

32416103

V242
08

航空航天器供电系统

严仰光 主编

航空工业出版社

1995

内 容 提 要

本书讨论航空航天器供电系统的基本概念,基础部件即化学电源、特种电源和电力电子变换器的原理与特性,航天电源系统,飞机直流电源,恒速恒频交流电源,变速恒频交流电源和直流交流配电系统。重点是恒速恒频交流电源。书中的航天器电源以太阳能电池阵电源为主,飞机直流电源和变速恒频电源则着重基本概念的说明。每章后均有思考练习题。

本书为航空高等院校教材,也可作航天高等院校教学参考书,或供从事航空航天电气工程的科研、设计、制造和使用维修部门的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空航天器供电系统/严仰光主编. —北京:航空工业出版社, 1995.8

ISBN 7-80046-903-4

I. 航… II. 严… III. ①航空电气设备-高等学校-教材
②航空航天器-电气设备-高等学校-教材 IV. ①V242.3②
V442

中国版本图书馆CIP数据核字(95)第03873号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里14号 100029)

煤炭工业出版社印刷厂印刷 全国各地新华书店经售

1995年8月第1版

1995年8月第1次印刷

开本: 787×1092 1/16 印张: 19.25 字数: 477千字

印数: 1—2000

定价: 14.00元

前 言

本书根据航空教材编审委员会1992年修订的“航空航天供电系统”教学大纲,在1979年版《飞机交流电源系统》和1990年版《飞机供电系统》(国防工业出版社)的基础上修改而成。

近几年来,航空高等学校的专业面向逐步拓宽,不仅从航空扩展到航天,还进一步扩展到一般工业部门。本书是适应这一形势,并在总结“飞机供电系统”的教学经验的基础上编写的。

本书分为四个部分:航空航天电源基本概念(第一章),航空航天基础部件(第二和第三章),航空航天电源系统(第四、五、六、七章)及航空直流和交流配电系统(第八和第九章)。本书各章后有思考练习题供选用。通过本书的学习,读者可对航空航天器供电系统有较全面的了解,并能进行基本的分析和计算。

本书由西北工业大学、北京航空航天大学 and 南京航空航天大学合编。其中第一、二、三、四、七章由詹晓东、严仰光编写,第五、八、九章由张晓斌编写,第六章由沈颂华、郑久全编写,严仰光担任主编。

北京航空航天大学王宝龄教授审阅了全书,提出了极为宝贵的意见,航空教材编审室杨心灿同志等也付出了很多心血,为提高教材质量作出了贡献,在此深表谢意。编写过程中还得到了航空部门有关厂、所、校的专家和同志们的帮助。侯亚萍、甘鸿坚、王晨、刘越峰、王越明和黄恩舫等同志为成稿做了大量工作,在此一并致谢。

由于水平和时间限制,书中缺点错误在所难免,敬请广大读者批评指正。

编者

1994年8月

目 录

第一章 概述	(1)
第一节 航空航天器用电设备及其特性.....	(1)
第二节 航空航天器的二次能源.....	(2)
第三节 航空航天器供电系统.....	(2)
第四节 航空航天供电系统的沿革与发展.....	(4)
第五节 飞机供电系统的基本参数.....	(6)
第六节 飞机供电系统正常与应急工作.....	(7)
第七节 飞机电源的容量及其选择.....	(9)
第八节 航空航天电气设备的工作条件.....	(10)
第九节 对供电系统的基本要求.....	(12)
思考练习题.....	(13)
第二章 化学电源和特种电源	(14)
第一节 概述.....	(14)
第二节 铅蓄电池.....	(14)
第三节 镉镍蓄电池.....	(17)
第四节 锌银电池.....	(19)
第五节 燃料电池.....	(22)
第六节 太阳电池.....	(25)
第七节 空间核电源.....	(29)
思考练习题.....	(31)
第三章 电力电子变换器	(32)
第一节 直流变换器.....	(32)
第二节 具有隔离变压器的直流变换器.....	(40)
第三节 单相逆变器.....	(47)
第四节 三相逆变器.....	(51)
第五节 谐振和准谐振变换器.....	(54)
第六节 飞机静止式二次电源.....	(58)
思考练习题.....	(60)
第四章 航天器供电系统	(62)
第一节 航天器电源.....	(62)
第二节 地球轨道航天器供电系统.....	(64)
第三节 火箭电源.....	(72)
思考练习题.....	(73)
第五章 飞机直流电源	(75)

