用电设备,则采用“平均加高相”的电压控制方式。

(2) 单台发电机控制

发电机主回路的接通与断开由发电机断路器控制。发电机断路器接通应满足的条件是外部电源和辅助电源已被切断,发电机转速已达到正常转速范围,并已励磁建立电压。在直流发电系统中,发电机断路器与反流保护器组合在一起。

在发电机运行过程中,为了确保发电机建立电压和正常供电,发电机必须要励磁;而在故障情况下,则要灭磁。为此,发电机控制还包括对其励磁电路的控制。

(3) 并联控制

无论是交流系统还是直流系统,发电机都有可能并联运行。并联运行要确保发电机之间负载分配均匀,在负载变化情况下具有相同的工作特性。直流发电系统,发电机并联运行的影响因素是端电压及其极性。交流发电系统,并联运行需要控制的参数有相序、频率、电压值和电压相位。

三相交流发电机并联至三相汇流条而不引起严重瞬变和机械冲击,则相序相同的并联发电机必须满足三个条件:频率差值在±0.5 %以内;电压差值在±2 %以内;闭合瞬间相位差在 90°以内,保证发电机具有自整步能力而不失步。

发电机投入并联控制可手动或自动,而并联条件由自动并联电路保证。

(4) 启动发电系统的控制

无论是螺旋桨还是喷气发动机,都不能自持启动,必须由启动设备拖动至一定的转速,喷油点火后才能自持工作。常用的启动设备有燃气涡轮启动机、空气涡轮启动机、电启动机等。对军用飞机,既要发动机启动时间短,又要不依赖地面支持。直流启动发电机可以在发动机启动时,先由地面电源或飞机蓄电池供电启动发动机,待发动机达到一定转速后,转换为发电状态向飞机电网供电。启动发电系统的工作过程,需要专门的电路与装置予以控制,以满足发动机启动的技术要求。

(5) 外部电源的监控

外部电源不能与机上发电机并联供电。当将外部电源接入飞机电网时,要自动断开电网上的机载发电机。机上任何一台发电机欲接入电网,先要断开外部电源。为了防止外部电源不适当接入,机上一般装有外部电源监控器。

2. 保护类型及指标

电源系统的设计,包括电源系统保护类型的选择及其指标的确定,一般都要遵循有关标准

的规定。

(1) 过压保护

由于电压调节器或励磁系统的故障,可能引起系统电压超过规定的极限,必须进行保护。过压保护采用反延时特性。

(2) 欠压保护

当系统电压低于规定的极限时,也须进行保护。保护装置的设计要满足有关标准规定的指标要求,欠压保护一般采用固定延时特性。发生短路故障时,系统电压变为 0,是欠压故障的极端情况,系统将采取短路故障的保护措施。

(3) 过频和欠频

在发电机启动和停转期间,发电系统出现正常的频率变化,但恒速传动装置转速控制设备和原动机的故障也能引起发电系统的频率变化,当频率偏移有关标准规定的允许极限,则为系统故障。超出允许极限的高限为过频,超出低限为欠频,两种情况系统均需采取保护措施。保护装置的设计要保证系统频率超过极限时,保护装置动作,断开主接触器。

(4) 差动保护

交流发电机系统中,发电机馈线的相间或相与中线之间发生低阻抗短路,这是系统的短路故障,需采取保护措施。此时的保护装置可以采用差动保护电路。差动保护电路是通过敏感发电机输出馈线和中线之间的电流差值来判定故障,且获取故障信息,以控制保护装置动作。

直流系统中,发电机及其馈线间的短路也可采用差动保护电路装置。

3. 自检测功能

飞机电源系统的自检测功能是指电源系统本身所具有的检测功能。最简单的自检测是借助于地面检查设备进行检测。目前较多的自检测方法是利用控制保护器功能对电源系统的主要部件进行检测,用信号灯显示。现代先进飞机,自检测功能由非航空电子监控处理机实现,检测结果在座舱多功能显示器上或维护监控板上显示。

7.5 配电系统设计

7.5.1 配电系统设计要求

1. 常规要求

① 在供电系统正常运行情况下,配电系统使用电设备从主电源、二次电源、地面电源或辅助电源都能获得电能;

② 当供电系统发生故障,电源功率减少,不能满足飞机正常运行时的用电需求,则配电系统能将非关键用电设备或者预先选定可不工作的用电设备按要求脱开电网;

③ 配电系统能保证飞行关键用电设备由主电源或二次电源供电,当主电源失效时,由应

急电源供电；

④ 在地面工作期间，配电系统配有简便措施，使不需要供电的设备不与地面电源连接；

⑤ 配电网路中的故障和空勤人员的误操作不会构成飞机的不安全状态。

2. 功能要求

(1) 配电系统的工作及其控制、保护功能与整个供电系统的要求要相协调；

(2) 具有容错供电能力，即在发生故障后系统仍能保持运行的能力；

(3) 具有负载管理能力；

(4) 具有自检测能力，在飞行中连续监控供电系统的工作并存储，为维修人员提供故障信息。

7.5.2　配电形式与布局方案设计

飞机供电系统中，其配电系统的主要任务是将电能可靠而有效地传输到各用电设备电功率输入端。配电系统设计涉及由主电源线制决定的电能传输形式和由汇流条配置决定的配电形式；同时，还需确定由配电线路连接形成的供电网络的布局与结构，以及输电电缆和保护装置的选用。

1. 电能的传输形式

(1) 直流电传输形式

直流电能的传输形式分为单线制和双线制，在供电系统方案论证时就已确定。对于采用单线制的直流供电系统，由于飞机机体上有相当大的电流通过，因此在配电系统设计时要特别关注飞机结构各部件的可靠接触，以及适当提高系统的绝缘要求。

直流供电系统的电能传输形式一般都采用单线制，而局部环节如发动机上的电气附件，其电能传输采用双线制。

(2) 交流电传输形式

单相交流供电系统电能传输形式的设计选择与直流系统类同。三相交流供电系统电能传输形式的设计选择，视发电机类型和使用特点可以有四种类型。

① 双线制，即系统不引出中线，飞机机体作为第三根相线；

② 三线制，系统也不引出中线，系统中的单相用电设备用双线制供电；

③ 中线接地的三线制，系统引出中线，是飞机机体，这是普遍选择的一种电能传输形式；

④ 四线制，系统自身引出中线的形式。

2. 配电形式选择

根据飞机的用途和大小，配电形式的设计选择可有集中配电、混合配电、分散配电和独立配电四种。不同配电形式，其结构布局不同，设计计算方法也不一样，对供电品质质量及其可靠性、经济性等技术要求的影响因素也不尽相同。设计选择时需根据实际情况和要求，经综合分析比较后确定。

3. 供电网络形式选择

配电形式确定后，还存在供电系统中的各汇流条之间如何连接的问题，即如何形成供电网络。可供设计选择的供电网络形式有两类，即开式供电网和闭式供电网。其中，开式供电网络又分为辐射形和干线形两种；闭式供电网络分为辐射形、干线形、网形、环形和混合形五种。供电系统中，供电网络形式的设计选择要视飞机用途，以及可靠性和飞行安全性等要求来确定。

7.5.3 电线、电缆选择与截面计算

飞机配电系统电能传输功能的实现主要由电线、电缆完成，电线、电缆的选择也是配电系统设计必须进行的一项工作。

飞机配电系统中电线、电缆种类的选择应根据电线、电缆的用途、敷设环境、质量和保护要求等因素进行考虑。民用飞机还特别强调阻燃性，以保证飞行安全。目前航空领域广泛采用的电线有美国瑞侃公司 55A 电线和国产聚四氟乙烯电线与耐热涂漆电线。电线、电缆设计选择时，要考虑航空应用对电线的基本要求，同时要进行导线截面计算，以满足系统电能传输的需要。

1. 航空应用对电线的基本要求

(1) 在最恶劣的环境条件下，电线温度不允许超过规定的允许值；

(2) 在短路故障情况下，电线导电部分的最高温度，在保护装置动作前不应超过允许值；

(3) 电线在电路中的电压损失不允许超过规定的范围。

2. 电线、电缆截面的确定

电线、电缆截面要根据载流值、电压降和机械强度三个因素来确定。一般程序先根据已知负载电流选择电线截面，然后考核其机械强度，再用允许的线路电压损失(电压降)进行校核。对于电机负载必须进行电机启动状态时的电压损失校核，即根据启动电流计算电压损失，校核能否满足电机电功率输入端的最低电压要求。

(1) 电线载流计算

与用电设备相连的电线载流等于用电设备电流。若汇流条带有多个用电设备，则向汇流条供电的电线载流应按电气负载分析结果，选择汇流条负载的最大电流值。

(2) 按载流值选择电线截面

按电线载流值表查得电线允许的最大载流量，使其大于电线负载电流。选择电线截面时，对电线允许的最大载流值要进行高度和成束修正；电线允许的极限电流应大于电路中保护装置的额定电流。

(3) 电线、电缆电压损失的校核

通过计算确定选用的电线、电缆电压损失应小于允许电压损失。允许电压损失在设计中应予以规定，应满足用电设备电功率输入端的最低电压要求。

(4) 机械强度限制

飞机上的电线最小截面受机械强度限制。一般规定单线敷设时最小截面应不小于

0.5 mm^2；盘箱、盒内敷设时最小截面应不小于 0.3 mm^2。因此，对于信号电路和负载电流小的电路，往往按机械强度限制来选择电线截面。

7.5.4　配电网路保护装置的配置

电气设备因使用不当、战斗损坏、设备老化、机械损伤等原因，都可能使配电系统中的电网路发生短路故障或过载。此时必须对电线、电缆进行保护，并由电网中设置的电路保护装置迅速切除故障。配电系统设计时要确定电网路保护装置的设置，以满足系统设计要求。

1. 电网路保护要求

① 配电系统中的各段电网路均应设保护装置，将电网路的短路或过载故障限制在局部范围内，而不引起严重后果，保证非故障电路仍能正常工作；

② 电网路的保护装置应有选择性，使保护装置动作后失去供电的设备最少，即保护装置容量的选择，应使本级保护装置保护动作优先于上一级，并与发电系统的保护指标相协调；

③ 为满足可靠性要求，必要时可采用多路馈线，余度供电馈线之间的布线安装，应考虑设置一定的间隔；

④ 保护装置要结构简单、维护方便、特性稳定、工作可靠、反应灵活、快速动作，并具有选择性。

2. 电网路保护装置的类型

① 最大电流保护装置，当电网路中的电流超过规定值时，保护装置动作，它又分为具有延时特性和不具有延时特性两类；

② 差动电流保护装置。保护动作没有延时，主要用于电源主干线短路保护。

3. 电网路保护装置的选择

在直流电网路中用的电路保护装置有熔断器和热断路器，都具有反延时特性，属于最大电流保护装置，用以保护馈电线和用电设备，构造简单又可靠，得到广泛使用。

在交流电网路中，单相线路的保护与直流电网路相同。但在三相系统，单相保护装置只能用于一相电网路的保护，且要保证一相保护动作时不会损坏用电设备。目前已有专为交流电网路用的单相和三相自动保护装置。三相自动保护装置当一相故障时，三相电路均断开。

配电系统设计时，要根据系统电网路的结构布局及其所提出的具体保护要求，经过分析、计算，才确定电网路保护装置的选择。

7.6　飞机供电系统的可靠性设计

7.6.1　可靠性设计准则

在开展系统方案论证和方案设计时，应根据有关标准进行系统的可靠性论证与分析，对其

性能、可靠性、维修性和经济性进行全面考核。除要满足标准规定的可靠性一般要求外，供电系统的可靠性论证与分析还需核实下列可靠性保证措施。

1. 电源设置的可靠性措施

① 应有应急电源，并配备有飞行前检查其所处状态是否适用的简便方法和手段；

② 有空勤人员在飞行中能够控制各电源与各系统单独断开或一起断开以及防止并联电源误并联的措施与手段；

③ 应有卸载电路，以免主电源过载。

2. 系统自动保护的可靠性措施

① 一旦发生电气故障、设备失效或过载时，有尽量减少和防止损坏发电设备、变换设备、蓄电池和配电系统的方法与手段；

② 当任一主电源以外的电源或辅助电源的电压或频率超出电源品质极限时，有将其从电气系统断开的装置；

③ 除主汇流条故障或有关的保护功能失效外，系统能保证任何单个失效事件都不会使任一主汇流条长时间失电，一旦失电，系统配备有能自动或手动转换使该汇流条恢复供电的措施。

3. 系统非自动保护的可靠性措施

当需要空勤人员手动实现系统保护时，系统能向空勤人员发出合适的预警指示，并设有让空勤人员能得到任一电源失效和（或）向重要负载供电的汇流条供电中断的指示及警告的措施。

4. 设计中需考虑的可靠性措施

① 发电系统经故障模式分析后，对可能产生危及安全或设备可靠工作的故障均应设置适当的保护隔离措施；

② 发电机馈线、汇流条连接和负载电路的所有配电电路都应设有保护措施；

③ 配电网路的保护应使电源汇流条配置与负载线路保护相协调，并与发电机保护指标相协调，发电机、馈电线保护与电源汇流条保护不得因输电线路、负载汇流条及负载线上的任何故障而动作，负载线上的故障不应使输电线路保护装置动作，为保护所有电路，在功率输出端或在距汇流条的连线不超过 30 cm 处，应有电路保护装置；

④ 主汇流条尽可能短，并应安装在单独的配电盒内，以减小易损，安装配电盒时应尽可能利用飞机结构作保护，连接汇流条的电缆应由配备有电气保护装置的多根电线组成，以保证一根电线发生故障时，不会影响汇流条工作，刚性汇流条，其长度更应尽可能地短，并应安装在配电盒内或采取适当的保护措施；

⑤ 有外部电源与机上电源之间可靠转换的措施，为防止外部电源不适当地接至飞机电网，需安装极性或相序保护器，或安装符合要求的外部电源监控器。

5. 安装与布线的可靠性措施

① 所有电气设备、控制装置和电线的安装能保证在任一部件或分系统工作时，对保证安全飞行所必须同时工作的其他任一电气部件或分系统的正常运行不会有影响；

② 电线、电缆必须组合成束、分路相隔，以使载有大电流的电线、电缆发生故障时，对重要电路的损害减至最低限度；

③ 电线的布局及其连接部件的位置，应保证在任何预知的工作条件下使用时，都不会在端头产生过大的机械变形，布线时电线要留出备用部分，以保证电线的再次连接；

④ 每根线束应使用不滑的绳带、卡带和卡箍捆紧，并牢固地加以支撑，以防止绝缘磨损，在强振动和与结构有相对运动的区域中，应采取特殊的预防措施，连接在运动部件上的电线要拧结在相邻的运动部件上，不要用弯曲电线的办法绕过相邻的运动部件；

⑤ 处于防护区的电线，为减少电磁干扰，或者为便于在不易接近的区域走线与维护，可以使用管道，电线在管道中的占满率应在 64％以下；

⑥ 电线与输送易燃液体或氧气的管路之间，应当有足够距离，在高温附近的电线要使用耐高温绝缘材料；

⑦ 正常工作时，由蓄电池逸出的易燃或有毒气体，或由充电系统、蓄电池装置在发生可能的故障时逸出的易燃或有毒气体，均不得损坏周围的飞机结构或邻近的重要设备，需设置蓄电池故障敏感告警系统，一旦故障发生，应将蓄电池与其充电电源断开；

⑧ 与备用系统有关的电线和设备，在机械和电气上应与其他系统的电线和设备隔开，备用系统线路应有单独的接地螺栓；

⑨ 电线的接头和端头要尽可能少；

⑩ 外部电源插座位置，要尽可能远离易燃气体或液体的集结点。

7.6.2　系统的可靠性评估

可靠性评估的目的在于鉴定系统是否满足可靠度要求，同时确定影响供电系统可靠性的重要参数。评估工作通过对发电、汇流条和配电系统的故障率分析来开展。

目前，对单发和多发动机飞机供电系统的可靠度要求列于表 7.6.1。飞机的不同飞行任务有不同的可靠度要求。

1. 供电可靠度指标分析

(1)向汇流条供电的可靠度分析

对于多发动机(四通道、三通道或双通道)飞机的供电系统，因发电通道多，较容易满足供电可靠度要求；对于单发动机飞机的供电系统，则需要提高发动机或发电系统的可靠度才能满足要求。

表 7.6.1　供电系统的可靠度要求简表

系统构成	向汇流条供电（A）	配电(B)		向所有设备供电(C=A×B)	
		常　规	先　进	常　规	先　进
单发(工作 2.5 h)	安全返航 0.999 8 完成任务 0.995	0.989 3 0.978 8	0.998 4 0.996 7	0.989 1 0.973 9	0.998 2 0.991 8
多发(工作 6 h)	安全返航 0.999 95	0.945 6 0.867 5	0.991 5 0.979 0	0.945 5 0.867 3	0.991 3 0.978 8

(2) 向用电设备供电的可靠度分析

向负载供电的可靠度等于配电系统可靠度与汇流条供电可靠度的乘积，所以用电设备供电可靠度低于汇流条供电可靠度，可靠度的降低程度与配电系统和电网路的数量直接有关。采用先进技术的配电系统比常规配电系统的工作可靠度高，见表 7.6.1。

(3) 向电传操纵系统供电的可靠度分析

电传操纵飞机飞行控制系统的可靠工作依赖于供电系统对其供电的可靠度，要求供电系统具有高可靠性和能很快将其转换到备份电源供电的能力。通常电传操纵飞机的供电系统包括安装在发动机法兰盘上的主发电机(或发电机组)，此发电机或发电机组的额定功率为全机所有电气负载的用电量；一台辅助动力装置驱动的发电机作为应急电源；蓄电池在主电源失效至辅助动力装置启动发电前的一段时间内向用电设备供电，或为了增加可靠性作为余度电源。

电传操纵系统的可靠性要求高，需“不间断”供电。为此，可依据可靠度要求，采用由两个或更多个负载管理中心供电的余度配电电路，电传操纵系统的设备将配备与余度供电数量相同的电源和输出隔离二极管，以保证其“不间断”供电的实现。

2. 系统的可靠性分配

可靠性分配是把系统的可靠性指标合理分配给组成系统的各分系统、设备、组件与元件。其目的是将可靠性指标分配给组成系统的各级产品，明确各项产品的可靠性要求，让工程技术人员采取措施，实现可靠性要求。

可靠性分配时，先要权衡总体技术指标与产品承接单位的技术状况与水平，同时要考虑产品及其所在分系统一旦故障对整个系统任务可靠性的影响。

7.6.3　系统可靠性初步计算

1. 可靠性计算依据

供电系统方案设计阶段，进行电路图设计时，要求进行电源系统可靠性初步计算，计算的依据为：

① 正常工作阶段，正常状态下，系统中的所有元件均工作，元件数量、类型和故障密度已知；

② 整个系统在一次飞行的最长时间内都工作；

③ 在开始工作时刻，系统状态良好，均由相应的控制予以保证；

④ 元件故障随时间按指数规律分布，元件可靠度为

$$R_i = e^{-\lambda_i t_i} \tag{7.6.1}$$

式中：R_i——第 i 个元件的可靠度；

λ_i——第 i 个元件的失效率；

t_i——第 i 个元件的工作时间。

2. 可靠性计算

电源系统可靠性计算是确定组成系统的各部件、辅助元件和电线对规定最大飞行时间 t 的可靠度 R。它们的失效率可按设备使用统计数据选取。电源系统可靠度 R_S 是发电机至用电设备电网路中所有相应部件可靠度的乘积。

