



工业和信息化部“十二五”规划专著

多电飞机的电气系统

Power System for More Electric Aircraft

秦海鸿 严仰光 著



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



工业和信息化部“十二五”规划专著

多电飞机的电气系统

Power System for More Electric Aircraft

秦海鸿 严仰光 著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书介绍了多电飞机电气系统的结构,从发电、电能变换、配电、负载特性等方面较为全面地给出了多电飞机电气系统的概貌;简述了低压直流电气系统,详细阐述了恒频和宽变频的交流电气系统以及高压直流电气系统;讨论了对多电飞机来说至关重要的电力传动装置,包括直流电动机及其作动系统、液压作动系统、机电作动系统、电液作动系统、调速系统、电动环境控制系统;阐述了基于新型碳化硅器件的高性能电力电子变换器的工作性能。

本书可作为高等院校电气工程学科硕士生、博士生和教师的参考书,也可供从事飞机电气系统、船舶和电动汽车电气系统研究开发的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

多电飞机的电气系统 = Power System for More Electric Aircraft / 秦海鸿,严仰光著. -- 北京:北京航空航天大学出版社, 2015. 12

ISBN 978 - 7 - 5124 - 1985 - 8

I. ①多… II. ①秦… ②严… III. ①飞机—航空电气设备 IV. ①V242

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 305626 号

版权所有,侵权必究。

多电飞机的电气系统

Power System for More Electric Aircraft

秦海鸿 严仰光 著

责任编辑 梅栾芳

*

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(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱:goodtextbook@126.com 邮购电话:(010)82316936

北京兴华昌盛印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1092 1/16 印张:37.5 字数:960 千字

2016 年 3 月第 1 版 2016 年 3 月第 1 次印刷 印数:2 000 册

ISBN 978 - 7 - 5124 - 1985 - 8 定价:98.00 元

前 言

21世纪初,A380、B787和F35三种多电飞机的升空,激发了我国航空电气工作者的巨大热情,同时也提出了我国多电飞机的研制议题。作者抱着促进我国多电飞机发展的愿望,仓促地编写了这本书。建国60多年来,我国的航空及航空电气事业从无到有,从小到大,满足了我国飞机发展的需要。20世纪50—60年代,我国生产了多种28V的飞机电源系统、配电器件和用电设备。20世纪70年代,我国开始研制和生产飞机恒频交流电源、交流配电元件和用电设备。20世纪90年代,飞机变速恒频交流电源研制成功并装机运行。2000年起特种飞机的新型电子设备研制成功,接着大功率飞机电源系统装机使用。同时,变频交流电源和270V高压直流电源列入研制和整机日程表。总之,我们离多电飞机越来越近了。

本书介绍了多电飞机电气系统的结构与原理,从发电、电能变换、配电、负载特性等方面进行了较为全面的阐述。内容包括多电发动机、低压直流电气系统、恒频和宽变频交流电气系统、高压直流电气系统、多电飞机能量管理和热管理、电力作动机构和电动环境控制系统,以及碳化硅高性能电力电子变换器等。

本书得到工业和信息化部“十二五”规划专著出版经费、江苏高校品牌专业建设工程资助项目和中央高校基本科研业务费专项基金(No. NR2013064、No. NS2015039)的资助。

在这里作者衷心感谢南京航空航天大学电气工程系的老师和致力于航空电气研究的博士研究生、硕士研究生和本科生。衷心感谢空军装备研究所、空军总体技术研究所、中国商飞公司、航空高等院校、航空电气厂的专家和朋友们,他们从各个方面给予了作者帮助和鼓励。

在此要特别感谢吴风仁、龚春英、谢少军、王瑾、肖岚、周增福、王慧贞、陈志辉、陈新、陈乾宏、刘闯、朱成花、张方华、胡勤丰、孟小利、戴卫力、洪峰、刘军、杨善水、张卓然、朱德明等博士、教授和研究员,本书引用了他们的研究成果,新型飞机的资料大都参考了各专家学者在杂志上公开发表的论文及相关公司的网站资料。

南京航空航天大学多电飞机电气系统工业和信息化部重点实验室研究生朱梓悦在手稿录入、图表制作和编排方面做了大量的工作;研究生聂新、荀倩、钟志远、赵海伟、张鑫、谢昊天、赵斌、马婷、王丹、徐克峰、马策宇等进行了部分手稿的初录工作;空军第一研究所马其骏研究员、第八研究所周增福研究员和南京航空



航天大学周洁敏教授仔细审阅了本书初稿,提出了十分宝贵的修改意见;北京航空航天大学出版社赵延永、蔡喆老师为本书的出版提出了建设性的建议;南京航空航天大学科技部苏州、吴咏梅、王萍、姚静老师在本书的编写过程中给予了极大的帮助。作者在此一并向他们表示衷心的感谢。由于成书时间短,错误与不足之处难免,敬请读者提出宝贵意见。

作者

2015年10月

南京航空航天大学

目 录

第 1 章 多电飞机的诞生	1
1.1 三种典型的多电飞机	1
1.2 多电发动机	2
1.2.1 燃气涡轮发动机	2
1.2.2 常规燃气涡轮发动机和多电发动机	3
1.2.3 燃气涡轮发动机的引气	4
1.3 多电飞机的特点	7
1.4 飞机的二次能源	7
1.4.1 飞机和发动机设备	7
1.4.2 二次能源	8
1.4.3 飞机二次能源的统一	9
1.5 飞机气压系统	9
1.5.1 飞机的气压能源	9
1.5.2 气压能源的应用	9
1.5.3 飞机环境控制系统	11
1.5.4 气压作动系统	20
1.5.5 节能发动机	22
1.6 飞机液压系统	22
1.6.1 飞机液压能的产生	22
1.6.2 液压作动机构	24
1.6.3 液压系统	26
1.6.4 集中式液压能源的缺陷	31
1.7 飞机电气系统	32
1.7.1 飞机电气系统的构成	32
1.7.2 28 V 直流电源	33
1.7.3 恒频交流电源	40
1.7.4 变频交流电源	43
1.7.5 高压直流电源	44
1.7.6 多电飞机的电源	47
1.7.7 飞机配电系统	48
1.7.8 飞机用电设备	50
1.8 多电飞机的发展与电工科技	59
1.8.1 电工科技的发展	59



1.8.2	新型飞机电气设备	60
1.8.3	多电飞机对电工科技提出的新要求	61
1.9	飞机电气设备的工作条件和使用要求	62
1.9.1	飞机电气设备的工作条件	62
1.9.2	飞机电气设备的使用要求	63
1.10	小 结	66
第2章	交流电气系统	68
2.1	交流电气系统概述	68
2.2	飞机交流发电机	70
2.2.1	恒频交流发电机	70
2.2.2	变频交流发电机	107
2.2.3	无刷直流发电机	113
2.2.4	交流起动/发电机	125
2.2.5	无刷交流发电机的发展	133
2.3	交流发电机的电压调节	133
2.3.1	电压调节器的功能	133
2.3.2	交流电压调节器的构成和工作原理	134
2.3.3	加快励磁电流变化速度的方法	139
2.3.4	励磁机励磁电压与励磁电流软反馈	142
2.3.5	交流电机的励磁控制	146
2.4	齿轮差动式液压恒速传动装置	146
2.4.1	差动游星齿轮的工作原理	146
2.4.2	液压马达与液压泵	148
2.4.3	齿轮差动式液压恒速传动装置工作原理	151
2.4.4	齿轮差动式液压恒速传动装置的调速系统	153
2.4.5	恒速装置的滑油系统	156
2.4.6	齿轮差动式恒速传动装置的故障及其保护	156
2.4.7	恒速传动装置的基本技术数据	158
2.4.8	组合传动发电机	158
2.5	变速恒频电源	159
2.5.1	变速恒频电源概述	159
2.5.2	AC/AC VSCF 电源	160
2.5.3	阶梯波合成变速恒频电源	164
2.5.4	脉宽调制型逆变器构成的 VSCF 电源	174
2.5.5	VSCF 电源的特点	192
2.6	交流电源系统中的二次电源	192
2.6.1	变压器和自耦变压器	193
2.6.2	变压整流器	195