并联工作的电源系统，设有 n 条并联电路时，系统可靠度为

$$R_S = 1 - Q_S = 1 - Q_k^n = 1 - (1 - R_k)^n \tag{7.6.2}$$

式中：Q_S——规定时间内系统产生故障的概率，下标 S 表示系统，k 表示并联支路。

3. 计算举例

设单发直流电源系统，发电机馈电网路由元件串联组成。按已知的元件失效率，计算如下：

(1) 熔断器 1 件：$\lambda_1 = 0.01 \times 10^{-3}$，$R_1 = e^{-\lambda_1 t} = 2.73^{-t \times 0.01 \times 10^{-3}}$

(2) 差动低限继电器电路由继电器 6 件 $\lambda_{21} = 0.02 \times 10^{-3}$，焊接连接 35 处 $\lambda_{22} = 0.000\ 1 \times 10^{-3}$，插头连接 7 处 $\lambda_{23} = 0.000\ 5 \times 10^{-3}$ 等元部件串联组成，所以：

$$R_2 = 2.73^{-t(6 \times 0.02 + 35 \times 0.000\ 1 + 7 \times 0.000\ 5) \times 10^{-3}} = 2.73^{-t \times 0.127 \times 10^{-3}}$$

(3) 开关 1 件：$\lambda_3 = 0.01 \times 10^{-3}$，$R_3 = e^{-\lambda_1 t} = 2.73^{-t \times 0.01 \times 10^{-3}}$

(4) 电压调节器由碳柱 1 件 $\lambda_{41} = 0.08 \times 10^{-3}$，电阻 4 件 $\lambda_{42} = 0.01 \times 10^{-3}$，整流管 4 件 $\lambda_{43} = 0.01 \times 10^{-3}$，电磁线圈 4 件 $\lambda_{44} = 0.001\ 5 \times 10^{-3}$，焊接连接 25 处 $\lambda_{45} = 0.000\ 1 \times 10^{-3}$，插头连接 5 处 $\lambda_{46} = 0.000\ 5 \times 10^{-3}$ 等元件串联组成，所以可靠度：

$$R_4 = e^{-t(0.08 + 4 \times 0.01 + 4 \times 0.01 + 4 \times 0.001\ 5 + 25 \times 0.000\ 1 + 5 \times 0.000\ 5) \times 10^{-3}} = e^{-t \times 0.171 \times 10^{-3}}$$

(5) 外部电阻：$\lambda_5 = 0.02 \times 10^{-3}$，$R_6 = e^{-t \times 0.02 \times 10^{-3}}$

(6) 发电机 1 台：$\lambda_6 = 0.2 \times 10^{-3}$，$R_6 = e^{-t \times 0.2 \times 10^{-3}}$

(7) 稳流电阻：$\lambda_7 = 0.001 \times 10^{-3}$，$R_7 = e^{-t \times 0.001 \times 10^{-3}}$

(8) 电线线路：长 5 m，$\lambda_8 = 0.001 \times 10^{-3}$，$R_8 = e^{-t \times 5 \times 0.001 \times 10^{-3}} = e^{-t \times 0.005 \times 10^{-3}}$

发电机馈电电路的可靠度由所包含的零部件可靠度的乘积确定，即

$$R_k = R_1R_2R_3R_4R_5R_6R_7R_8$$

所以，10 工作小时，$R_k=0.993\ 1$；200 工作小时，$R_k=0.744\ 7$

当 2 台（即 $n=2$）发电机并联，经计算并联电源系统的可靠度为

10 工作小时：$R_S=1-(1-0.993\ 1)^2=0.999\ 952\ 5$

200 工作小时：$R_S=1-(1-0.744\ 7)^2=0.934\ 822$

7.7 设计图样的绘制

图样是工程活动的一种语言，是工程设计所不可缺少的组成部分。飞机供电系统的工程设计，同样需要图样绘制，并有相关要求。

7.7.1 图样种类及其用途

对飞机供电系统工程设计所涉及的主要图样种类及其用途予以简单介绍，以建立工程设计中图样的基本概念。

1. 系统图（框图）

系统图是用符号或带注释的框概略表示飞机供电系统或分系统的基本组成、主要特征及其功能关系，以及各组成环节间的相互连接和与机上其他系统接口关系的一种示意图。其用途是为方案的比较和编制详细技术文件提供依据。图 7.7.1 为变速恒频电源系统的框图。

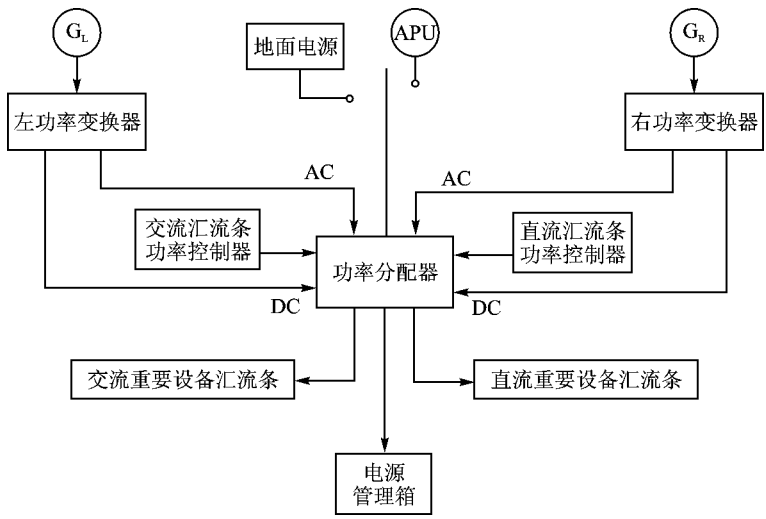


图 7.7.1 变速恒频电源系统框图

2. 电路图及其明细表

电路图用图形符号详细表示系统电路、设备或系统全部组成及其连接关系、工作原理和与其他系统交联关系的图形。将电路图对应系统中各组成部分及其相关资料所列成的表格，即为电路图明细表。电路图是绘制系统接线图的依据，也是编制通电检查文件的依据，能为测量和寻找故障提供信息。

3. 接线图或接线表

接线图用来表示与电路图相对应系统的组成设备或器件之间在飞机某区段内相互电路连接的关系，以系统电路图为依据，并按在飞机上的安装位置排列绘制，称为系统接线图（习惯称为馈电图）。它是进行系统导通绝缘检查和维修的技术依据，用于绘制电气（或飞机）接线图。将飞机全部电气设备按飞机的舱段分页或根据飞机分离面分页绘制的接线图，称为电气（或飞机）接线图（习惯称为半安装图）。它是进行线束组合与转接电连接器或接线板的必要依据，并用于绘制线束图，同时也是飞机总装时，安装设备、接线板、接线盒接线及压死接头的技术依据。能真实反映控制盒、配电盒、仪表板、操纵台内各元器件布置及接线关系的图样，称为盘箱接线图，可用于对应盘箱的制作、导通绝缘检查与维修和盘箱标牌制作。

与电路图一样，接线图应附相应明细表。同时，系统接线图和盘箱接线图中还应附相应的接线表。系统接线图附带的接线表是线束图设计的依据，盘箱接线图的接线表是制作盘箱时的接线依据。图 7.7.2 是盘箱接线图。

4. 线束图

线束图原称电缆图，根据接线图线束组合和线束敷设路径，以单线树枝状绘制，表示设备、器件、电连接器等相互之间的电路连接关系，用于线束制作。图 7.7.3 是线束图示例。

5. 电气设备安装图

电气设备安装图详细表述设备、盘箱在飞机上安装与固定的生产用图纸，是一种示意图，用于表示主要电气设备在飞机上的布局。

6. 线束敷设图

线束敷设图详细表述线束在飞机上的走向、分布、固定及线束与设备连接关系的生产用图纸，是飞机总装时，线束敷设的依据。图 7.7.4 是线束敷设图。

7. 安装图

安装图包括设备安装图、电气设备安装总图、线束敷设图。其绘制方法与结构应符合全机的统一制图规定。有时不绘制电气设备安装总图，而在线束敷设图绘制时一并考虑电气设备的安装情况。

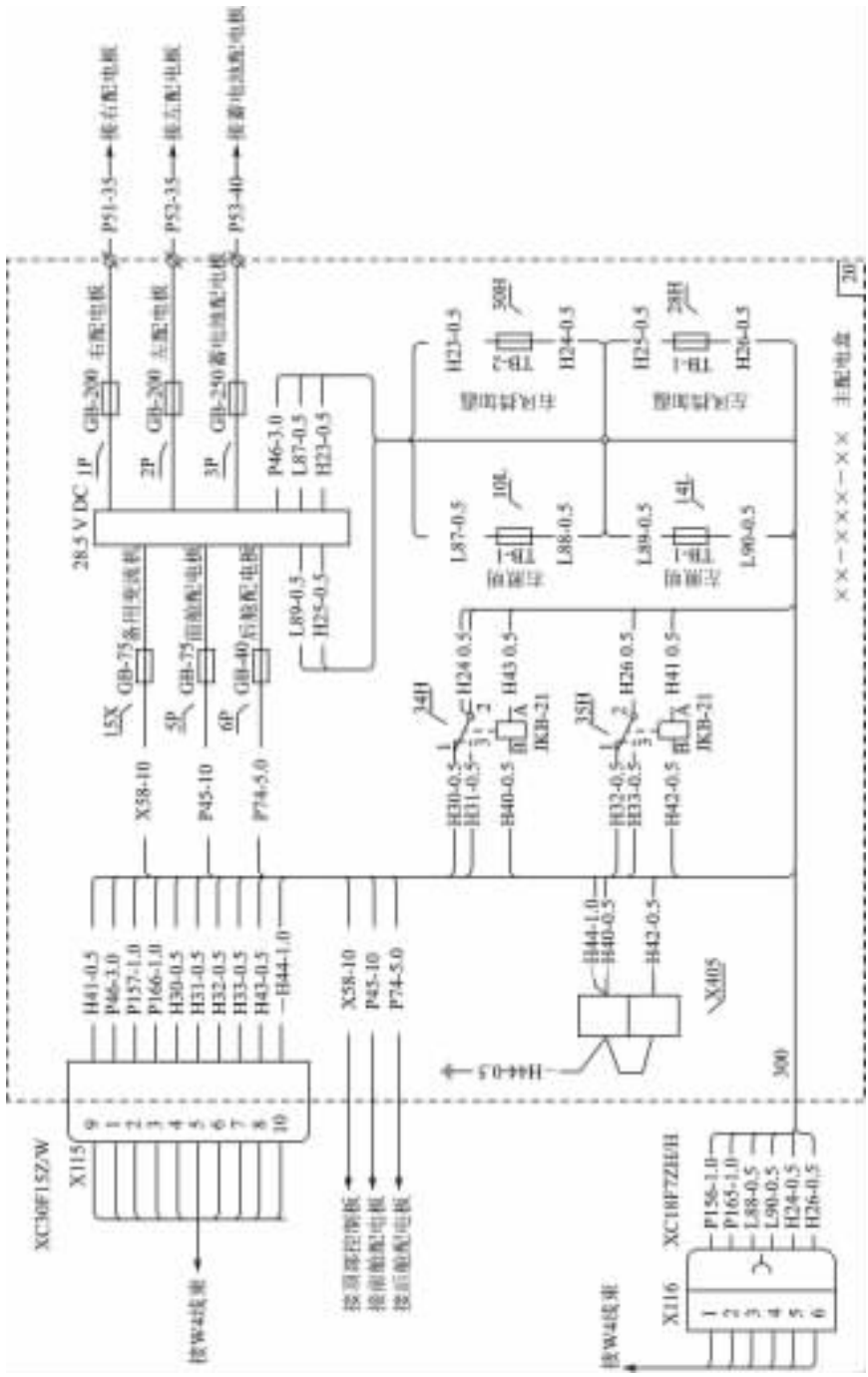

28.5 V DC
1P
2P
3P
GB-200
GB-250
P51-35
P52-35
P53-40
P46-3.0
L87-0.5
H23-0.5
L89-0.5
H25-0.5
GB-75
GB-40
15X
5P
6P
X58-10
P45-10
P74-5.0
H24-0.5
H43-0.5
H26-0.5
H41-0.5
H30-0.5
H31-0.5
H40-0.5
H32-0.5
H33-0.5
H42-0.5
H44-1.0
H44-0.5
X405
300
20
XC30F15Z/W
X115
XC18F7ZH/H
X116
P156-1.0
P165-1.0
L88-0.5
L90-0.5
H24-0.5
H26-0.5
接W4线束
接W4线束

图 7.7.2　盘箱接线图

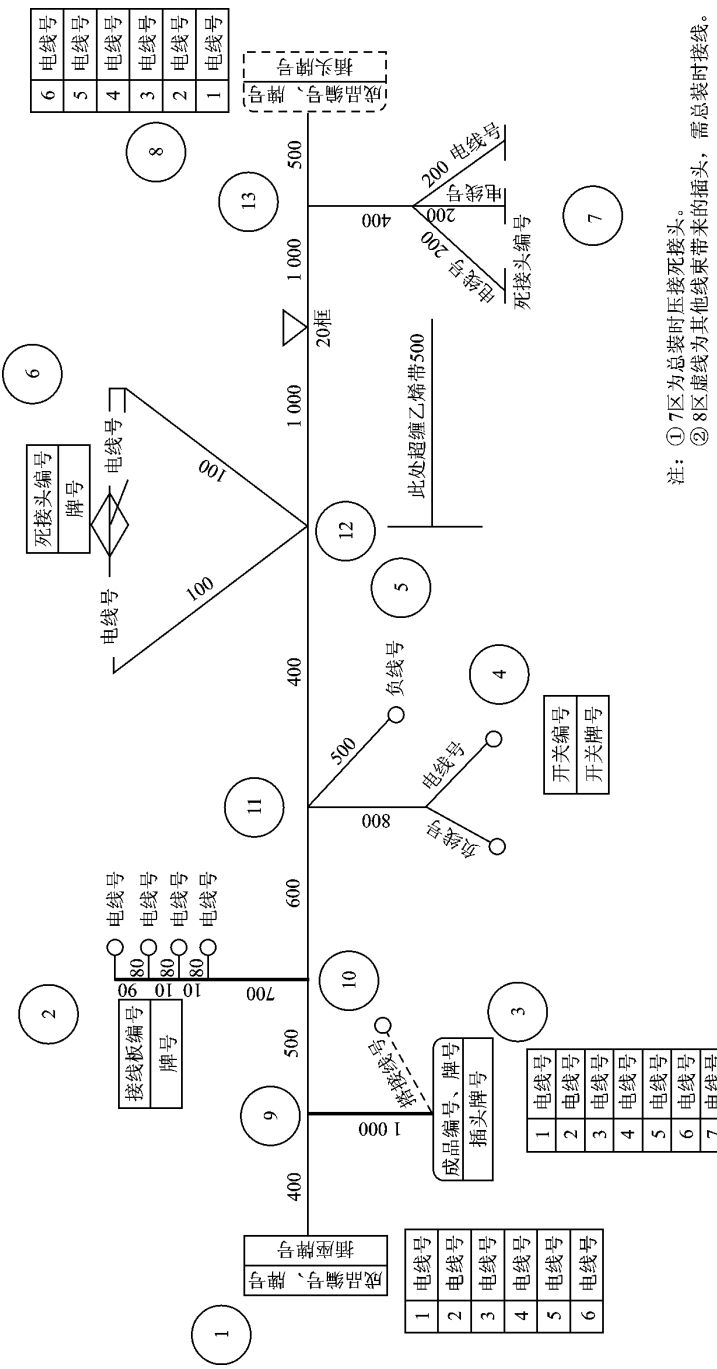

成品编号、牌号
插头牌号
1 电线号
2 电线号
3 电线号
4 电线号
5 电线号
6 电线号
成品编号、牌号
插座牌号
1 电线号
2 电线号
3 电线号
4 电线号
5 电线号
6 电线号
7 电线号
8 电线号
成品编号、牌号
插头牌号
1 电线号
2 电线号
3 电线号
4 电线号
5 电线号
6 电线号
7 电线号
8 电线号
接线板编号
牌号
电线号
电线号
电线号
电线号
90
80
80
80
10
10
700
负线号
电线号
负线号
800
500
400
1 000
1 000
500
600
400
100
100
电线号
电线号
死接头编号
牌号
20框
此处超缠乙烯带500
200 电线号
电线号
200
400
电线号 200
死接头编号
开关编号
开关牌号
搭接线号
1 000
注：①7区为总装时压接死接头。
②8区虚线为其他线束带来的插头，需总装时接线。

图 7.7.3　线束图示例

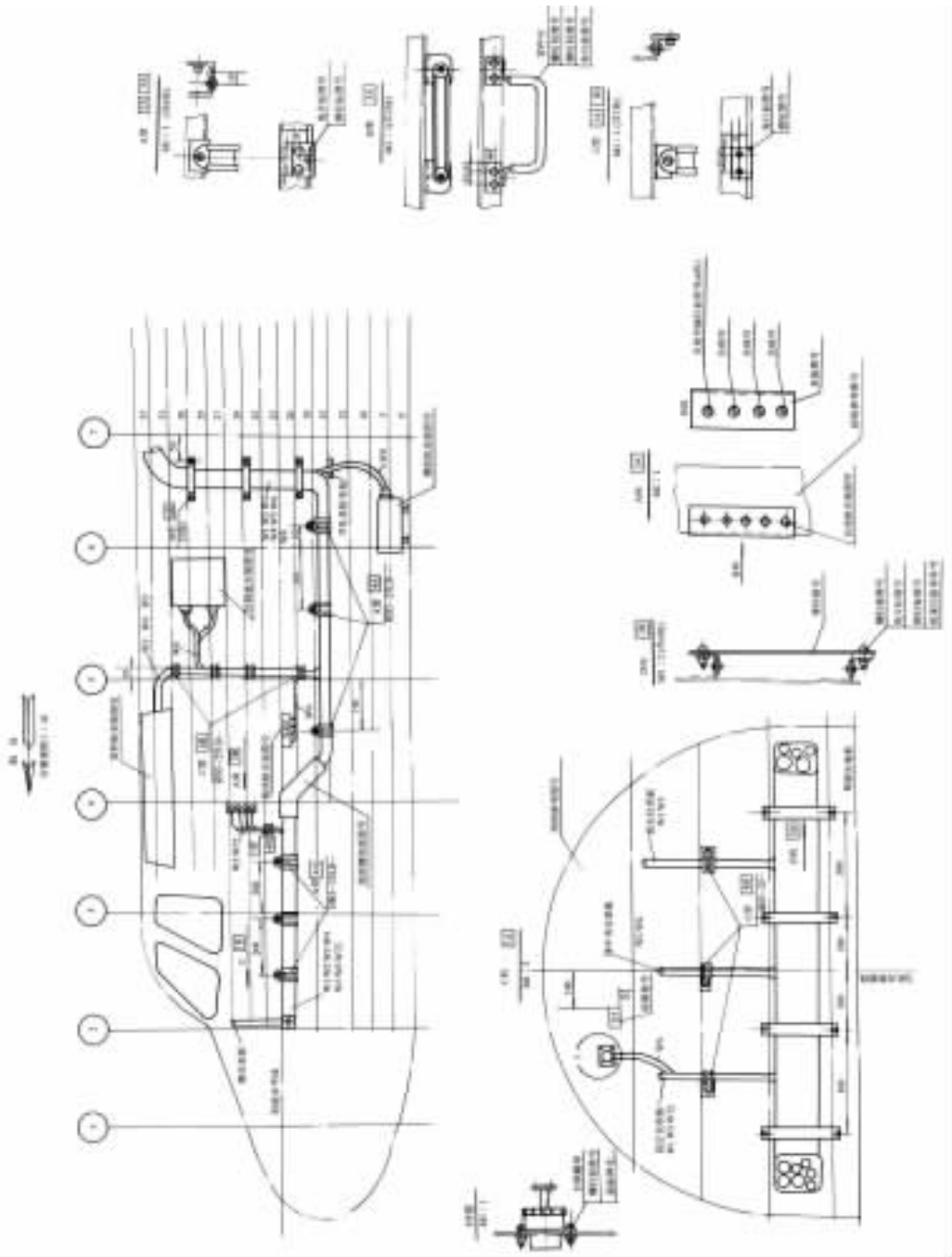


图 7.7.4　线束敷设图

7.7.2　系统图的绘制原则与方法

1. 系统图布局

系统图的布局应清晰，并利于识别系统的工作过程和信息流向。一般情况下，可根据系统各组成部分的功能、层次来布局；也可按系统各组成部分所起的作用和相互联系的先后顺序，自左至右或自上而下地布局。