2.6.3	12 脉冲型自耦变压整流器	200
2.6.4	18 脉冲 D 型自耦变压整流器	206
2.6.5	变压整流器输出电压的稳定方法	212
2.7	单发电机飞机交流电源的控制与保护	213
2.7.1	飞机发电系统的控制	213
2.7.2	恒频交流电源的故障及保护	216
2.8	飞机并联交流电源的控制与保护	219
2.8.1	飞机并联交流电源中发电机投入电网的控制	219
2.8.2	并联电源的功率分配	222
2.8.3	不并联交流电源的不中断转换	222
2.8.4	无功功率检测原理	223
2.8.5	有功电流检测原理	225
2.8.6	飞机并联交流电源的故障及保护	226
2.8.7	发电机控制器 GCU 的结构	232
2.9	变频交流电源的控制与保护	233
2.10	飞机交流电源的主电路结构	234
2.10.1	单发动机轻型战斗机的电源	234
2.10.2	双发动机重型战斗机的电源	236
2.10.3	B777 的电源	238
2.10.4	轰炸机的电源	240
2.10.5	MD-11 远程宽机身运输机电源	241
2.10.6	B747 飞机电源	241
2.10.7	军用运输机的电源	245
2.10.8	多用途直升机电源	246
2.10.9	A380 飞机电源系统	247
2.10.10	B787 飞机电源系统	249
2.11	小 结	263
第 3 章	高压直流电气系统	266
3.1	高压直流电气系统概述	266
3.2	旋转整流器式无刷直流发电机	267
3.3	永磁式直流电机	268
3.3.1	稀土永磁材料和永磁电机	268
3.3.2	永磁式高压直流发电机	268
3.3.3	飞控专用永磁发电机的诞生	271
3.3.4	永磁电机在飞机主电源应用的可行性	274
3.3.5	稀土永磁电机的发展	286
3.4	开关磁阻电机	286
3.4.1	开关磁阻电动机的工作原理	288



3.4.2	开关磁阻电机的发电工作	294
3.4.3	250 kW 开关磁阻起动/发电机	297
3.4.4	开关磁阻起动/发电机的电机转子位置传感原理	301
3.4.5	发动机内装发电机	302
3.4.6	开关磁阻电机的发展	306
3.5	电励磁双凸极发电机	307
3.5.1	双凸极电机的结构	307
3.5.2	电励磁双凸极电机发电工作	309
3.5.3	双凸极电机的电动工作	314
3.5.4	电励磁双凸极电机的发展	323
3.6	HVDC 发电系统	323
3.6.1	HVDC 发电系统的构成	323
3.6.2	单发电系统的保护	324
3.6.3	直流发电机的并联	324
3.7	二次电源和电能变换器	325
3.7.1	270 V/28 V 直流变换器	325
3.7.2	模块电源和电子电源	330
3.7.3	灯电源	331
3.7.4	飞行控制和发动机控制专用电源的电能变换器	331
3.7.5	静止变流器	332
3.7.6	电动机驱动用三相 DC/AC 变换器	333
3.7.7	多相容错电动机的 DC/AC 电能变换器	334
3.7.8	起动/发电机的起动功率变换	334
3.7.9	电子设备的内部电源	335
3.7.10	直接能量武器的电源	335
3.7.11	飞机二次电源和电能变换器的关键技术	335
3.8	级联直流变换器的相互作用	336
3.8.1	直流变换器的小信号模型	337
3.8.2	级联电源的小信号模型	339
3.8.3	输入滤波器的传递函数	340
3.8.4	级联变换器的稳定性判据	341
3.8.5	具有恒功率负载的变换器	343
3.9	飞机高压直流配电系统	350
3.9.1	单线制和双线制	350
3.9.2	供电网和配电网	350
3.9.3	汇流条功率控制器	353
3.9.4	高压直流配电元件	353
3.9.5	远距配电中心	358
3.10	辅助动力装置和组合动力装置	360



3.10.1 辅助动力装置在飞机上的应用	360
3.10.2 辅助动力装置的类型和构成	361
3.10.3 APU 的高空工作特性	362
3.10.4 组合动力装置	362
3.10.5 具有致冷功能的组合动力装置	363
3.10.6 IPCU 功能的进一步拓展	364
3.10.7 多电飞机的组合动力装置	364
3.11 多电飞机的能量管理和热管理	365
3.11.1 多电飞机用电设备的特点	365
3.11.2 电能的产生和存储	366
3.11.3 作动机构再生能量的吸收	367
3.11.4 交流系统和直流系统	369
3.11.5 多电飞机的电能管理	369
3.11.6 多电飞机的热管理	370
3.11.7 能量优化飞机(OEA)	372
3.12 多电飞机的发展	374
3.12.1 从低压直流电源到高压直流电源	374
3.12.2 VFAC 和 HVDC 系统的比较	375
3.12.3 高压直流电气系统的关键设备	375
3.13 小 结	376
第 4 章 电力作动机构和电动环境控制系统	379
4.1 电动机在飞机上的应用	379
4.1.1 双发轰炸机的用电设备	379
4.1.2 电动机在飞机上的应用	380
4.2 电动机构	382
4.2.1 阀门控制用电动机构	382
4.2.2 调整片操纵电动机构	386
4.2.3 襟翼传动电动机构	388
4.2.4 电动机构的发展	392
4.3 交流伺服电动机	392
4.3.1 伺服电动机的类型及其技术性能	392
4.3.2 永磁材料和永磁电机	394
4.3.3 稀土永磁交流电动机的结构	394
4.3.4 永磁电机的磁场和磁势	404
4.3.5 无刷直流电动机(BLDCM)	412
4.3.6 交流伺服电动机	425
4.4 机电作动机构	432
4.5 液压助力器	433



4.5.1	液压动力在飞机操纵系统中的应用	433
4.5.2	液压助力器的原理和结构	434
4.5.3	助力器的供液系统	439
4.5.4	液压助力器的发展	440
4.6	液压舵机	441
4.6.1	液压舵机的构成和工作原理	441
4.6.2	复合舵机	444
4.6.3	四余度舵机	445
4.6.4	液压舵机的性能	447
4.7	电液作动机构	448
4.7.1	柱塞式液压泵	448
4.7.2	EHA 的架构	450
4.8	电动环境控制系统	452
4.8.1	电动环境控制系统概述	452
4.8.2	座舱空气压缩机	452
4.8.3	空气冷却系统	454
4.8.4	座舱空气再循环子系统	457
4.8.5	空调组件过温检测保护子系统	458
4.8.6	座舱空气分配子系统	460
4.8.7	座舱温度调节子系统	464
4.8.8	座舱顶棚区空气除湿子系统	469
4.8.9	空勤人员休息舱的空气分配子系统	469
4.8.10	洗手间/厨房通风子系统	473
4.8.11	液冷子系统	475
4.8.12	前后电气设备舱电子设备的冷却	478
4.8.13	货舱的电加温	480
4.8.14	座舱压力控制子系统	484
4.8.15	B787 电动环境控制系统的电气部件	486
4.9	小结	490
第 5 章 高性能电力电子变换器		492
5.1	多电飞机对电力电子变换器的要求	492
5.2	SiC 材料特性及 SiC 器件	493
5.2.1	SiC 材料特性	493
5.2.2	SiC 器件的现状与发展	495
5.3	SiC 器件的特性与参数	501
5.3.1	SiC 肖特基二极管的特性与参数	501
5.3.2	SiC MOSFET 的特性与参数	508
5.3.3	基于双脉冲法的开关特性测试	515