2. 连接线

系统图的连接线仅表示系统的基本作用原理（包括电的或非电的）和过程，主要反映各部分之间的功能关系，而不表示实际的线路连接。

7.8　供电系统的验证试验

1. 试验目的

供电系统模型试验是飞机总装后首次飞行前必须进行的试验项目。通过正常、非正常等工作状态试验，验证供电系统电源和配电系统原理的正确性，以及供电质量是否满足设计规范要求；同时验证供电系统中的装机产品其技术状态是否满足系统设计要求，并暴露且排除装机产品的缺陷等有关技术问题，为修改、完善设计和首次飞行后的设计定型提供必要的试验依据。

2. 试验设备

飞机供电系统的基本试验设备有拖动台、冷却装置、模拟负载、测试设备等。

（1）拖动台

拖动台是模拟飞机发动机的装置，驱动发电机转动，其额定功率一般应大于 2 倍发电机额定功率除以发电系统的效率，输出转速可调，且转速变化范围应覆盖发电机所要求的转速范围。拖动台应有一定的调速精度，一般要求为±1%～±2%。

（2）冷却装置

根据发电装置需要，应配备冷却装置。用滑油冷却时，应对滑油进口、出口的压力和温度进行监控，循环的滑油一般采用水冷却；对风冷发电机应配备通风冷却设备，要控制空气的进口压力。

（3）模拟负载

模拟负载一般用电阻和电感，以模拟实际负载，负载的功率、电流、功率因数根据试验的需求配置。

（4）测试设备

供电系统试验需测试的参数有稳态参数和瞬态参数，其中包括电压、电流、频率、功率、电压调制、频率调制、波形参数、电压尖峰等。试验时根据所试系统（交、直流）与实际需要和试验

精度要求配备相应的测试设备。

3. 试验项目

(1) 功能试验

功能试验的内容包括供电系统的发电机启动、建立电压、单台发电机投入电网、多台发电机投入电网和与外部电源之间的转换、向应急电源的转换等项目。电源间的转换试验要记录转换过程中的瞬态曲线和供电中断时间。

(2) 供电特性试验

测定供电系统在不同负载状态下的供电特性。以交流供电系统为例,则要测试电压、电流、频率以及波形系数等稳态指标。测试供电系统工作状态转换期间,负载突加、突卸过程中的瞬态特性,验证是否满足设计规定的供电特性要求。

(3) 配电试验

配电试验主要验证主电源各个通道失效时,供电汇流条之间的相互转换功能,并记录转换过程中的稳态和瞬态指标。

(4) 故障试验

故障试验的内容包括短路与断路试验。首先进行短路点与断路点的选择,对于三相交流供电系统包括主干线单相断路、单相(或两相)对地短路、相间短路等。对于配电系统在末端短路时,下级汇流条保护装置的动作,应先于上级汇流条保护装置的动作,即不能越级保护。

(5) 与用电设备的匹配试验

有些用电设备与供电系统关系相当密切,而且这些用电设备工作会直接影响供电特性,故需进行供电系统与用电设备的匹配试验,例如大功率燃油泵的启动、雷达发射、火控系统等。

4. 机上试验

(1) 飞机总装后的通电检查

飞机完成总装后,在发动机不开车的情况下,首先按系统进行导通与绝缘检查。检查无误后可用地面电源代替机上电源进行首次通电,用地面电源的输出端连接到发电机、外部电源、蓄电池等馈电线的输入端。为了安全,试验时在地面电源的输出端接入小容量的熔断器,通电前先断开各用电系统的断路器或接通开关,使电源无载投入飞机电网,观察仪表指示。同时用此办法进行蓄电池和外部电源的反极性和相序保护检查。飞机配电网部分首次通电成功后,即可接入地面电源进行飞机各系统的通电检查。

(2) 发动机首次开车

在发动机起动过程中验证各系统的功能,验证外部电源与机上电源以及机上各主电源之间的转换功能等。

(3) 飞行试验

在地面试验的基础上,可进行飞行试验。首先完成功能试验,再测试各种工作状态下的供电特性,进一步完成飞机各系统的供电试验。

5. 试验文件的编写

飞机总装结束后的通电检查要按通电技术条件规定的工艺规程进行。实验室和机上试验，包括飞行试验，应由设计部门首先编写试验任务书，再由试验实施部门编写试验大纲。完成试验后编写试验报告，给出试验结论和分析意见。

复习思考题

7.1　试述飞机供电系统工程设计的依据、技术要求和新研制的工程实施流程以及各阶段的主要任务。

7.2　试述飞机供电系统工程设计中电气负载分析统计的程序与方法。

7.3　何谓飞机电源的额定容量和实际发电容量(即实际供电能力)。

7.4　试述影响电源实际发电容量的环境条件及其各发电容量修正系数的定义。

7.5　试述机载蓄电池容量分析的意义及其具体内容与方法。

7.6　试述飞机供电系统方案设计的主要任务和方案选择工作的分类与内容。

7.7　试述飞机电源系统的接口关系以及成品协调的实际意义与原则。

7.8　试述飞机供电系统电源设计所涉及内容及其设计原则。

7.9　何谓飞机电源系统控制、保护和自检测方案设计及其内容。

7.10　试述飞机供电系统中配电系统设计的常规要求，以及电能传输、配电和供电形式的可选择方案。

7.11　试述飞机配电网路电缆基本要求及计算内容。

7.12　试述飞机配电网路的保护要求和保护装置的选择。

7.13　试述飞机供电系统设计中所要考虑的可靠性措施。

7.14　试述飞机供电系统的供电可靠度分析、系统可靠性分配与系统可靠性初步估算。

7.15　试述飞机供电系统设计中的主要图样种类及其用途。

7.16　试述飞机供电系统验证试验的目的、试验条件和试验内容。

第 8 章　航空航天器供电系统举例

8.1　飞机直流供电系统举例

8.1.1　单发低压直流供电系统

单发动机飞机，其供电系统往往采用单发电通道。采用这种供电系统的飞机有战斗机、攻击机、教练机、轻型飞机、农业机、小型无人驾驶飞机和轻型直升机等。虽然上述飞机都采用单发电通道供电系统，但由于飞机用途不同，供电系统布局有不少的差别。其中，战斗机和攻击机的用电设备较多，供电系统在布局显得复杂。而其他机种的用电设备相对少，供电系统也比较简单。

典型单发电通道供电系统往往是 28 V 低压直流系统。由于这些飞机用电量不大，选择技术成熟和结构简单的 28 V 低压直流系统无疑是一种好方案。在大多数教练机以及轻型直升机和小型无人驾驶飞机上，主电源往往是 1 台直流起动/发电机，这种典型的单发电通道供电系统如图 8.1.1 所示。图 8.1.2 所示是“鹰”教练机的单发直流供电系统，采用 28 V 低压。主电源为 1 台 9 kW 的无刷直流发电机；次级电源为两台 500VA 的静止变流器（图中未画出，其中 1 台为备份）；应急电源为两台 18Ah 的蓄电池。

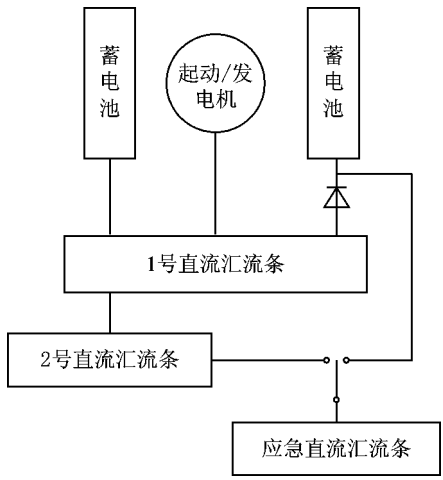


图 8.1.1　典型单发电通道供电系统

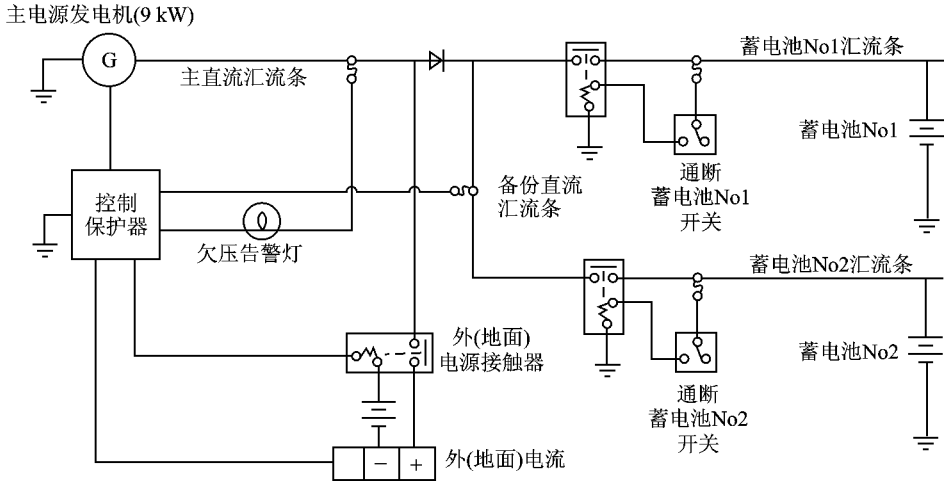


图 8.1.2 鹰教练机单发电机通道供电系统

在系统中,主发电机先向主直流汇流条供电,然后再由主直流汇流条向备份直流汇流条和两个蓄电池汇流条供电。由供电系统图可知,蓄电池仅向蓄电池汇流条和备份直流汇流条供电,因为在主直流汇流条与其他汇流条之间有 1 个阻塞二极管。交流负载由静止变流器供电。

与多发电通道供电系统相比,单发电通道系统具有下述特点。

(1) 优 点

① 可得最小系统质量和体积;

② 成本低;

③ 系统维护方便,易于排除故障;

④ 系统复杂程度低。

(2) 缺 点

完成任务的能力低。

8.1.2 并联低压直流供电系统

这种系统广泛用于双发动机的支线飞机、行政机和小型多用途运输机。对小型多用途运输机、30 座以下的支线飞机和一些行政机,往往都采用 28 V 低压直流系统,并采用并联供电方案(见图 8.1.3)。

1. “梅特罗”Ⅲ 支线客机的供电系统

“梅特罗” Ⅲ为 19/20 座支线飞机,装两台涡桨发动机,由美国原斯维林琴飞机公司研制,1980 年开始交付使用。“梅特罗” Ⅲ飞机的一些技术数据如下:

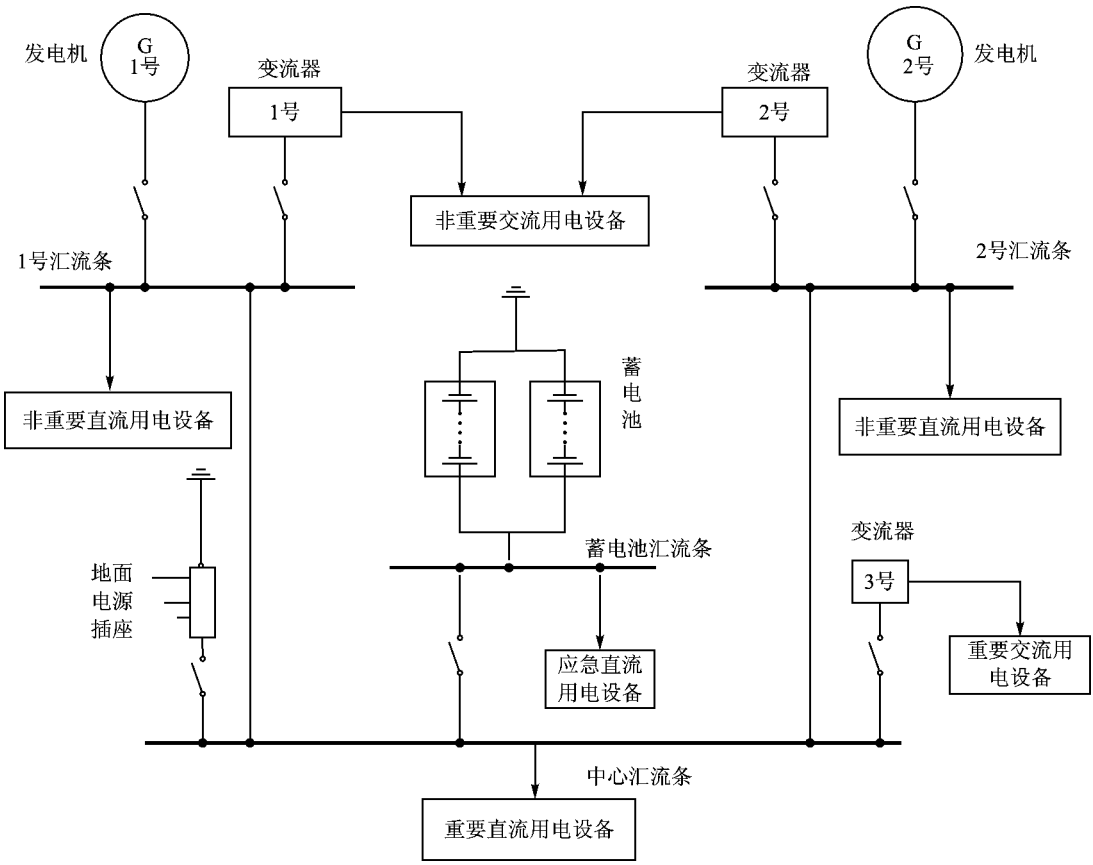


图 8.1.3　通用航空飞机的典型双发电通道供电系统(主直流电源)

最大起飞质量	6 577 kg
最大巡航速度(7 620 m)	487 km/h
实用升限	8 380 m
航程	1 610 km
发动机功率	2×745.5 kW

"梅特罗" Ⅲ支线客机采用 28 V 低压直流供电系统。主电源为两台 6 kW 的起动/发电机;二次电源为两台 115/26 V,400 Hz,250 VA 的静止变流器;应急电源为两台 25 Ah 的蓄电池。在有些飞机上,装两台 9 kW 的起动/发电机和两台 350 VA 的静止变流器。

系统采用三汇流条布局,由左、右直流重要设备汇流条和直流非重要设备汇流条组成汇流条系统。上述 3 个汇流条通过 3 个汇流条开关和 4 个断路器连接在一起。当一个或多个汇流条因故障或其他原因被断开后,发电机和蓄电池保持向剩下的汇流条供电。一般情况下,左直

流重要设备汇流条向飞机左侧的设备供电，右直流重要设备汇流条向飞机右侧的设备供电。与飞行仪表、发动机运行、飞机着陆有关的重要设备可通过汇流条转换系统，从一个直流重要设备汇流条转换到另一直流重要设备汇流条。

变流器分别向 115 V 和 26 V 的左、右交流汇流条供电。主变流器和备份变流器分别接在左、右直流重要设备汇流条上。

“梅特罗”Ⅲ飞机的直流供电系统和交流供电线路结构分别见图 8.1.4 和图 8.1.5。

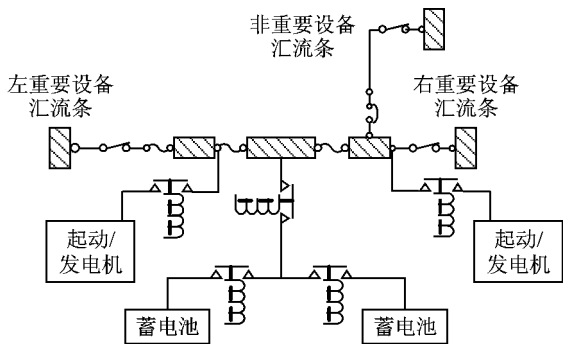


图 8.1.4 “梅特罗”Ⅲ支线客机的直流供电系统

2．“利尔喷气”35A/36A 行政机的供电系统

“利尔喷气”35A/36A 为轻型行政机，装两台涡扇发动机，由美国盖茨·利尔喷气公司研制，机载起动电机仅用于起动发动机，机载发电机也仅用于发电。改装后可用于地质勘探、空中侦察、武器模拟、电子对抗和电子支援等场合，1974 年开始交付使用。“利尔喷气”36A 飞机的一些技术数据如下：

最大起飞质量	8 300 kg
最大巡航速度(12 500 m)	852 km/h
实用升限	13 715 m
航程	4 673 km
发动机推力	2×1 560 daN(2×1 591 kg)

“利尔喷气”35A/36A 行政机采用 28 V 低压直流供电系统，主电源为两台 12 kW 的直流无刷发电机；二次电源为两台 115 V，400 Hz，1 kVA 的静止变流器(可配置供备用的第三台静止变流器)；应急电源为两台 36 Ah 的铅酸蓄电池或两台 40 Ah 的镉镍蓄电池。

正常运行时，两台主发电机并联向发电机汇流条和蓄电池充电汇流条供电，然后再由发电机汇流条向主直流汇流条和主直流控制功率汇流条供电，蓄电池充电汇流条则向直流重要设备汇流条供电。蓄电池汇流条直接与蓄电池相连接。

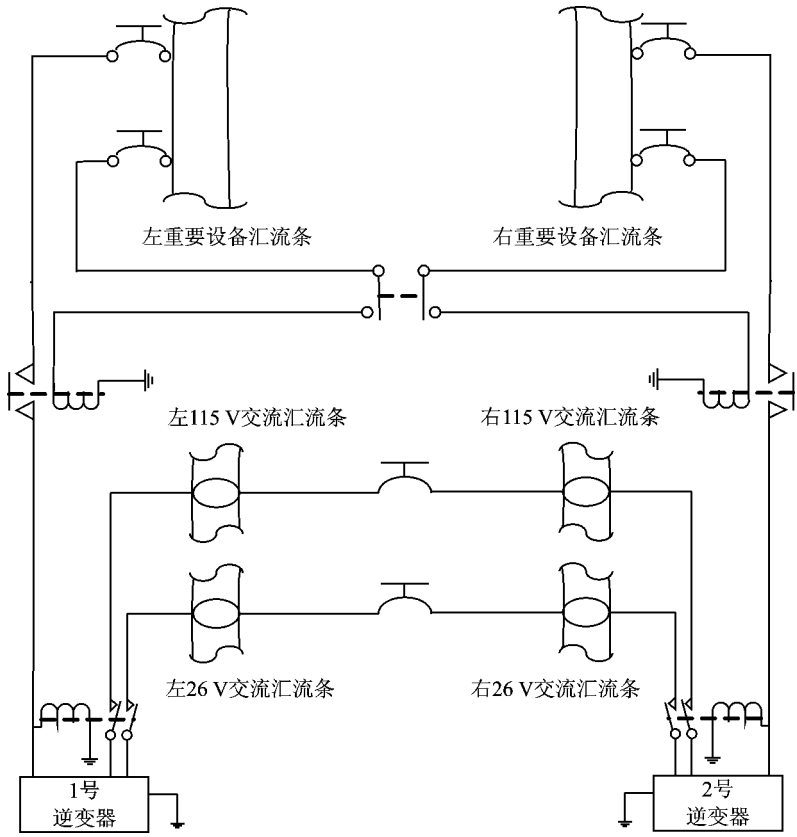


图 8.1.5 “梅特罗”Ⅲ支线客机的恒频交流供电线路结构

当在地面起动发动机时，可由机上蓄电池或地面电源车向电起动机供电。

交流电由静止变流器提供，主变流器接在左发电机汇流条上，向左交流汇流条供电，第二台变流器接在右发电机汇流条上，向右交流汇流条供电，然后再由左、右汇流条通过各自的降压变压器向 26 V 交流汇流条供电。如选用 3 台变流器，第三台变流器将接在蓄电池充电汇流条上，它可向左或右交流汇流条供电。

当把飞机改装用于地球资源探测时，则需加装 1 台 7.5 kVA 的 3 相变流器以向地球资源探测雷达供电。另外，第三台变流器将用来向惯性导航系统供电。当 1 台发电机失效时，将切断地球资源探测雷达的供电通道。

“利尔喷气”35A/36A 行政飞机的直流供电系统、交流供电、配电系统框图、蓄电池与外部地面电源插座的接线图和飞机所采用的发电设备分别示于图 8.1.6～图 8.1.9。

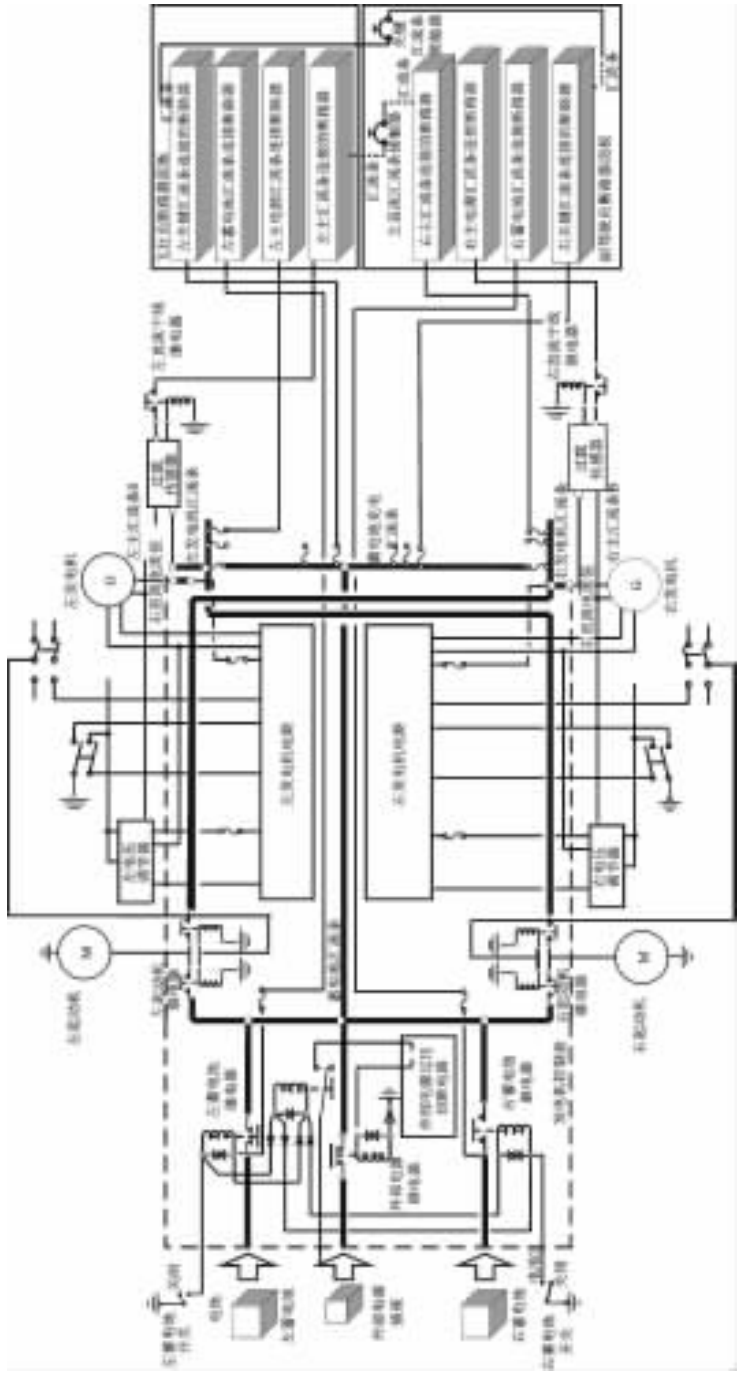


图 8.1.6　“利尔喷气”35A/36A 行政机的供电系统

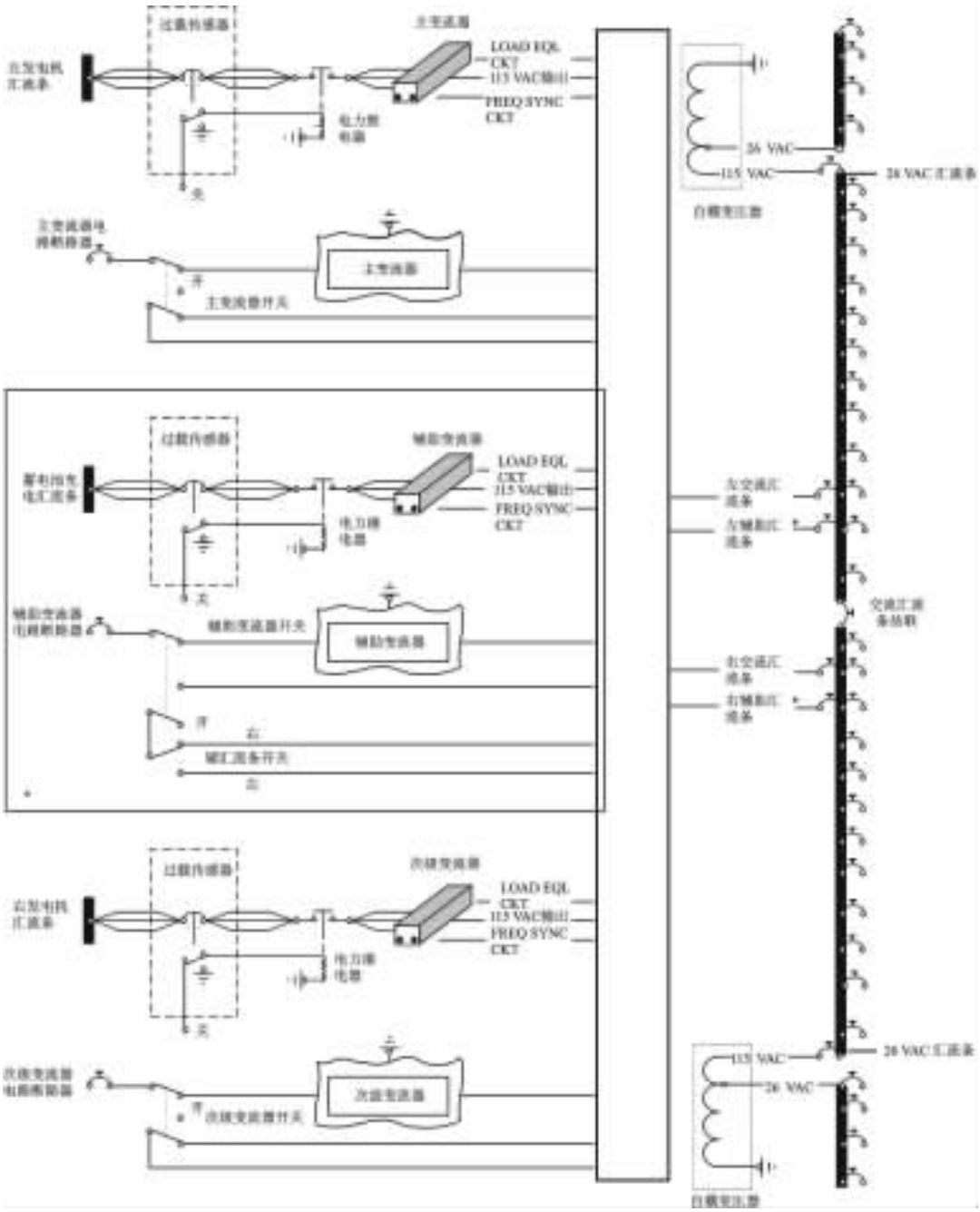


图 8.1.7 “利尔喷气”35A/36A 行政机的交流供电

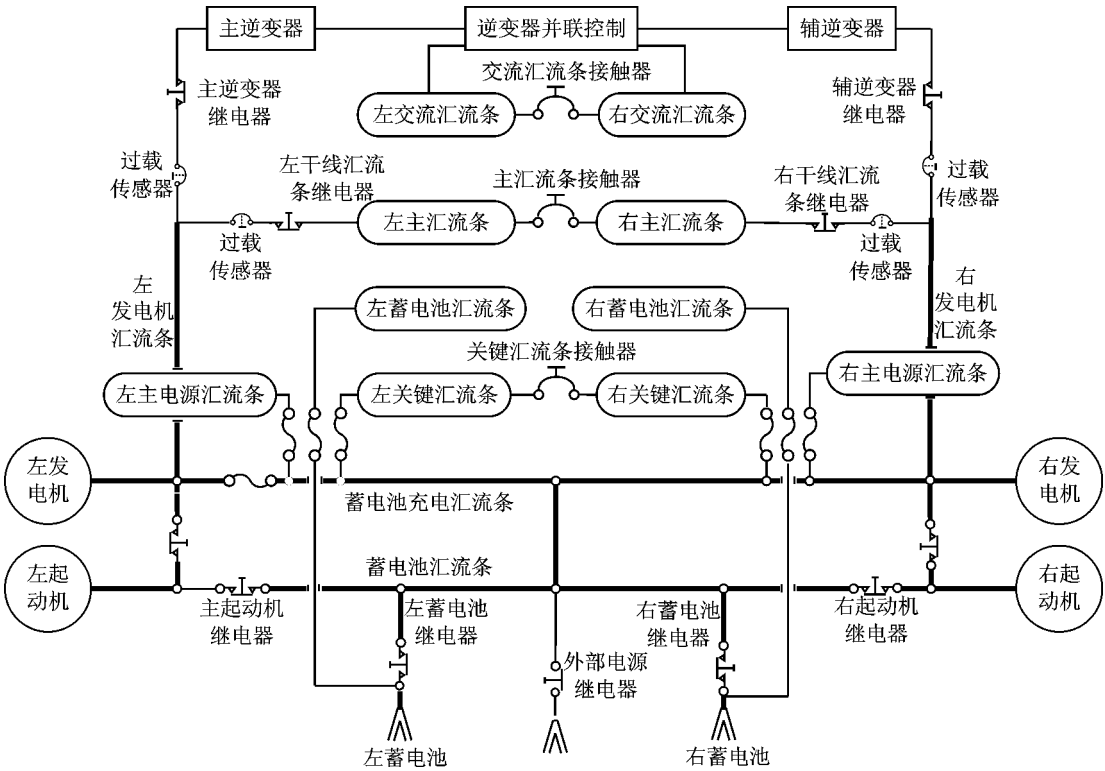


图 8.1.8 “利尔喷气”35A/36A 行政机的配电系统框图

8.1.3 高压 270 V 直流供电系统

1. F－22 战斗机简介

F－22 战斗机采用了主电源为 270 V **的高压直流供电系统，是当前世界上较为先进的战术战斗机，具有良好的隐身特征，装有** 2 **台涡扇发动机，由美国洛克希德公司研制。生产型飞机早已试飞，并取代** F－15，**成为美国空军新一代的制空战斗机。** F－22 **的一些技术数据如下：**

最大起飞质量	27 216 kg
最大平飞速度(9 150 m)	*Ma*1.7
升限	15 240 m
空战作战半径	2 177 km
超音速巡航时最大平飞速度	3 890 km
发动机推力	2×15 510 daN(2×15 816 kg)

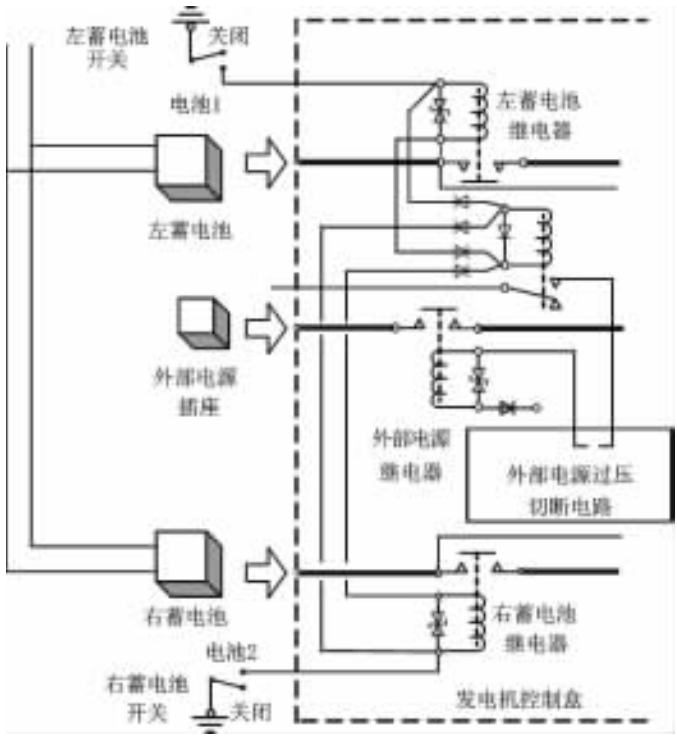


图 8.1.9　蓄电池和外部地面电源插座的接线图

2. F－22 战斗机的供电系统

F－22 战斗机供电系统的主电源为两台 65 kW 的直流发电机；二次电源为 6 kVA 的变流器和 4 台 2.1 kW 的直流—直流变换器(270 V/28 V)；辅助电源为 1 台由辅助动力装置驱动的 22 kW 高压直流发电机。

F－22 战斗机的供电系统除采用 270 V 高压直流供电体制外，还采用了由微机和 Ada 语言编程控制的配电中心。配电中心保护飞机布线不受故障影响，实现因负载转换所需的电力管理和电源余度的分配与利用。为集中监控和控制，由 1553 总线把配电中心连接到飞机主计算机上。在 F－22 战斗机上，设有公共设备管理系统用来控制和管理包括供电系统在内的一些机载机电系统。

F－22 战斗机的飞行控制系统由 3 台功率变换器(400 W)供电，该功率变换器接于两台主发电机。

F－22 战斗机的供电系统简图，发电通道框图，电源设备在机上的布置图分别示于图 8.1.10 和图 8.1.11。

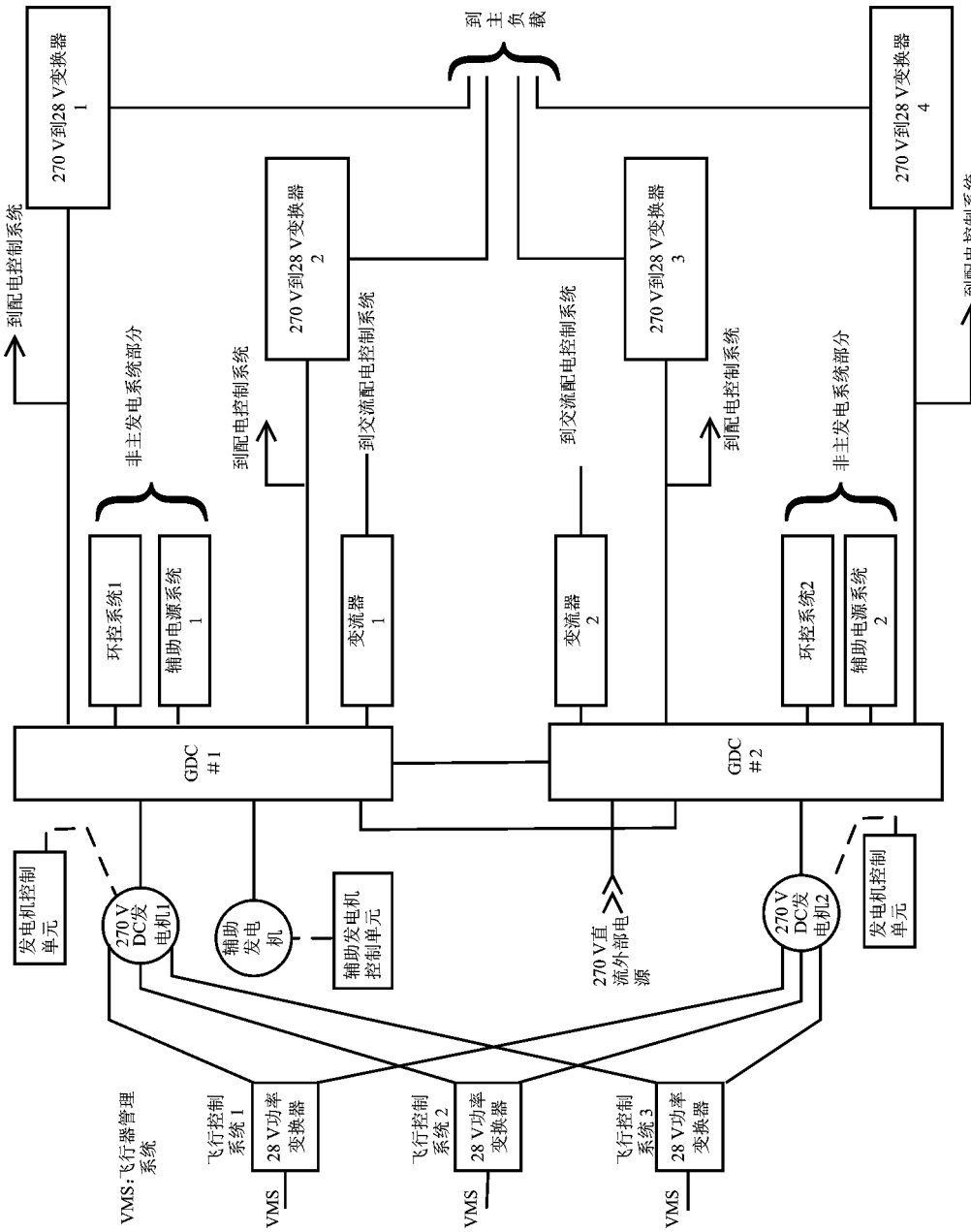


图 8.1.10　F－22 战斗机的供电系统简图

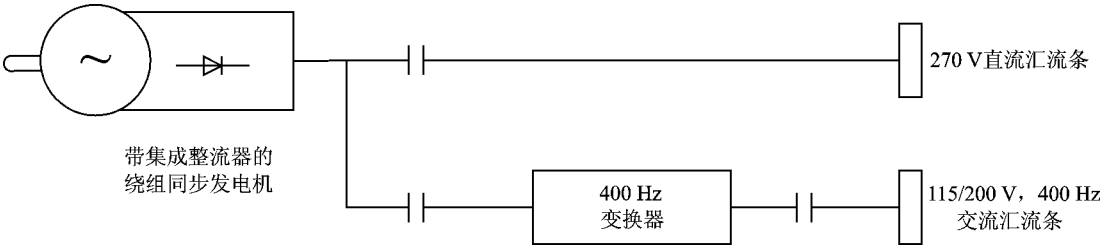


图 8.1.11　F－22 战斗机的发电通道框图

8.2　飞机交流供电系统举例

8.2.1　不并联恒速恒频供电系统

典型双发电通道不并联的恒速恒频交流供电系统系统的结构布局如图 8.2.1 所示。在正常情况下，每个发电通道仅向各自的主汇流条供电。一台主发电机发生故障时，正常工作的那台主发电机将向两个主汇流条供电。当两台主发电机都发生故障，将由应急发电机向交流重要设备汇流条供电，并通过重要变流器向直流重要设备汇流条供电。F－14 战斗机是具有双发电通道，而采用不并联供电方案的一种机型，现作为不并联恒速恒频供电系统的实例予以介绍。