5.3.4 SiC BJT 的特性与参数	521
5.4 SiC 器件的驱动电路	525
5.4.1 SiC 驱动电路设计分析	525
5.4.2 串扰抑制驱动电路原理分析	530
5.4.3 串扰抑制驱动电路测试	532
5.5 基于 SiC 器件的高性能电力电子变换器	535
5.5.1 SiC 基 AC/DC 变换器	535
5.5.2 SiC 基 DC/DC 变换器	539
5.5.3 SiC 基 DC/AC 变换器	541
5.5.4 SiC 基 AC/AC 变换器	542
5.5.5 SiC 基固态功率控制器(SSPC)	543
5.6 高温变换器	544
5.6.1 新型封装 SiC 模块	544
5.6.2 高温变换器	551
5.7 小 结	561
附录 A 应用不同电源系统的飞机实例	562
附录 B 缩略语	566
参考文献	575

第 1 章 多电飞机的诞生

1.1 三种典型的多电飞机

在 21 世纪开始的十年中,先后有三种令人瞩目的飞机上天,这就是欧洲空中客车公司的大型客机 A380、美国波音公司的客机 B787 和美国洛克希德·马丁公司的第四代战斗机 F-35。这三家公司均称他们的飞机为多电飞机。

A380 是四发动机飞机,装 4 台罗·罗公司的 Trent900 涡轮风扇发动机或发动机联盟公司的 GP7200 发动机。飞机空重 280 吨,最大载客量 853 人,为双层双通道巨型飞机。

B787 是双发动机飞机,装 2 台通用电气公司的 GENx 涡轮风扇发动机或罗·罗公司的 Trent1000 发动机。飞机载客量 210~330 人,为双通道宽体客机。

F-35 是单发动机飞机,装普惠公司的 JSF119-611 加力涡扇发动机,空重 12 吨,标准武器配备为 2 枚空空导弹和 2 枚制导炸弹 JDAM。

电源容量大是多电飞机的特点之一。A380 飞机电源总额定容量为 910 kV·A, B787 飞机电源总额定容量为 1 460 kV·A, F-35 飞机主发电机额定容量为 250 kW。

表 1.1 所列为现有多发动机飞机(主要为客机)主电源(指由航空发动机传动的发电设备)和辅助电源(指由辅助航空发动机传动的发电设备)使用情况, A380 飞机电源容量最大。

表 1.1 多发动机客机电源功率的比较

序号	飞机型号	最大起飞重量 /ton	始用年份	主电源功率 /kV·A	辅助电源功率 /kV·A	备注
1	B747-200	362~394	1970	4×60 ^①	2×60	四台发动机
2	B747-400	362~394	1985	4×75/90 ^②	2×75/90	四台发动机
3	DC-10	259	1971	3×90	1×90	三台发动机
4	MD-11	273	1990	3×100/120	1×90	三台发动机
5	A340	275~365	1990	4×75/90	1×90/115	四台发动机
6	A380-800	560	2007	4×150 ^③	2×120	四台发动机

① B747-200 飞机主电源为恒速恒频交流电源,发电机额定容量为 60 kV·A,每架飞机 4 台,辅助动力装置 APU 驱动的恒频发电机,每架飞机 2 台,每台 60 kV·A。

② B747-400 为组合传动发电机(简称 IDG),90 kV·A 为长期工作容量,75 kV·A 为计算过载的容量基值。

③ A380 飞机每台发动机上装一台宽变频交流发电机,电机额定容量为 150 kV·A,频率为 360~800 Hz,电压为 115/200 V。

表 1.2 所列为现有几种双发动机客机电源容量的比较, B787 飞机的电源额定容量约为 B777 飞机的 4 倍。



表 1.2 双发动机客机电源功率的比较

序号	飞机型号	最大起飞重量/ ton	始用年份	主电源功率 /kV·A	辅助电源功率 /kV·A
1	A310-300	150	1983	2×75/90	90
2	B767	159	1982	2×75/90	90
3	B777	229	1995	2×120+2×20 ^①	120
4	B787-8	228	2010	4×250 ^②	2×225

① B777 飞机每台发动机装 20 kV·A 变速恒频电源发电机 1 台,装 120 kV·A 恒速恒频交流电源发电机 1 台。

② B787 飞机每台发动机装 2 台 250 kV·A 变频交流起动/发电机,飞机上 1 台辅助动力装置 APU 同时驱动 2 台 225 kV·A 起动/发电机。