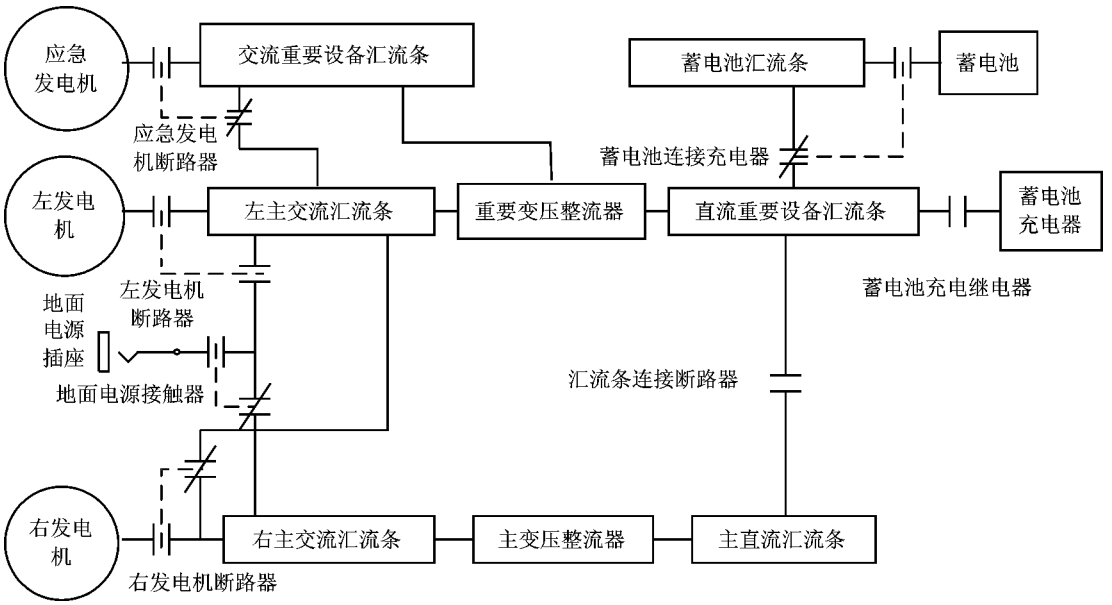


图 8.2.1　典型双发电通道不并联供电系统

F－14 战斗机采用 115/200 V，400 Hz 三相机械液压式恒速发电的交流供电系统。F－14A 飞机，主电源为两台 60/75 kVA 的组合电源装置；二次电源为两台 100 A 的变压整流器；应急电源为一台液压驱动的交/直流双输出发电机，可提供 5 kVA 的 115/200 V，400 Hz 恒频交流电和 1.5 kW 的 28 V 直流电。系统采用非并联运行的布局，两台主发电机分别向各自的主交流汇流条供电。一台主发电机发生故障，另一台主发电机可承担全部负载。而直流部分，其变压整流器并联方式工作，当发生短路故障时，保护装置仅对短路的汇流条起作用，不会影响另一台变压整流器。

供电系统的设计保证了 1 台主发电机故障或 1 台变压整流器故障或 1 台主发电机和 1 台变压整流器故障都不会影响机上全部电气负载的正常运行。

整个供电系统的结构上，主系统与应急系统是分开的。当两台主发电机故障，两台变压整流器故障或发生某些组合故障时，应急发电机才投入使用，并向交流重要设备汇流条、直流重要设备汇流条、应急/重要设备汇流条供电。

电源之间的转换是自动的，不需要驾驶员操作。然而，在应急情况下，驾驶员可有选择地操作机上配备的控制装置，将电源和配电部分隔离。

发电系统中的监控和检测电路检测输出电压、频率和电流，以确保汇流条上的电气参数在规定的极限之内。F－14A 飞机发电系统规定了其运行电气参数的保护极限，如表 8.2.1 所示。

表 8.2.1　F－14A 飞机电源系统保护极限

检测电路	极　限	延　时
过压	125～182 V	5.0～0.1 s
欠压	100～95 V	0.15～0.25 s
过频	410～420 Hz	4～6 s
欠频	390～380 Hz	4～6 s
馈电线故障	15～21 A(相间差值)	0.06 s
过流	333～416 A/相	2～3 s
限流	500～600 A	无延时

F－14A 战斗机供电系统设有不中断供电直流汇流条，左、右主直流汇流条通过断路器和二极管向它供电。飞行控制系统直流汇流条就接在不中断供电直流汇流条上。当一台主发电机和(或)一台变压整流器发生故障，系统能确保飞行控制系统直流汇流条的连续供电。当两台变压整流器都发生故障时，飞行控制系统直流汇流条将自动转换到 2 号直流重要设备汇流条上，此时，应急发电机自动投入运行。在系统中，组合电源装置安装在飞机骨架上的附件驱动装置上，由主发动机通过发动机功率提取轴驱动。由于组合电源装置不装在发动机传动机匣上，因而减小了发动机舱的气动阻力，改善了系统维修性，使附件安装布局更加合理。

F－14D 飞机增加了发电容量，主电源改用两台 75/90 kVA 的组合电源装置。F－14A 战斗机的供电系统见图 8.2.2。

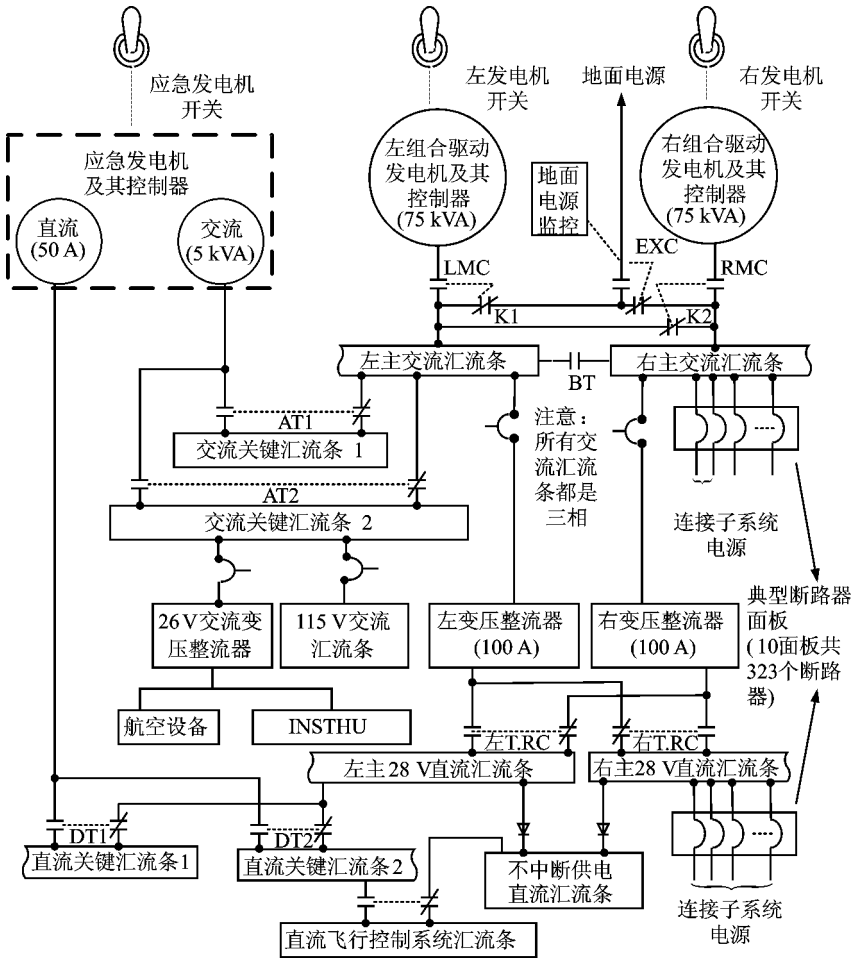


图 8.2.2　F－14A 战斗机的供电系统

8.2.2　并联恒速恒频供电系统

由于供电系统并联运行具有可以有效利用发电机的安装容量；当单台发电机发生故障时，不会导致整个系统的供电中断；又能承受更大的起动电流和峰值负载，且反延时过载保护动作快；消除了影响自动驾驶仪和雷达等设备正常工作的拍频干扰等优点。一般在多发电通道的飞机上，其供电系统采用并联运行方式是一种首选方案。在四发动机的干线飞机、大型军用运输机和战略轰炸机上，供电系统有四个恒速恒频交流发电通道，则一般采用并联或分组并联的

布局。

1. 并联运行的四发电通道供电系统

在早期的四发动机干线飞机和大型军用运输机上，主要采用并联运行的四发电通道供电系统(如图 8.2.3 所示)。在该系统中，连接汇流条就起到同步汇流条的作用，它与所有正常工作的发电机相接，而负载汇流条才向电气负载配电。当一台主发电机发生故障，对应发电机断路器断开，把负载汇流条与故障发电机隔开。但上述负载汇流条还可以从连接汇流条获取电力。负载汇流条过载时，相应发电机断路器和汇流条连接断路器都断开。当两台或三台主发电机发生故障时，对应的发电机断路器断开，由正常工作的主发电机向整个系统供电。此时，不重要负载将自动切除，以防止正常工作主发电机过载。当然，必要时，辅助电源将投入工作，以向更多的设备供电。

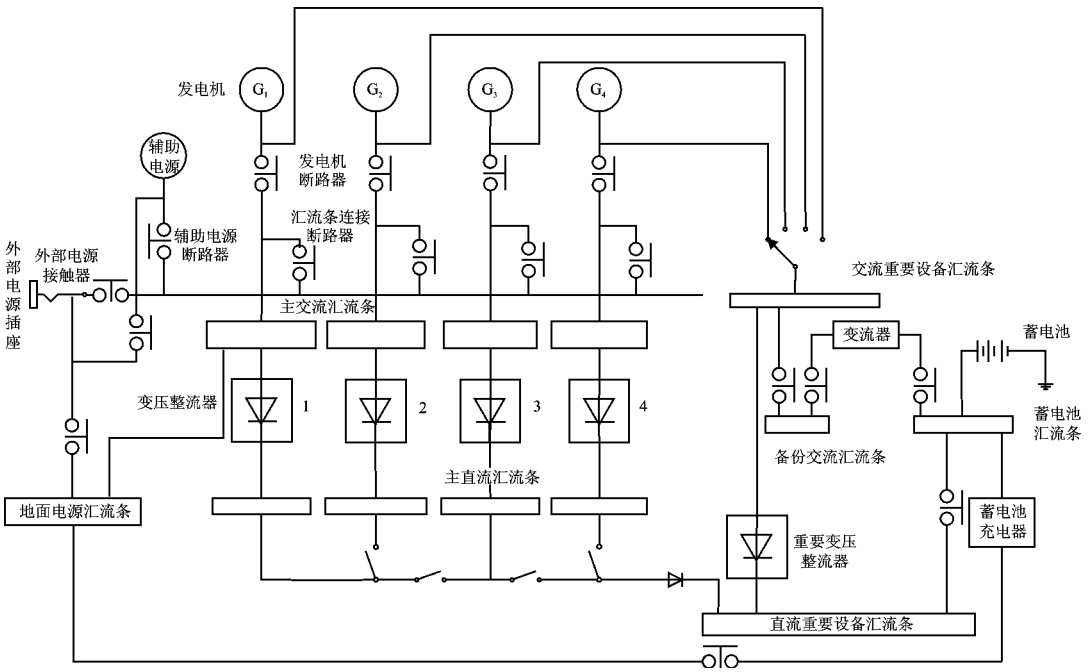


图 8.2.3　干线飞机和大型军用运输机的典型四发电通道供电系统(采用并联运行布局)

四发动机的战略轰炸机，也采用并联运行的四发电通道供电系统(如图 8.2.4 所示)。在该系统中，并联电路由 A，B，C 和 D 馈电线构成的网形电路与 E，F，G 和 H 馈电线构成的星形电路组成，是一种闭式的供电网形式。采用这种连接方式可防止任一负载汇流条被切断供电，除非有三根馈电线同时被打断。例如，2 号负载汇流条只有在 C，B 和 F 馈电线同时被打断的情况下才会断电。由于上述三根馈电线装在不同的位置，因而在战斗中同时受损的可能性会降到最小。

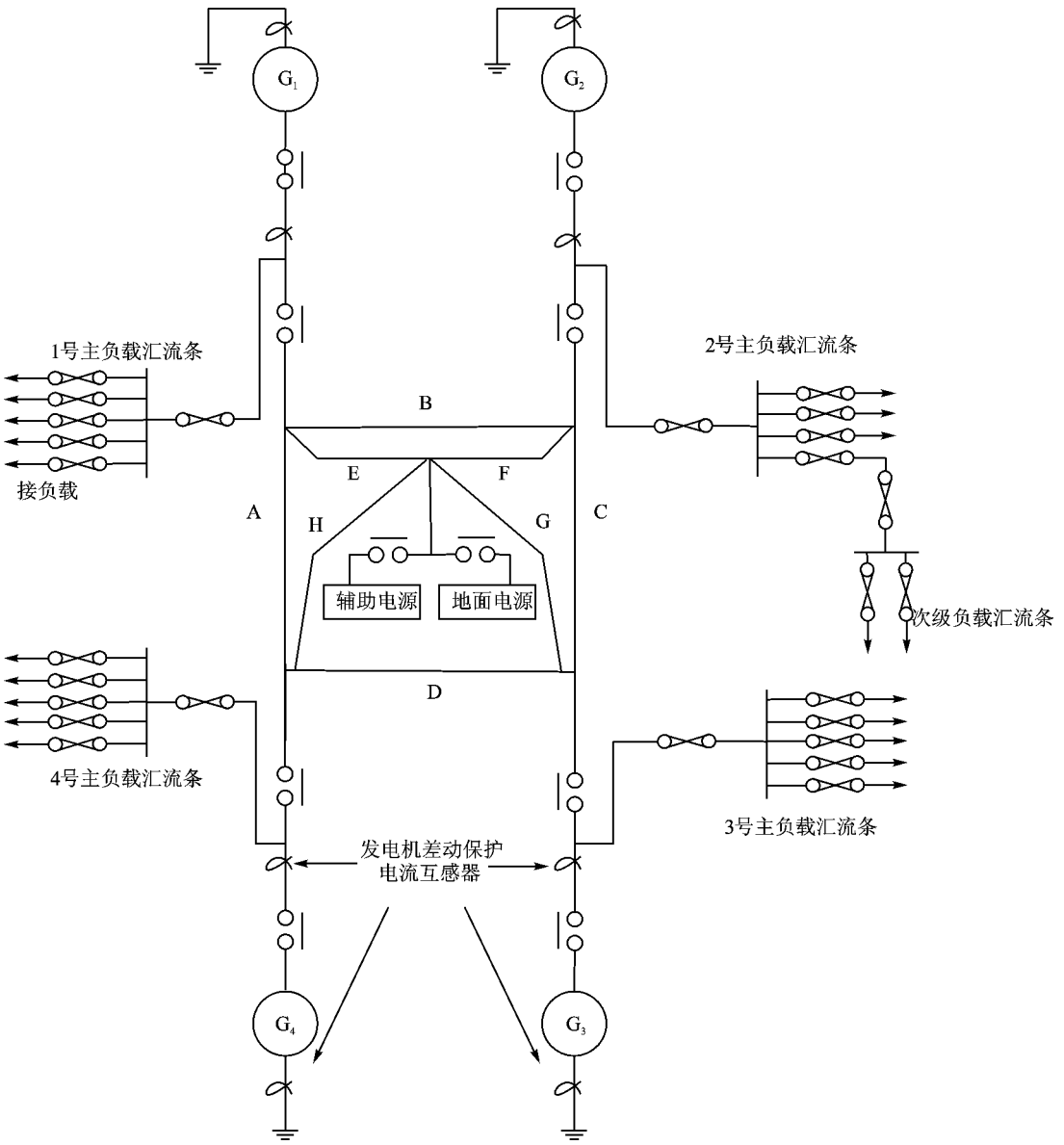


图 8.2.4　战略轰炸机的典型四发电通道供电系统(采用并联运行布局)

2. 分组并联的四发电通道供电系统

供电系统的并联运行虽具有诸多优点,但其配电系统与控制保护比较复杂,不利于系统可靠性的改善。于是,在具有多发电通道的飞机供电系统中,出现了综合并联运行布局和非并联运行布局的分组并联方案。这正是目前四发动机干线飞机和大型军用运输机更愿意采用的一

种供电系统方案(见图 8.2.5)。对系统的每个半边,保留了系统非并联运行的优点,同时每个半边又具有并联运行系统的优点。每半边并联运行确保了大多数故障不会导致供电中断,也减小了负载变化和转换引起的瞬变。与此同时,每半边隔离运行有助于防止级联故障,确保瞬变只发生在部分系统中,这与自动着陆的隔离要求相一致。

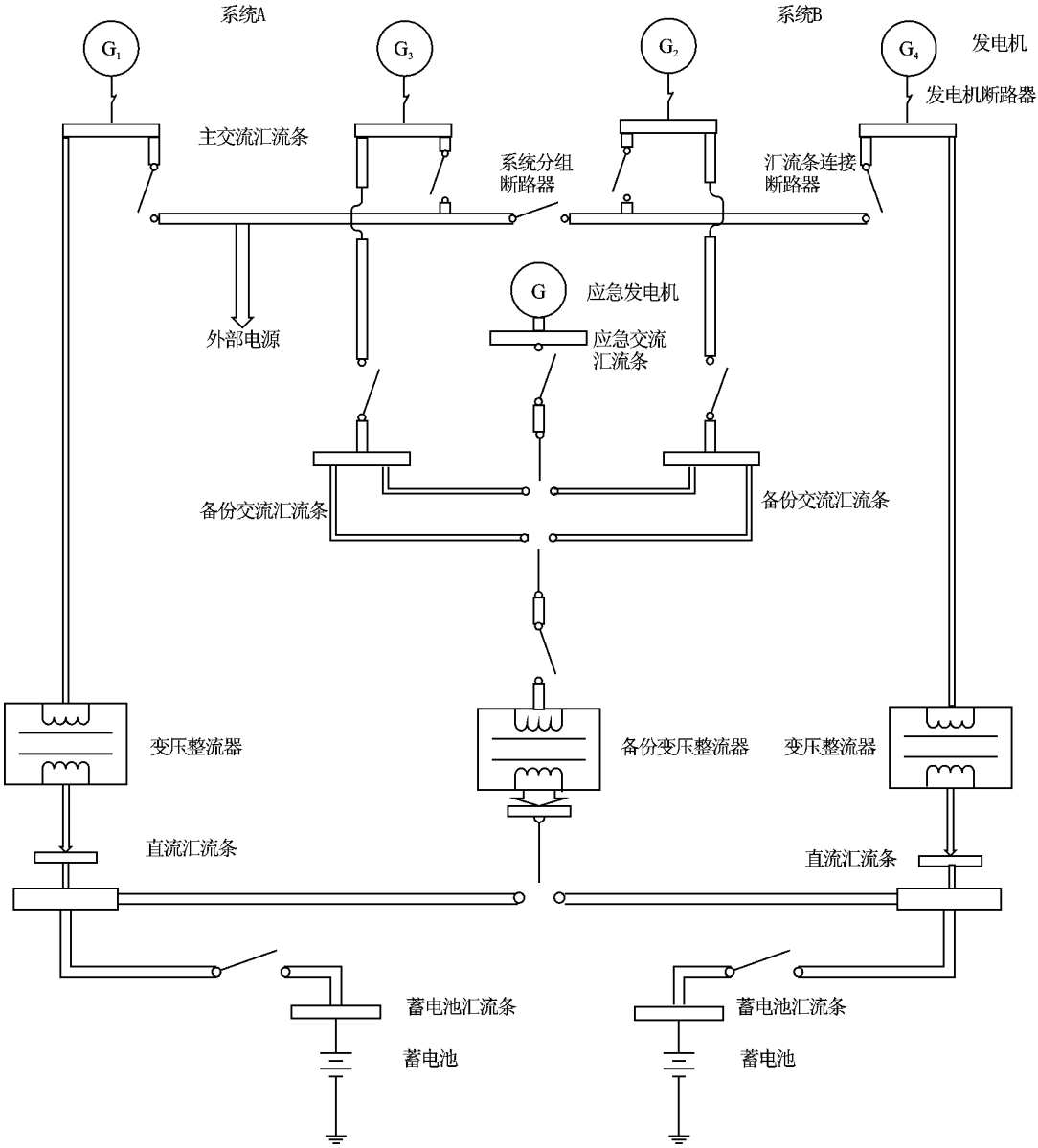


图 8.2.5　干线飞机和大型军用运输机的典型四发电通道供电系统(采用分组并联布局)

举例：波音 747－200 客机的供电系统

波音 747 为远程宽机身客机，装 4 台涡扇发动机，由美国波音公司研制。该机的一些技术数据如下：

最大起飞质量	362 875～394 625 kg
最大平飞速度(9 150 m)	985 km/h
转场航程	15 569 km
发动机推力	4×25 801 daN(4×26 310 kg)

波音 747 客机采用 115/200 V，400 Hz 三相机械液压式恒速恒频交流供电系统。在波音 747－200 飞机上，主电源为四台 60 kVA 的交流发电机，由机械液压式恒速传动装置驱动；辅助电源为两台由辅助动力装置驱动的 60 kVA 交流发电机，它具有输出 90 kVA 电力半小时的能力；二次电源为四台 75 A 的变压整流器；应急电源为 36 Ah 的蓄电池和静止变流器。

波音 747－200 飞机的供电系统如图 8.2.6 所示。4 台主发电机和 2 台辅助发电机接到发电机汇流条上。但是，在主发电机接在发电机汇流条上时，辅助电源不能同时接在发电机汇流条上，因为汇流条连接断路器和辅助电源断路器不允许两者同时工作。每台主发电机通过发电机断路器接到各自的发电机汇流条上，每个发电机汇流条也可通过汇流条连接断路器接到其他电源上。4 台主发电机将构成一种分组并联的格局，此时，系统分离断路器把同步汇流条分成两段，左、右两侧的主发电机分成两组接到各自的同步汇流条上。当然，只要系统分离断路器闭合，4 台主发电机将并联运行。

在上述系统中，交流重要设备汇流条通常从 4 号发电机汇流条获取电力，但也可通过选择开关从其他发电机汇流条获取电力。

备份交流汇流条由交流重要设备汇流条供电。由于该汇流条是向安全飞行和着陆设备供电，因而在交流重要设备汇流条失效后将由接在蓄电池上的静止变流器供电。

变压整流器分别接在 1 号、2 号和 3 号发电机汇流条以及交流重要设备汇流条上，并向有关的直流汇流条供电。通常变压整流器是并联运行的，但有一个阻塞二极管防止直流重要设备汇流条向其他直流汇流条供电。另外，在交流地面维护汇流条上还有一个 20 A 的变压整流器。图 8.2.6 中没有示出交流地面维护汇流条。

带电的蓄电池汇流条始终接在蓄电池上，它向必要的设备提供不中断供电电力。蓄电池汇流条通常由直流重要设备汇流条供电，当上述汇流条失效后，它将转换到带电的蓄电池汇流条上。备份直流汇流条也是由直流重要设备汇流条供电，但它能转换到蓄电池汇流条上。

汇流条功率控制器装置除了控制和保护它所管的同步汇流条外，还起着对辅助电源的调节、控制和保护作用，以及对外部地面电源供电通道的控制和保护作用。

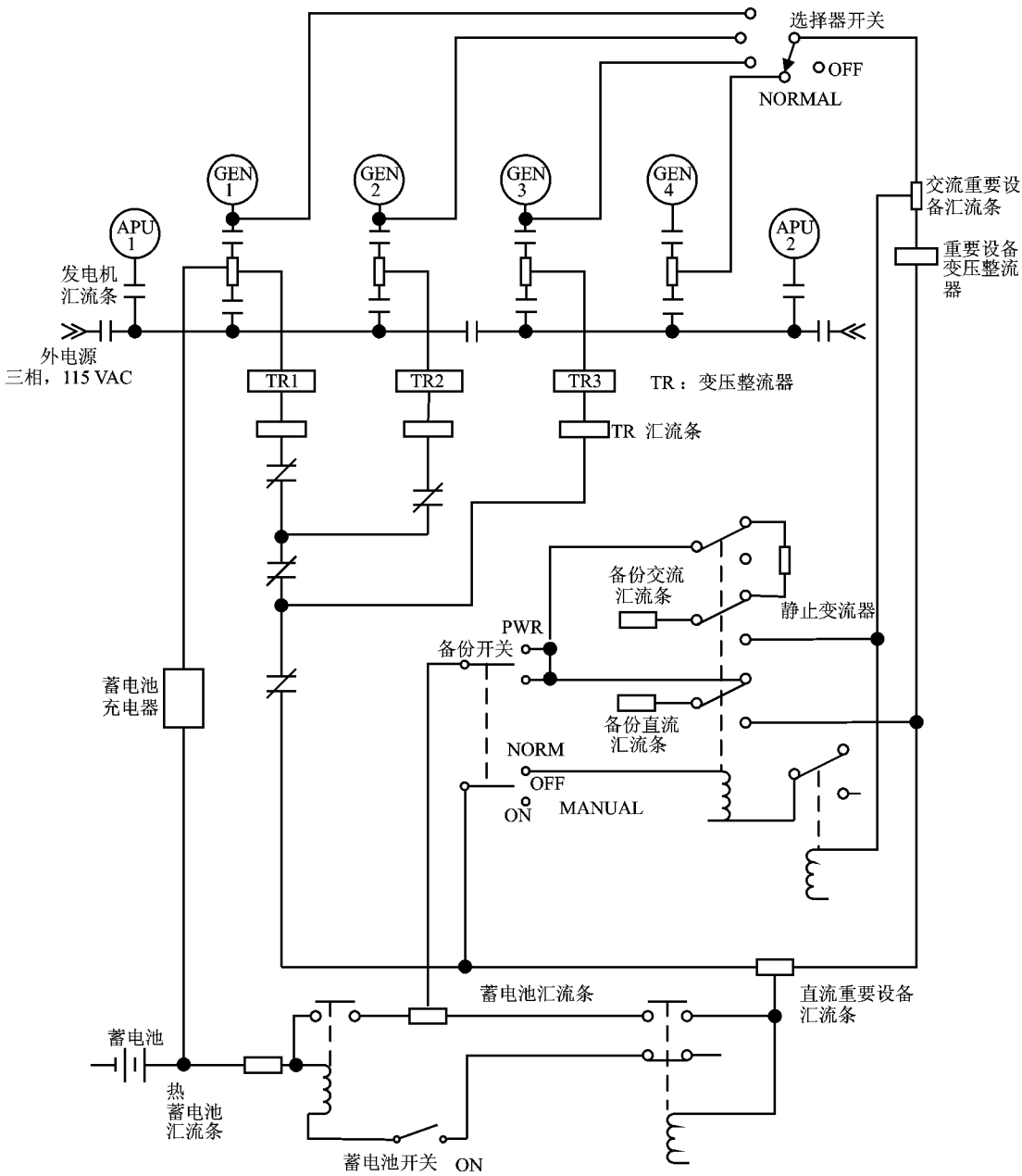


图 8.2.6　波音 747－200 飞机的供电系统

8.2.3 变速恒频供电系统

变速恒频供电系统采用了电子化的恒频交流发电，系统中没有高应力的机械与液压部件和易磨损装置，具有高可靠、维护性好、寿命周期费用低、发电效率高等优点，被用来取代恒速恒频系统，并已在飞机上广泛使用。

1. MD－90－30 客机的供电系统

MD－90－30 为中程双发喷气客机，装两台涡扇发动机，由美国麦道公司研制。MD－90－30 飞机的一些技术数据如下：

最大起飞质量	70 760 kg
巡航速度(10 670 m)	*Ma*0.76
航程	4 441 km
发动机推力	2×11 120 daN(2×11 339 kg)

MD－90－30 客机供电系统采用 115/200 V，400 Hz 三相直流网络式变速恒频交流电源系统。供电系统的布局与结构见图 8.2.7。主电源为两套 60/75 kVA 的变速恒频发电机/功率变换器组件；二次电源为 4 台 75 A 的变压整流器；辅助电源为 1 台由辅助动力装置驱动的 75/90 kVA 的交流发电机，在地面运行时可提供 75/90 kVA 交流电，在空中可提供 60/75 kVA 交流电；应急电源为 3 台蓄电池。

MD－90 飞机上采用变速恒频交流系统，能满足较高的发电质量要求；同时降低了维护费用，并能通过提供恒电流的方法来提高系统可靠性。

这是一个电源转换时能实现不中断供电的系统。由于变速恒频系统的频率精度高，而辅助电源的频率精度低，因而从主电源转换到辅助电源时，变速恒频功率变换器的输出功率精度将下降，并与辅助电源的频率一样保持在±1%的范围内。另外，该系统直流部分也具有电源转换不中断供电的功能。

系统的左侧部分有一个备份液压泵，是大感性负载，会引起很大的滞后电流，并且“惯性较大”，这是采用变速恒频发电系统必须要考虑和解决的问题。

MD－90－30 客机的电源系统在设计和安装上有如下特点：

① 由于机载主要用电设备在飞机头部，因而把变速恒频系统的变换器安装在飞机前部，从而提高了主要用电设备的供电质量，也改善了变换器的维修性。另外，更重要的是与变换器放在发动机短舱相比，明显改善了变换器安装条件，提高了变换器的可靠性；

② 变速恒频发电机的输出电压为 230 V，从而减轻了变频电源馈线(从发电机到变换器，长约 30 m)的质量，提高了变换器的效率；

③ 主电源和辅助电源均由飞机前部的电力控制装置(EPCU)控制，实现飞机电源之间的不中断转换，还保证了地面电源与机上电源的不中断转换；

④ 变速恒频变换器由功率电子组件和变压滤波组件两部分组成，采用自通风冷却方式。

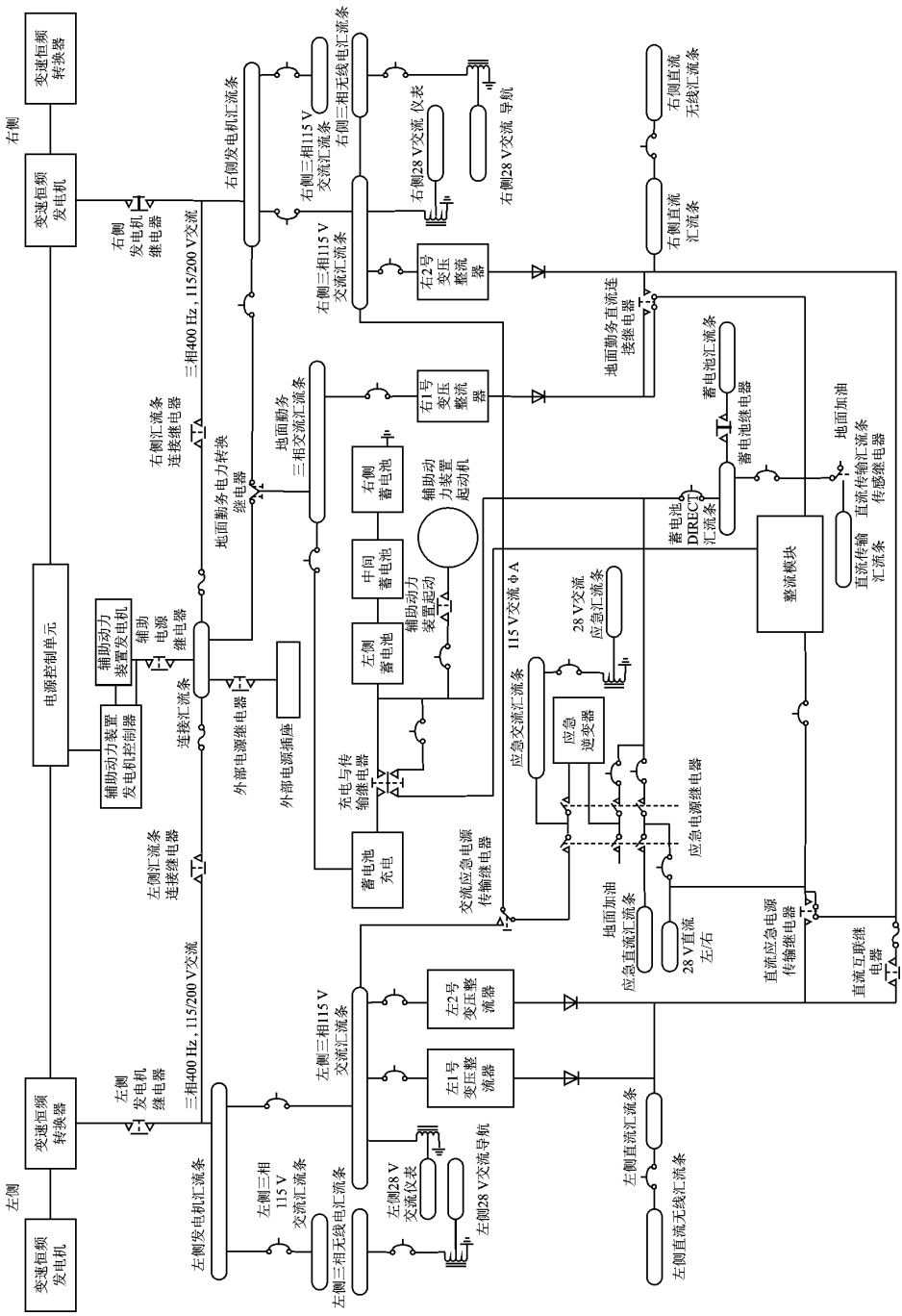


图 8.2.7　MD－90－30 客机的供电系统

2. “湾流”Ⅳ行政机的供电系统

“湾流”Ⅳ为跨洋飞行的行政机，装两台涡扇发动机，由美国湾流宇航公司研制。飞机的一些重要技术数据如下：

最大起飞质量	33 203 kg
最大巡航速度	943 km/h
最大使用高度	13 715 m
最大载重航程	6 845 km
发动机推力	2×5 070 daN(2×5 170 kg)

“湾流”Ⅳ行政机供电系统采用 115/200 V，400 Hz 三相直流网络式变速恒频交流电源。飞机供电系统的结构布局见图 8.2.8。主电源为两台交流发电机及其功率变换器，发电机容量为 36 kVA，在最低转速时仍能提供 30 kVA 的变频交流电，功率变换器则把来自发电机的输入变换为 23 kVA 的 115/200 V，400 Hz 三相恒频交流电和 7.5 kW 的 28 V 直流电；辅助电源为一台由辅助动力装置驱动的 30 kVA 风冷无刷交流发电机和一台 9 kW 的变压整流器；应急电源为两台 40 Ah 的镉镍蓄电池和一台 900 VA 的静止变流器。在有些飞机上，应急电源还包括一台液压驱动的发电机。

系统布局，两个主发电通道独立供电，但每个发电通道都具有向整个配电系统供电的能力。

8.3 飞机混合供电系统举例

8.3.1 混合供电系统

飞机采用混合供电系统往往与飞机改型、供电体制变换和一时无法提供大容量发电设备有关。运 7－200A 支线飞机是我国自行设计的飞机，供电系统采用了低压直流与变频交流电源的混合供电体制。

飞机供电系统中的直流电源系统由左右发动机驱动的直流起动发电机、发电机控制器、汇流条保护器、电流互感器、直流电源监控器和接触器等部件构成。发电机额定电压 28.5 V，额定电流 400 A，工作转速范围 7 200～12 000 r/min，发电机在 2 min 内可过载 133%，5 s 过载 200%。起动航空发动机时，直流起动发电机电压为 24 V，起动时间 30 s，最小转矩 3.2 kgm，发电机重 17.2 kg。正常工作时，左右发电机分别向对应的汇流条供电。任一发电通道故障时，正常工作发电机可向全机直流电网供电。两直流发电机也可并联运行。飞机在地面时，地面电源可通过机上地面电源插座向飞机电网供电。

飞机上的辅助动力装置传动一台 28.5 V，400 A 直流发电机，它可作飞机地面准备用电和起动航空发动机的电源。两台 42 A·h 镉镍蓄电池作起动和应急电源。

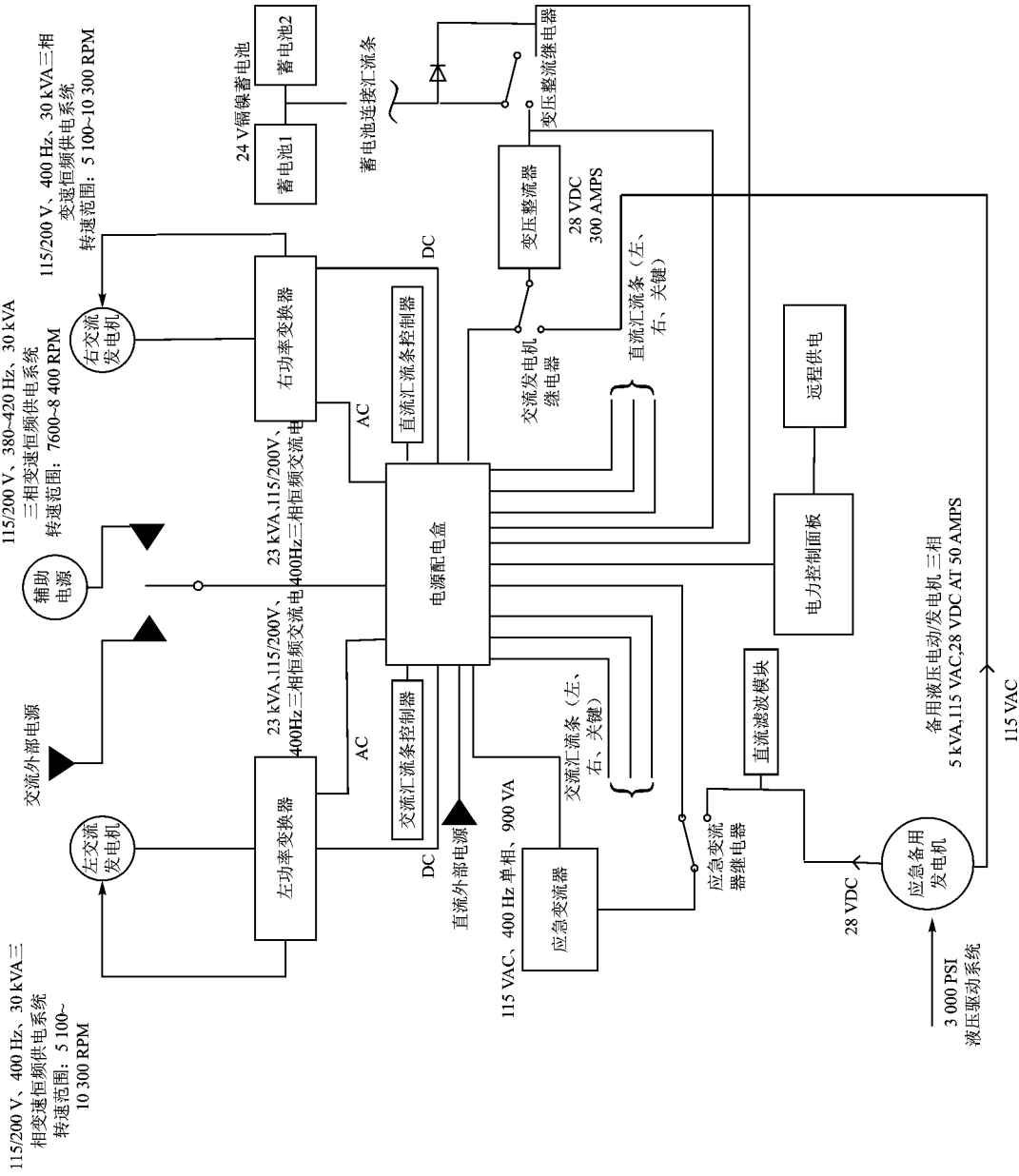


图 8.2.8　“湾流”Ⅳ行政机的供电系统

飞机供电系统中的变频交流电源由 20 kVA 变频交流发电机、发电机控制器、交流电源监控器、电流互感器和主接触器等部件构成。两台发动机分别传动左右交流发电机，发电机额定容量 20 kVA，过载容量 30 kVA，额定电压 120/208 V，转速范围 9 750～15 850 r/min，频率范围 325～528 Hz，油冷却，重 11.7 kg。正常工作时，每个交流发电通道向自己的用电设备供电，一个通道故障时，可由另一个发电通道向原来由故障发电机供电的负载供电。