表 1.3 所列战斗机的电源比较,单发轻型战斗机 F-35 的主电源额定功率比双发战斗机 F-15、F-22 还要大。

表 1.3 战斗机电源额定功率的比较

序号	飞机型号	最大起飞重量 /ton	始用年份	主电源容量 /kV·A	辅助电源容量 /kV·A	发动机数量
1	F-15C	30	1974	2×40/50	10 ^①	2
2	F-16C/D	16	1978	60		1
3	幻-2 000	17	1983	20		1
4	苏-27	34		2×30		2
5	F-22	27	1997	2×65 ^②	22	2
6	F-35	12(空重)	2007	250	IPU ^③	1

① F-16C/D 飞机装 1 台 60 kV·A IDG 和 10 kV·A 的变速恒频电源,其发电机由发动机驱动。

② F-22 飞机的发动机和辅助动力装置 APU 传动 270 V 无刷直流发电机。

③ F-35 飞机的主电源为开关磁阻起动/发电机,额定电压为 270 V,额定功率为 250 kW。辅助应急电源为组合动力装置 IPU 传动的直流发电机。

1.2 多电发动机

1.2.1 燃气涡轮发动机

飞机发动机有两种:活塞式航空发动机和燃气涡轮发动机。后者由于推重比大,工作高度范围宽,成为现代飞机发动机的主流。

燃气涡轮发动机由压气机、燃烧室和涡轮三个主要部分构成。压气机将迎面气流吸入发动机,并将吸入空气压缩,压缩后的空气进入燃烧室与喷入的燃油雾化混合成油气混合气;燃烧的高温气体驱动涡轮,涡轮再传动压气机高速旋转,涡轮后的气体形成推力。

燃气涡轮发动机根据转子个数有单转子、双转子和三转子发动机 3 种,单转子发动机的能力受到约束,已经很少使用。

目前常用的燃气涡轮发动机有涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡



轮轴发动机。涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机均靠排出的高温高速气流产生推力,使飞机飞行。涡轮螺旋桨发动机的涡轮用于驱动螺旋桨,螺旋桨旋转时产生拉力让飞机飞行。涡轮轴发动机常用于直升机,用于带动直升机旋翼旋转产生升力并实现直升机的飞行或悬停。后两种发动机排出的废气推力很小。

1.2.2 常规燃气涡轮发动机和多电发动机

图 1.1 所示是常规燃气涡轮发动机(图 1.1(a))和多电燃气涡轮发动机(图 1.1(b))的示意图。如图 1.1(a)所示,最左侧为风扇,然后是低压压气机、高压压气机、燃烧室和涡轮。图的上方表示从发动机的压气机或风扇中引出四股受压缩的空气,一股用于发动机整流罩的防冰,第二股用于飞机机翼的防冰,第三股用于气密座舱的增压,最后一股用于飞机环境控制系统,改善座舱空气压力、温度和湿度及冷却航空电子设备。如图 1.1(a)的下方所示,从发动机上引出一根轴,用于传动发动机的附件机匣内的齿轮,齿轮用于传动装于附件机匣上的设备,如图 1.2 所示。