系统中的恒频交流电源由两台 1 000 VA 单相静止变流器构成，它输入 28 V 直流电，输出 115 V 和 26 V 交流电。

由于采用混合电源，所以飞机上既有直流配电系统，又有变频交流配电系统和恒频交流配电系统。

8.3.2 低压直流电源系统

运 7－200A 飞机低压直流电源系统包括航空发动机传动的主直流发电机电源、APU 传动的辅助直流发电机电源和蓄电池构成的应急电源三部分。

飞机直流电源向飞机直流用电设备提供 28.5 V 直流电，并可作 PW127C 螺旋桨发动机和 APU 发动机的起动电源，在应急状态下向飞机提供应急电源，在地面时作为维护检查电源。主直流电源与辅助直流电源的构成是相同的。

图 8.3.1 是运 7－200A 飞机直流电源方块图。直流电源的供电逻辑如下。

① 蓄电池供电时，接通右蓄电池接触器 RBC 和直流汇流条连接断路器 BTB，则左右发电机汇流条 LGBUS、RGBUS、左右应急汇流条 LEBUS、REBUS 和超应急汇流条 SEBUS 均有电，地面维护汇流条 BSBUS 没有电能。

② 由外(地面)电源供电时，只要接通左右外电源断路器 LEPC 和 REPC，则地面维护汇流条、左右发电机汇流条和左右应急汇流条都有电，如果再接通 LBC 和 RBC，则外电源即可给蓄电池充电。

③ APU 发电机供电时，接通 APB 之前应断开 LEPC 和 REPC，以避免两电源并联。如果 BTB 不接通，则 RGBUS 和 REBUS 有电；BTB 接通则 LGBUS 和 LEBUS 也有电。左右发电机断路器是在左右发电机正常运行后接通，接通前应断开 LEPC、REPC 和 APB。如果 BTB 不接通，则两发电机不并联工作，它们分别向左右发电机汇流条供电。由于左右应急汇流条间有 100 A 熔体(保险丝)，故只要任一侧的汇流条有电，两边的应急汇流条都会有电。如果出现一侧的应急汇流条短路，则 GB－100 熔断，可防止另一侧汇流条也短路。

④ 汇流条连接断路器 BTB 的接通，可实现两台发电机的并联运行，两发电机的负载由 GCU 调节均衡。该直流电源系统的基本工作是不并联工作方式。左右应急汇流条的电源入口有二极管，它们的作用是防止应急汇流条以外电网的故障导致应急汇流条的故障，例如 RGBUS 的短路因二极管 RGRED 的作用而避免了 REBUS 的短路，从而提高了应急汇流条供电的可靠性。同时，在 GB－100 熔断之前，任一应急汇流条都由三个方向供电，有足够的供电

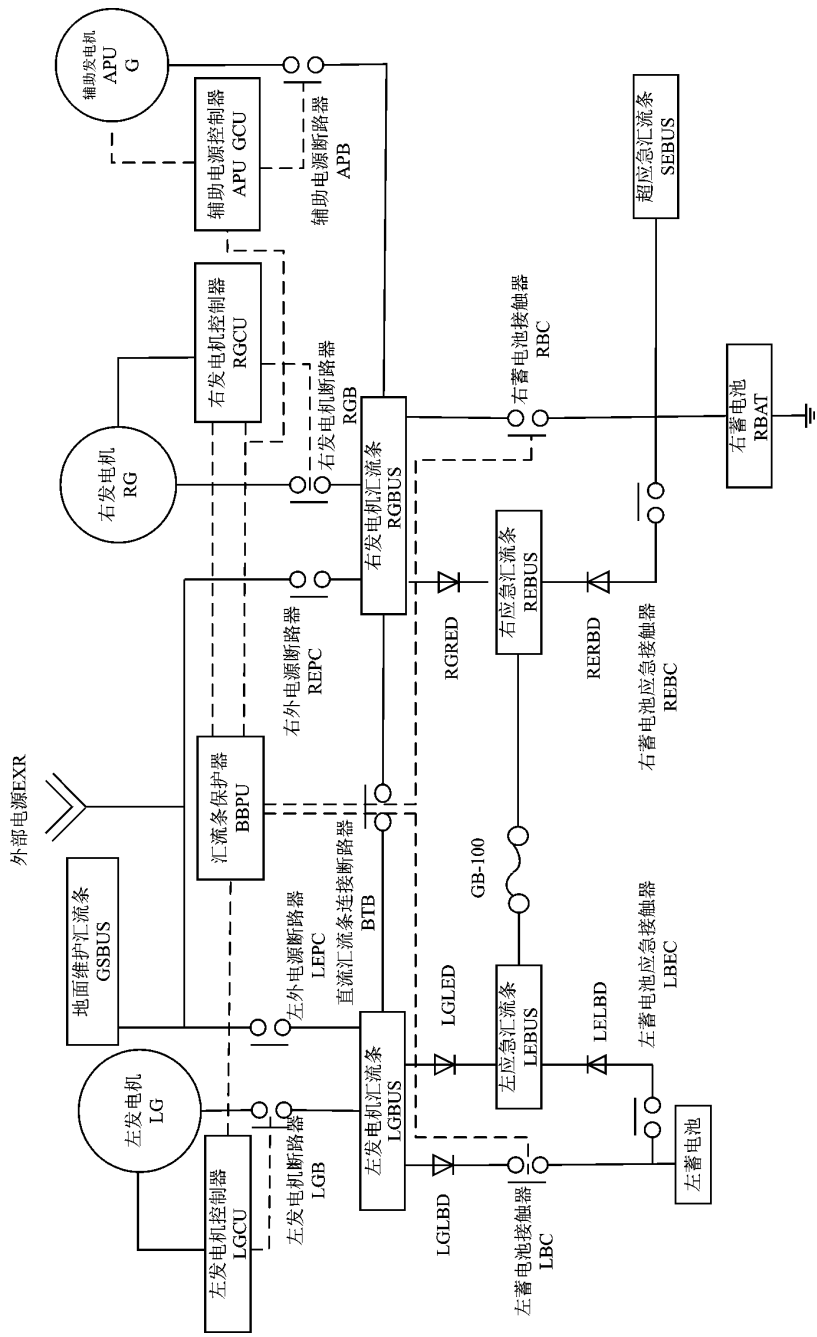


图 8.3.1 运 7－200A 飞机直流电源方块图

裕度。左发电机汇流条与左蓄电池之间的二极管 LGLBD 阻止左蓄电池向左发电机汇流条供电,左蓄电池只能向左应急汇流条供电。右蓄电池电路中没有此二极管,故可用于起动飞机主发动机或 APU 发动机。通常右蓄电池仅用于起动 APU 发动机,左右发动机起动时的电源由 APU 发电机供给。

现将运 7-200A 供电系统中,其直流系统各电源的供电情况作一介绍。

1. 蓄电池供电

蓄电池电路有 4 个手动开关,即蓄电池总开关、左蓄电池开关、右蓄电池开关和汇流条连接断路器 BTB 的开关,用于控制蓄电池的接通与断开。蓄电池总开关有 4 组触点,分别用于控制左右蓄电池应急接触器 LBEC、RBEC 和左右蓄电池接触器 LBC、RBC 的工作线圈电路。左蓄电池开关用于控制左蓄电池接触器 LBC 线圈电路,右蓄电池开关用于控制右蓄电池接触器 RBC 线圈电路。

接通蓄电池总开关后,左右蓄电池应急接触器 LBEC、RBEC 的工作线圈电路接通。左右蓄电池的正极分别经左右蓄电池应急接触器电路的热断路器到左右蓄电池应急接触器的工作线圈后到地,LBEC 和 RBEC 接通,左右蓄电池向左右应急汇流条供电。

左右蓄电池接触器 LBC 和 RBC 的工作,不仅要接通蓄电池总开关,还要分别接通左或右蓄电池开关,而且通过汇流条保护器 BBPU 使 LBC 和 RBC 的工作线圈通电。LBC 和 RBC 的接通使蓄电池与左右发电机汇流条接通。如果这两个汇流条上已有电,则蓄电池将处于充电状态。

汇流条连接断路器开关接通后,汇流条保护器 BBPU 给 BTB 线圈供电,BTB 接通使左右发电机汇流条连接。

2. 外(地面)电源供电

地面电源为供电系统的外部电源,由地面电源开关控制。地面电源插入后,接通地面电源开关,使左右地面电源断路器 LEPC 和 REPC 接通,地面电源向左右发电机汇流条供电,同时通过二极管向左右应急汇流条供电。

地面电源开关的接通使地面电源接通工作继电器线圈通电,它的触点使左右蓄电池接触器 LBC 和 RBC 线圈电路断开,将蓄电池与发电机汇流条分离,蓄电池不由地面电源充电。同时,继电器吸合,触点接通,将左右发电机控制器和 APU 发电机控制器接地,从而使左右发电机断路器 LGB、RGB 和 APB 在地面电源接通时不能接通,防止了外部电源与机载电源间的并联。

若地面电源电压超过 31.5 V,则地面电源过压监控器工作,断开地面电源控制器的正极,使左右地面电源断路器 LEPC、REPC 断开,地面电源绿色信号灯熄灭。地面电源延时继电器失电,将汇流条连接断路器 BTB 断开。过压监控器另一对触点接通,使联锁继电器线圈通电。该继电器的工作使地面电源过压消失后系统不能自行恢复,仅当地面电源开关断开使该继电器失电后,再接通地面电源开关才能使地面电源再次向左右发电机汇流条供电。

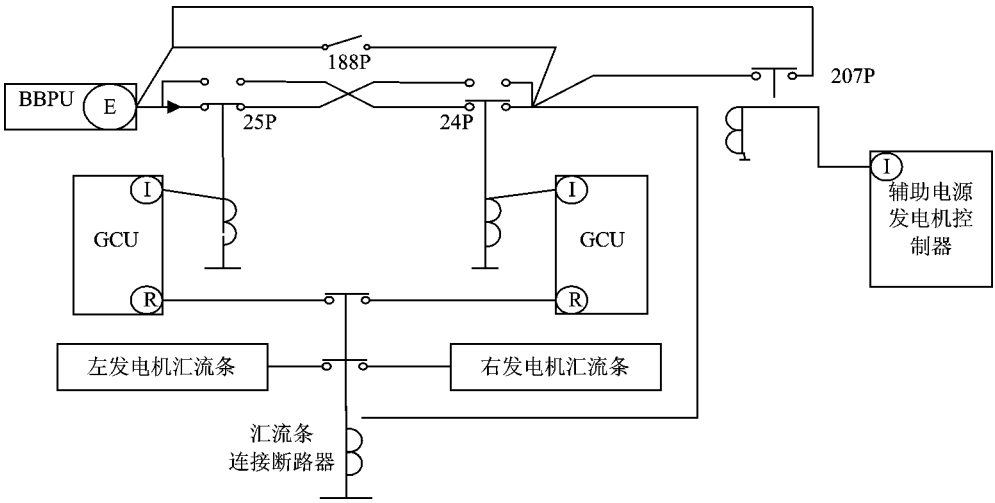
若地面电源电压低于 18 V，则低压监控器的触点断开，从而使左右地面电源断路器 LEPC 和 REPC 的线圈失电，地面电源和发电机汇流条分离。地面电源恢复正常后，低压监控器工作，LEPC 和 REPC 又吸合。低压监控器的吸合电压为 20 V，释放电压为 18 V，两电压差很小，保证了监控器具有较好的保护性能。

3. 两台主发电机同时工作

两台主发电机同时工作时，有两种方式，独立供电和并联供电。

两台发电机同时工作时，如果不接通并联运行开关，则为独立供电方式。左 GCU 的 I 孔输出使左发电机逻辑继电器吸合，右 GCU 的 I 孔输出则使右逻辑继电器吸合，如图 8.3.2。故 BTB 线圈不通电，左右发电机汇流条分别由左右发电机供电。如果某发电机故障，则该发电机的 GCU 失电，发电机逻辑继电器释放，使 BTB 线圈通电吸合，实现左右发电机故障的自动转换。

如果接通并联运行开关 188P，则 BBPU 的 E 孔的正电通过 188P 使 BTB 的线圈通电，BTB 吸合使左右发电机汇流条相连。BTB 的吸合也使它的辅助触点接通，将左右 GCU 的 R 孔互连，以实现两并联发电机的均流。



188P—并联运行开关；GCU R 孔—均流用；24P—右发电机逻辑电路；
25P—左发电机逻辑电路；207P—APU 逻辑电路

图 8.3.2　运 7－200A 飞机直流电源间联锁电路

4. APU 供电

APU 发电机和控制器与主电源发电机和控制器相同，故 APU 发电机的工作情况也与主电源发电机相同。APU 发电机也是起动发电机，先作电动机运行，将 APU 发动机起动后再转为发电机工作状态。APU 发电机开关接通后，发电机才向右发电机汇流条供电。因地面维

护汇流条接在 APB 发电机侧的触点上，故 APB 不接通时，该汇流条也有电。APB 接通后使 APU 发电机逻辑继电器 207P 的线圈通电，见图 8.3.2。于是 BTB 接通，APU 发电机向左右发电机汇流条供电。APU 发电机投入电网前，主发电机短路器和地面电源断路器均先断开。

APU 发电机的 GCU 也有发电机过流、过压、反流、差动、过速和过热保护。APU 发电机作为航空发动机的电力起动机电源时，最大输出电流限制在 600 A。

8.3.3 交流电源系统

运 7－200A 飞机供电系统中有两类交流电源。一类为三相 115/200 V 变频交流电源，由航空发动机直接传动的油冷无刷交流发电机和发电机控制器等部件构成，输出电压的频率取决于发动机的工作状态。另一类是 115 V，400 Hz 恒频单向交流电，由飞机 28.5 V 直流电源供电的静止变流器产生，静止变流器还向飞机电网提供 26 V 单相 400 Hz 交流电。

1. 变频交流电源系统

变频交流电源由变频交流发电机、发电机控制器、发电机断路器和电流互感器等部件组成。每台发动机上装一台发电机，共有两套变频交流电源。飞机上还有 115/200 V，400 Hz 三相外电源插座、外电源保护器和两台外电源断路器，用于飞机在地面时检查和维护机上交流用电设备。

变频交流电源的主要性能如下：

额定容量	20 kVA
连续过载容量	30 kVA
额定电压	115/200 V
功率因数	0.85～1.0
频率范围	325～528 Hz
短路电流	167 A
效率(20 kVA，cos φ=0.8)	87%，10 000 r/min
	85%，15 850 r/min
调压精度	115±2.9 V

图 8.3.3 是运 7－200A 飞机变频交流电源系统图，与该机直流电源系统不同之处在于采用的发电机断路器 GB 和外电源断路器 EPC 均为双向转换式，以实现电路的双向转换。该交流系统是一种采用分离汇流条的不并联供电系统。

插上外电源插头，接通外电源开关，机上外电源保护器检测外(地面)电源电压，若电压、频率和相序均正确时，外电源断路器 LEPC 和 REPC 接通，外电源通过断路器触点和发电机断路器 LGB 和 RGB 的常闭触点向左右发电机汇流条供电。断开外电源开关，则外(地面)电源与机上汇流条分离。左右外电源断路器由外电源保护器控制。

若飞机上已有一台发动机工作正常，则接通该发动机的发电机开关，发电机控制器调节发

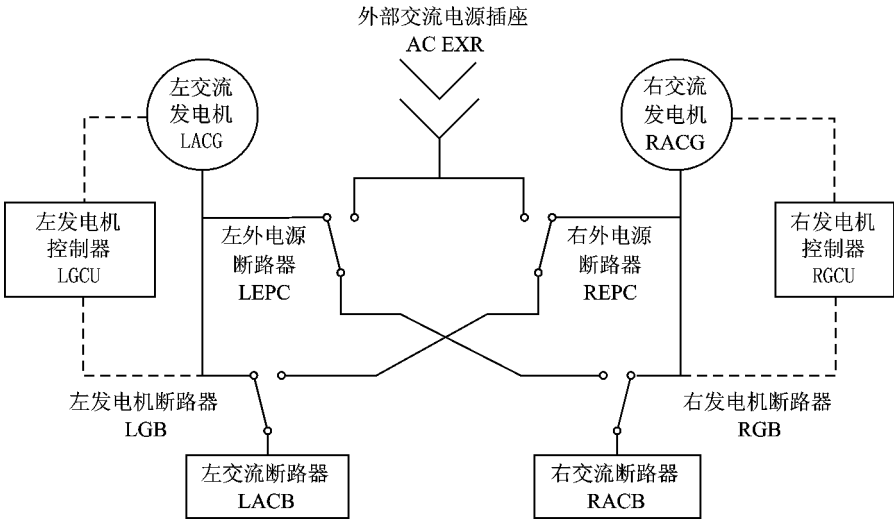


图 8.3.3 变频交流电源系统图

电机电压，检测到电压正常后，接通该发电机的断路器 GB，该发电机就向自己的发电机汇流条供电。同时，由图 8.3.3 可见，该发电机同时给另一侧的发电机汇流条供电。

若两台发电机均正常工作，并接通两发电机的开关，则左右 GCU 工作，当两发电机的电能满足技术要求后，分别接通 GB，则两发电机分别向自己的汇流条供电。如果一台发电机发生故障，故障发电机的 GCU 切除相应的 GB，于是，正常通道的发电机向左右汇流条供电。如果两发电机正常，而某一汇流条有短路故障，则故障汇流条侧的发电机断路器切除，正常工作发电机仅向自己的正常汇流条供电。

如果左发电机工作正常，而左发电机汇流条短路，右发电机工作不正常，则左发电机向右汇流条供电，此为交叉供电。若两台发电机或两汇流条均发生故障，则该电源系统失效。

发电机控制器具有双通道发电系统的控制与故障隔离功能。例如，在左发电机向左右汇流条供电时，发生欠压故障。经延迟后若用电设备的热断路器未跳闸，说明欠压故障继续存在，于是发电机控制器断开右汇流条。如果此后欠压消除，则控制器认定右汇流条有故障，故锁定 RGC，此后，左发电机仅向左汇流条供电。如果 RGC 断开后未消除欠压故障，则 GCU 断开 LGC，GCU 认定左汇流条有故障，即锁定 LGC 接通 RGC，左发电机仅向右汇流条供电。若左右汇流条均切除后欠压故障仍存在，则 GCU 认定左发电机有故障，切除左发电机，左右汇流条由右发电机供电，实现了故障隔离，又保证了左右汇流条的供电。其他故障隔离情况类似。发电机开关有两个位置：接通/复位。当该开关从接通位拨到断开/复位位，再拨到接通时，使 GCU 初始化。如果故障仍存在，故障隔离程序将重复。

2. 400 Hz 恒频单向交流电源系统

400 Hz 恒频单向交流电源由两台 1 000 VA 静止变流器、开关和接触器等部件构成。如

图 8.3.4 所示，左右静止变流器 LSI 和 RSI 分别由左右直流应急流汇流条 LEBUS 和 REBUS 供电，它们输出至左右 400 Hz 汇流条 LSIB 和 RSIB。该电源的主要技术指标为：

额定电压	115 V，26 VAC
频　　率	(400±4) Hz
电压精度	(115±2) V
	(26±0.5) V
功率因数	0.9 超前～0.8 滞后
短路电流	16 A，5 min
效　　率	80%，28 VDC，1 kVA
输入电压	24～34 VDC
输入电流	46 ADC，28 VDC

若左静止变流器故障，则由右静止变流器向左右 400 Hz 汇流条供电；若右静止变流器故障则由左静止变流器向两汇流条供电。直流应急供电时，右静止变流器不工作，仅左静止变流器向左汇流条供电。

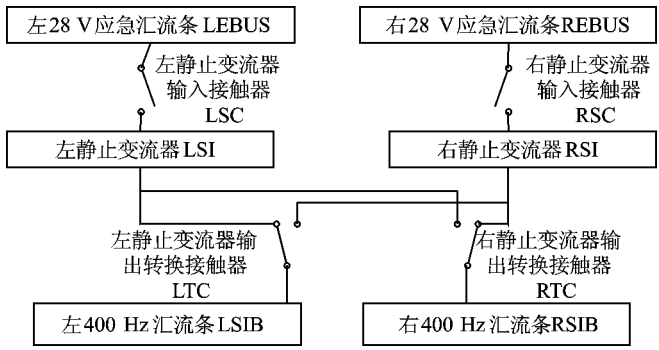


图 8.3.4　400 Hz 单相供电原理图

8.4　航天器供电系统举例

8.4.1　太阳同步轨道卫星电源系统

太阳同步轨道是指轨道面向东进动的速率与太阳周年视运动(地球公转)的平均速率相同，卫星在升段或降段过同一纬圈的当地时间是一样的，故常用于运行时间较长的各类对地观测卫星和天文卫星。

1. 卫星及其电源系统有关参数

(1) **轨道参数**

轨道重复周期:26 **天**;

轨道重复周期圈数:373 **圈**;

轨道周期:100.38 min;

阴影时间:34 min/**圈**。

(2) **整星负载的工作模式**

整星功耗预计:

服务舱 510 W;

有效载荷 1 **工作** 850 W;

有效载荷 2 **工作** 980 W;

有效载荷 3 **工作** 1 050 W。

(3) **工作寿命及其他**

工作寿命:>2 **年**;

太阳角:**约为** 17°;

轨道粒子辐射通量:1.0×10 **电子数**/cm^2。

功率损耗因子见表 8.4.1。

(4) **汇流条类型及配电系统**

汇流条类型:**单一主汇流条**;

配电系统:**集中与分散相结合**。

2. 电源系统组成及原理

表 8.4.2 **是该太阳同步轨道卫星电源系统的配置**。

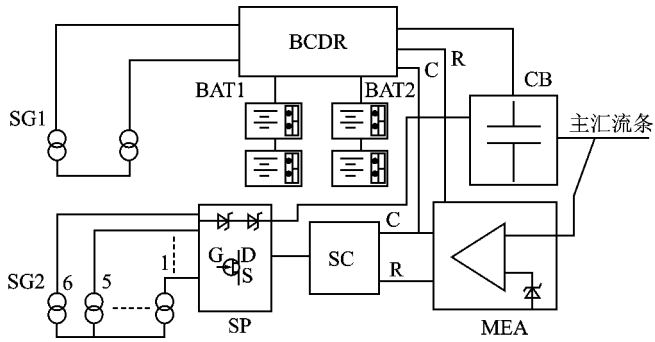
表 8.4.1 轨道功率损耗因子表

损耗因子	寿命初期	寿命末期
轨道粒子	1.00	0.86
随机	1.00	0.98
装配失调	0.99	0.99
标定误差	0.98	0.98

表 8.4.2 太阳同步轨道卫星电源系统的配置

仪器设备名称	配 置
太阳电池阵	1
蓄电池组	2
分流调节器	1
蓄电池组充电/放电调节器	1
直流/直流变换器	10

蓄电池充/放电调节器和分流调节器分别将太阳电池阵充电阵、蓄电池组和太阳电池阵供电阵的输出电压调节为稳定的一次电源母线电压(28±0.6) V,**经星上配电系统和直流/直流变换器,提供星上各分系统、各设备所需的电压及功率,供设备使用,其原理框图如图** 8.4.1 **所示**。



SG1—充电阵；SG2—供电阵；BCDR—蓄电池组充/放电调节器；BAT1—镉镍蓄电池组 1；BAT2—镉镍蓄电池组 2；CB—滤波电容器；MEA—主汇流条误差放大器；SC—比较电路；SP—分流电路

图 8.4.1　电源系统原理框图

8.4.2　“阿波罗”飞船供电系统

“阿波罗”飞船供电系统由三部分组成：燃料电池系统，蓄电池系统，以及配电系统。

1. 燃料电池系统

“阿波罗”飞船有 3 个碱性燃料电池模块置于服务舱中，为 14 天的飞行任务提供大约 2 kW 电能。燃料电池利用低温存储的氢和氧作为反应物（燃烧剂与氧化剂），氢和氧以高压气体的状态供给燃料电池。燃料电池中的最终电化学反应生成电能与水。水是副产品，可用于环境控制系统的致冷，也可供航天成员饮用。

燃料电池系统的优点是质量较轻，且有较大的适应性。对于燃料电池系统，蓄电池也是必须的，这是为了在高负载需求期提供峰值功率。此外，在进入阶段（燃料电池被抛弃后），蓄电池提供电功率，满足负载需求。

“阿波罗”飞船 3 个燃料电池模块含电能 575 kWh，提供直流电。每个模块由能量转换系统，反应物控制系统，热控与排水系统，以及必需的测量装置构成。

燃料电池主体部分是能量转换部件，包含一个由 31 只碱性单体电池串联构成的电池堆。能量转换部件放置在一个加压套筒里，加压套筒是一个被绝缘（隔绝）的承载组件。单体电池组件将反应物的化学能转换为电能和附产品水。单体电池由两个“半电池”组成；氢是阳极，氧是阴极。两个“半电池”之间的电解液是 80％的氢氧化钾（KOH）水溶液。电池的工作温度为 193 ℃（380 ℉）至 238 ℃（460 ℉），反应物的压力约为 0.41 MPa。

2. 蓄电池系统

“阿波罗”飞船蓄电池系统包括指挥舱的进入和着陆后蓄电池（简称“进入蓄电池”）与充电器，登月舱的主蓄电池，指挥舱和登月舱中的引爆蓄电池，以及服务舱的辅助蓄电池。“阿波

罗”飞船中所有的蓄电池均为银锌电池(silver－oxide/zine alkaline)。登月舱主蓄电池与服务舱辅助蓄电池是原电池(单放电),而指挥舱进入蓄电池以及所有的引爆蓄电池为低循环寿命的二次电池(可再充电)。

(1) 进入蓄电池

“阿波罗”载人飞船有三个进入蓄电池。为了在可容许的一个蓄电池失效的情况下,蓄电池组仍可满足飞行器需求,每个蓄电池的容量为 40 Ah(即 29 V 电压下 1 160 Wh),且可完成 6 次充放电循环。进入蓄电池的作用是:

① 在高负载情况下,补充指挥-服务舱主电源(即燃料电池);

② 为寄生(附加)负载供电,这些寄生负载与指挥舱直流主母线保持分离状态;

③ 在指挥舱与服务舱分离后,为指挥舱所有的电气负载供电。

蓄电池充电器利用燃料电池的能量向进入蓄电池充电。进入蓄电池充电器既利用直流电,也利用交流电,每次向一个蓄电池提供限流充电。蓄电池直流输入是 28 V,交流输入是 115～200 V、400 Hz,三相。当充电器输出电流小于 2 A 时,输出电压接近 40 V。

“阿波罗”飞船指挥舱蓄电池电路如图 8.4.2 所示,图中四个断路器在飞行期间通常是断开的。“断路器 15”与“断路器 24”增加了电源系统的灵活性,使任一蓄电池可接到任一汇流条上。此外,通过“断路器 18”与“断路器 19”,可在需要时,由任一进入蓄电池接通引爆汇流条。

(2) 引爆蓄电池

引爆蓄电池的容量是 75 A×36 s(高于 20 V,60～143 ℉)或 75 A×15 s(高于 20 V,50±30 ℉)。在激化后的 36 天内的任何时间,对 75 A×36 s 容量,可提供 6 次循环。对登月舱引爆蓄电池,增压口在蓄电池中。除此以外,登月舱与指挥舱的引爆蓄电池相同,但登月舱引爆蓄电池须经受附加的鉴定试验。

(3) 登月舱主蓄电池

登月舱主蓄电池由上升段的两个蓄电池(每个 29 V,296 Ah,即 8.7 kWh)与下降段的四个蓄电池(每个 29 V,400 Ah,即 11.6 kWh)组成,总设计能量为 63.8 kWh。登月舱的电能源原本考虑燃料电池,后来确定改用银锌电池。这是考虑到银锌电池系统的可行性(登月使命时间的缩短使蓄电池系统可行)、可靠性(银锌电池可靠性高)以及可得性(银锌电池是现成的,而燃料电池的研制遭遇困难)。

(4) 服务舱辅助蓄电池

提供 12 kWh 的应急电能,称为“服务舱辅助蓄电池”。它可通过燃料电池 2 的配电系统,连接到指挥舱的主汇流条上(见图 8.4.2)。

3. 配电系统

“阿波罗”飞船供电系统中配置有直流和交流配电系统。

(1) 直流配电系统

直流配电系统(图 8.4.3) 主要由相互隔离的两条汇流条组成,即主汇流条 A_1(及其延伸

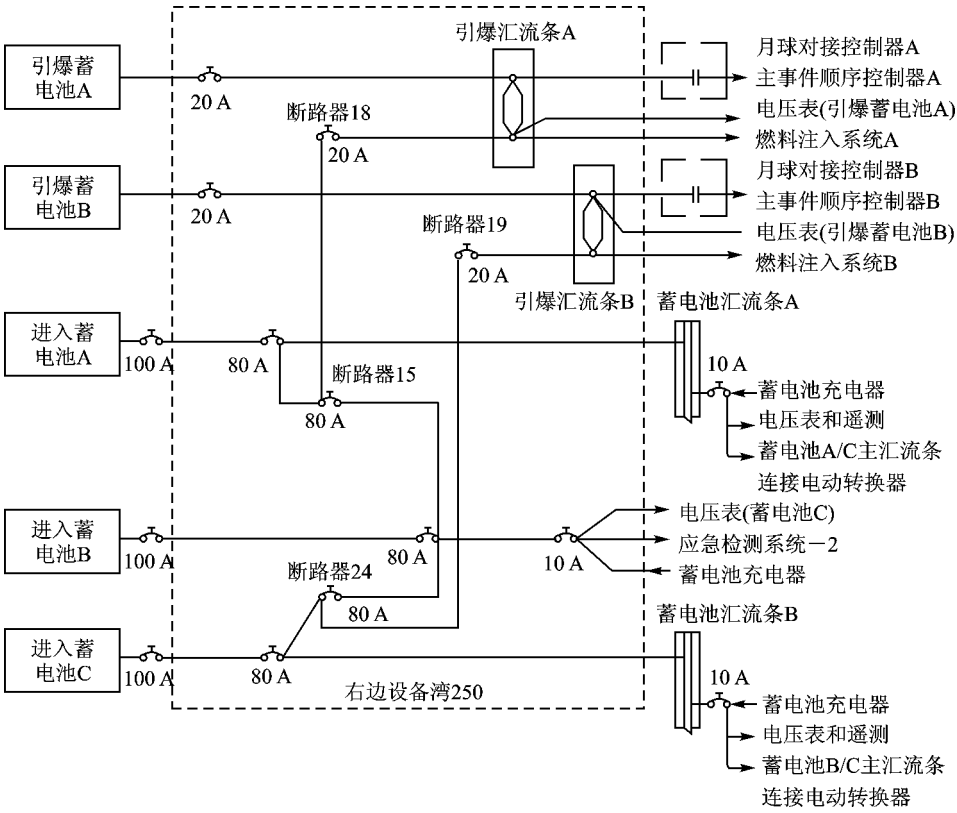


图 8.4.2 “阿波罗”飞船指挥舱蓄电池电路

的服务舱汇流条 A_2)与主汇流条 B_1(及其延伸的服务舱汇流条 B_2)。服务舱汇流条 A_2 与 B_2 虽然也为服务舱的某些负载供电,但主要是将燃料电池的电能传送给指挥舱。

直流汇流条的负载依其重要性程度分为下列三类:

① 无备份的关键负载由两条汇流条通过隔离二极管或双臂转换开关供电;

② 有备份的关键负载由不同的汇流条供电;

③ 无备份的非关键负载被连接到汇流条上,在需要时,两条汇流条均衡供电。

(2) 交流配电系统

“阿波罗”飞船交流配电系统的职能是,将由直流电转换为三相 400 Hz 的交流电。如图 8.4.4 所示,在交流配电系统中,电能由主汇流条 A_1 与 B_1 输入,经由换流器控制盒、换流器、交流控制盒、进入交流汇流条 1 与交流汇流条 2,向航天器负载供电。

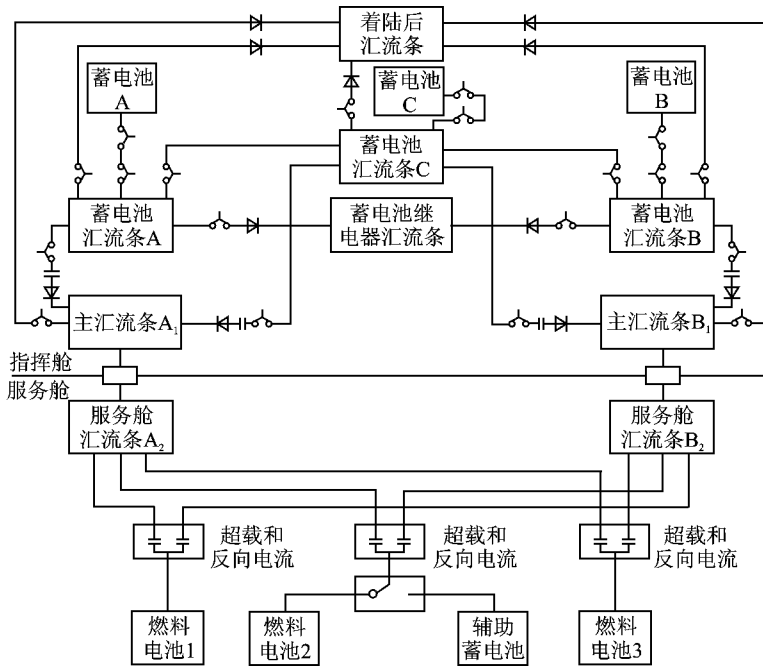


图 8.4.3 “阿波罗”飞船直流汇流条结构

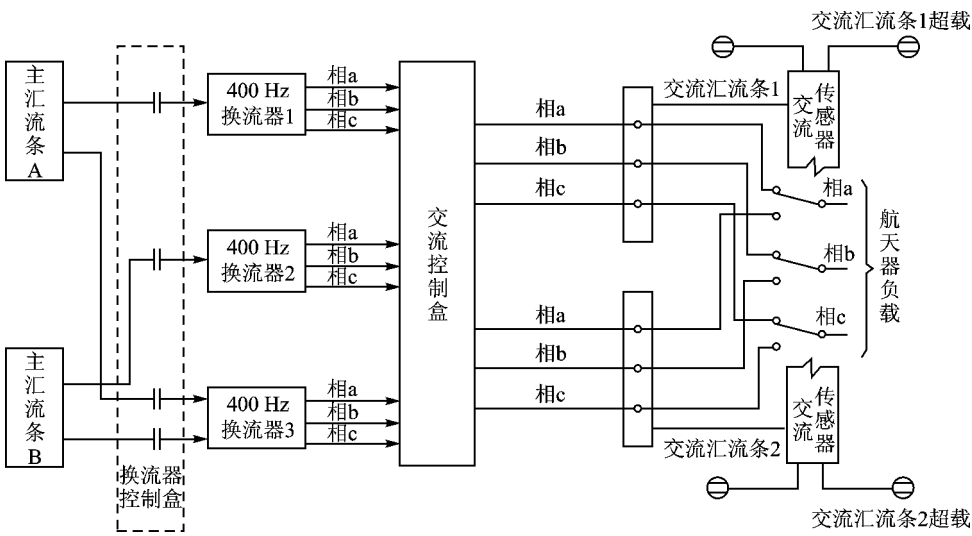


图 8.4.4 “阿波罗”飞船交流配电系统

复习思考题

8.1 试比较单发和多发并联飞机低压直流供电系统供电网路结构及其特点与适用范围。

8.2 试全面介绍“利尔喷气”行政机供电系统的组成结构和各环节的功能与电路。

8.3 试简要介绍 F－22 高压直流供电系统组成及其连接关系。

8.4 试述飞机双发电机不并联恒速恒频交流供电系统的典型结构组成并举例。

8.5 试比较飞机四发电机并联与分裂式并联恒速恒频交流供电系统的网路结构及其特点。

8.6 试举例介绍飞机变速恒频供电系统的结构组成及其网路连接。

8.7 试介绍运 7－200A 飞机供电系统的组成、各环节功能与网路及其特点。

8.8 试述太阳同步轨道卫星一般的电源设置及其工作原理以及用于对地观测与天文的原因。

8.9 试述“阿波罗”飞船供电系统的组成及其各组成系统的主要功能。

8.10 试述“阿波罗”飞船供电系统中蓄电池系统的电路结构及其各配置蓄电池的技术要求。

8.11 试述“阿波罗”飞船供电系统中配电系统的电路结构。

参考文献

1 严仰光主编. 航空航天器供电系统. 北京:航空工业出版社, 1995

2 蒋志扬,李颂伦主编. 飞机供电系统. 北京:国防工业出版社, 1990

3 严仰光,谢少军. 民航飞机供电系统. 北京:航空工业出版社, 1998

4 于敦主编. 国外飞机供电系统手册. 北京:中国航空信息中心, 1997

5 罗志强. 航空电子综合化系统. 北京:北京航空航天大学出版社, 1990

6 马述训主编. 飞机设计手册-第16册-电气系统设计. 北京:航空工业出版社, 1999

7 丁兰芳主编. 飞航导弹电气系统设计. 北京:宇航出版社, 1986

8 戚发韧主编. 载人航天器技术. 北京:国防工业出版社, 1999

9 马世俊主编. 卫星电源技术. 北京:宇航出版社, 2001

10 中华人民共和国国家采用标准 GJB 181A－2003. 飞机供电特性. 中国人民解放军总装备部批准,2004