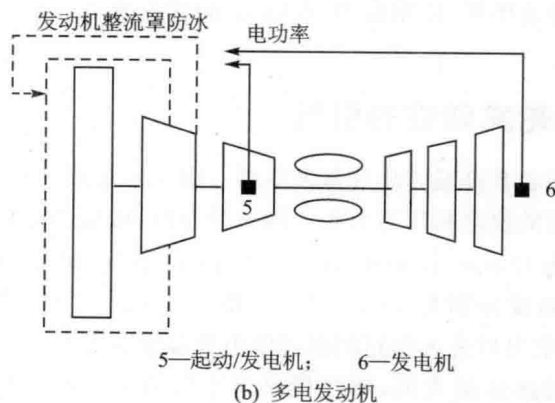
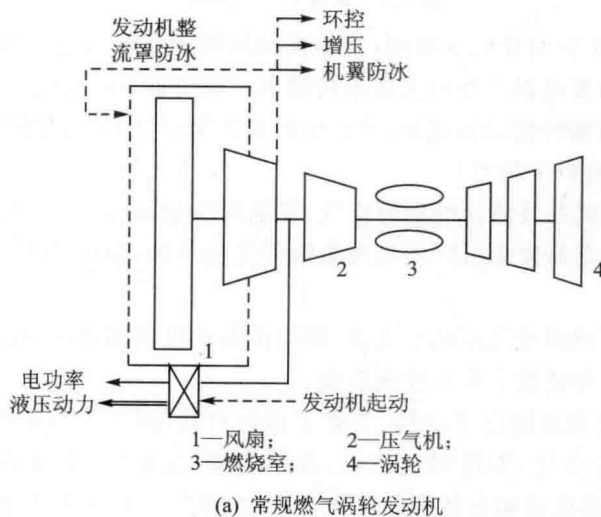


图 1.1 常规涡轮风扇发动机和多电发动机

图 1.1(b)所示为多电发动机的示意图,仅有一股气流用于发动机整流罩的防冰,附件机匣不再使用,在发动机高压转子轴上装有启动/发电机,尾部发动机风扇轴上装有发电机。起

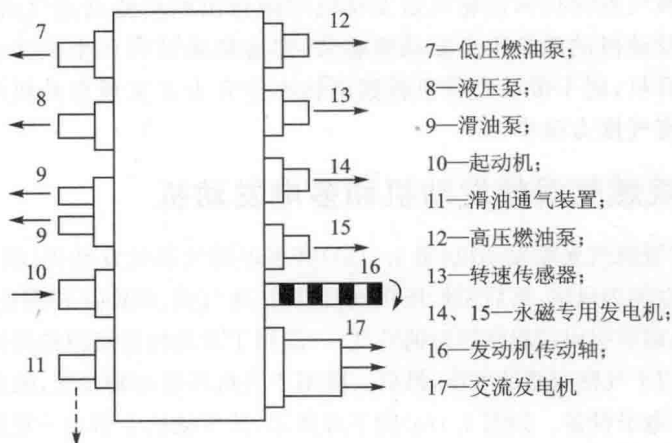


图 1.2 发动机附件机匣

动/发电机在发动机拟工作时作电动机用,带动发动机转子旋转,以使发动机起动。发动机正常工作后该电机转换为发电机工作向飞电网供电。风扇轴上的发电机还可在发动机故障时借助迎面气流驱动风扇旋转传动发电机,该发电机即转为应急发电机使用。

可见,多电发动机有以下特点:

- (1) 不再提取发动机压气机压缩后的空气,仅抽取少量风扇后空气用于进气道防冰;
- (2) 不再用结构复杂易发生故障的发动机附件传动机匣,起动/发电机的转子在发动机高速轴上;
- (3) 发动机转子用磁浮或气浮轴承支撑,消除了发动机机械磨损和滑油系统;
- (4) 发动机采用分布式数字全权控制系统。

因此多电发动机大大地简化了结构,节省了燃油消耗,减少了污染物排放。B787 飞机的发动机已不提取压缩后空气,不再用起动机,改用起动/发电机,从而简化了附件传动机匣。A380 飞机使用电液作动机构和电备份液压作动机构,降低了对集中式液压泵的需求。F-35 飞机取消了发动机驱动的液压泵,使用起动/发电机,附件机匣进一步简化。因此,多电发动机是多电飞机技术的核心。

1.2.3 燃气涡轮发动机的引气

燃气涡轮发动机的核心是高温高压气体发生器。图 1.3 给出了某型涡轮风扇发动机在不同部位和不同运行状态时的温度和压力分布。慢车状态时,风扇的进口压力为 14.7 psi,温度为 15 °C,风扇出口压力为 16 psi(pound-force per square inch: lbf/in²)*,温度为 20 °C。压气机入口和出口的压力与温度分别为 15 psi、16 °C 和 50 psi、180 °C,排气管的压力和温度为 14.8 psi、340 °C,从燃烧室出口进入涡轮的燃气压力和温度则更高。

飞机起飞时发动机转速达最大值,压气机出口空气的压力和温度也最高,达 410 psi 和 540 °C;巡航时飞机处于高空,吸入的空气压力和温度比较低,但压气机的出口压力和温度远高于慢车转速,为 150 psi 和 400 °C。

* 1lbf/in² = 6894.757 Pa。

	风扇	压气机		燃烧室	高压涡轮	低压涡轮	排气管
压力/psi 温度/°C							
慢车	14.7 / 15	16 / 20	15 / 16	50 / 180			14.8 / 340
起飞	14.7 / 15	39 / 115	25 / 65	410 / 540			23 / 510
巡航	5.3 / -25	14 / 60	8.5 / 15	150 / 400			6.8 / 340

图 1.3 某型涡轮风扇发动机的温度和压力分布特性

由于压气机压缩后的空气压力和温度相当高,长期以来都由此引出一部分压缩空气,供机翼防冰和飞机环境控制系统使用。

图 1.4 所示是一台有 13 级压缩机叶片的压气机局部示意图。在压气机第 1 级叶片前有发动机进气口可调的导向叶片,第 2、3、4 级叶片前有三级可调的导向叶片,从第 5 级到第 13 级叶片采用固定的导向叶片,导向叶片在发动机壳体上,不随发动机转子转动。随着发动机叶片级数的增加,叶片的长度不断缩短,因为气体不断压缩,体积不断减小。该发动机在压气机的第 7 级和第 12 级有引气阀,引出压缩空气。

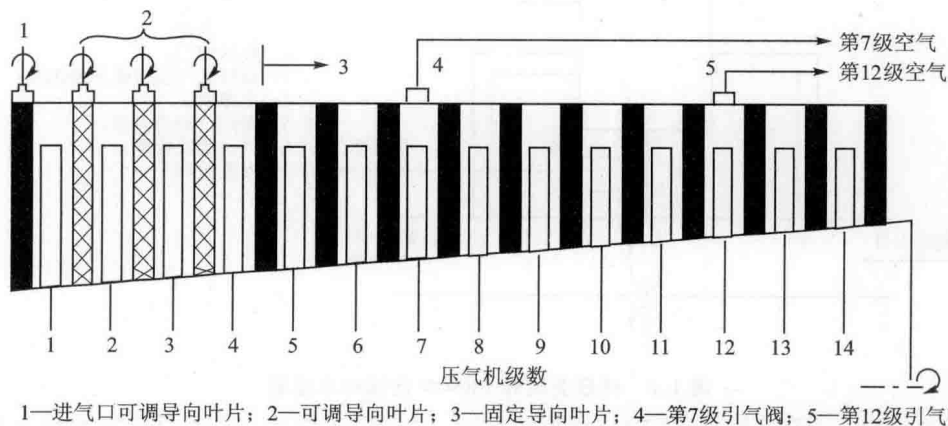


图 1.4 压气机局部示意图

图 1.5 所示是双发动机飞机引气系统示意图,发动机压缩空气经调压关断阀(PRSOV)降压后,一路送发动机本身的进气道防冰,第二路经关断阀(SOV)到机翼防冰,第三路经关断阀(SOV)至空调组件。左右发动机引气管道间通过关断阀相连,若一侧的发动机故障无法引气,则开通该关断阀,可让非故障发动机的引气送至故障发动机侧。辅助动力装置产生的高压气体也可通过关断阀与发动机引气管道相接,以在飞机发动机未工作时向飞机供气。

调压关断阀(PRSOV)是发动机引气系统中的重要部件,是一个电磁控制气压作动的阀门,主要功能为:(1)实现发动机引气系统的通/断控制;(2)通过气压控制的蝶形阀调节其输出端压力为一定值,不受发动机工作条件的变化而变化;(3)控制阀输出端气体的温度和流量;(4)实现