第一节 概述.....	(75)
第二节 飞机直流发电机.....	(75)
第三节 直流发电机的电压调节.....	(81)
第四节 直流电源的并联运行.....	(89)
第五节 直流电源的控制与保护.....	(94)
第六节 起动发电系统.....	(96)
第七节 高压直流电源.....	(100)
思考练习题.....	(103)
第六章 恒速恒频交流电源	(105)
第一节 概述.....	(105)
第二节 齿轮差动式液压恒速传动装置.....	(106)
第三节 飞机无刷交流发电机.....	(117)
第四节 无刷交流发电机电压调节系统.....	(125)
第五节 飞机交流电源的并联运行.....	(152)
第六节 飞机交流电源的控制.....	(176)
第七节 飞机交流电源的故障及其保护.....	(187)
思考练习题.....	(210)
第七章 变速恒频交流电源	(213)
第一节 概述.....	(213)
第二节 交交型变速恒频电源.....	(215)
第三节 阶梯波合成型交直交变速恒频电源.....	(220)
第四节 脉宽调制型交直交变速恒频电源.....	(222)
第五节 无刷起动/发电系统.....	(244)
第六节 交流励磁变速恒频发电机.....	(250)
第七节 飞机变速恒频电源系统举例.....	(255)
第八节 全电飞机的发展及其电源特点.....	(258)
思考练习题.....	(262)
第八章 飞机直流配电系统	(265)
第一节 飞机直流配电系统的构成与分类.....	(265)
第二节 直流电网的计算.....	(271)
第三节 直流电网的保护.....	(279)
第四节 飞机电气综合控制系统.....	(282)
思考练习题.....	(285)
第九章 飞机交流配电系统	(286)
第一节 交流电网电压损失的计算.....	(286)
第二节 交流电网的短路电流计算.....	(287)
思考练习题.....	(300)
参考文献	(301)

第一章 概述

第一节 航空航天器用电设备及其特性

现代航空和航天器内有大量设备，其中不少是靠电能工作的，称为用电设备。飞机上的用电设备按其功用可分为：①发动机和飞机的操纵控制设备。例如，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、通讯和燃油供给设备，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，前者称液压设备，后者叫气压设备。

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。按交流电相数来分，有的用单相交流电，有的必须用三相交流电。

用电设备对电能质量要求也各不相同。我国国家军用标准GJB181—86《飞机供电特性及对用电设备的要求》规定，按线路压降不同，有A、B、C三类用电负载。A类用电设备要求交流线路压降不超过2V，直流线路压降不超过1V，这类用电设备由飞机设计部门限制使用。B类用电设备要求交流线路压降不超过4V，直流线路压降不超过2V，大多数飞机用电设备属于这一类。C类用电设备要求交流线路压降不超过8V，直流线路压降不超过3V，一般是间歇工作的设备。此外，用电设备还对直流电压脉动大小、交流电频率稳定度、波形失真度、三相电压对称性等有明显要求，目的在于使设备具有预定的性能，但是这种要求也不能过高，否则代价太大。

反过来，供电电源对用电设备也有一定要求。例如，用电设备的电源电压选取应符合标准要求，不宜提出特殊的电压要求，以免使供电设备复杂化。又如，交流用电设备耗电量大于500VA时应由三相供电等。

用电设备接通电源后，对电源也有影响，据此，通常可将其分成以下几类：①具有线性特性的用电设备，例如加温设备和白炽照明灯等，其特性符合欧姆定律，且电阻或阻抗不因电压或电流大小而变。白炽灯刚通电时，由于灯丝电阻较小，有较大的接通电流，但此电流持续时间很短。②电动机负载，直接投入电网时有很大的起动电流，电网电压突然下降时，

运行中的电动机可能会成为发电机，调速电动机制动工作时能量也可能回馈电源。③现代电子或仪器设备内有专用开关电源，它们的输出电压稳定性很高，因而输出功率基本上不变，若该电源损耗也不变，则输入功率恒定。这就使该类用电设备对于电源来说有恒功率性质，这将给系统特性带来较大影响。④电力电子装置的广泛应用给电源带来污染，因为电力电子装置内的电力电子器件均为非线性器件，使交流电源电流波形畸变，从而导致电压波形畸变，使直流电源电流脉动加大，导致电压脉动增大，因此必须予以重视。⑤用电设备的接通与断开或用电设备内部用电功率的急剧变化，会导致电源电压的变化（常称瞬态浪涌电压）或者会引起持续时间为数微秒的电压尖峰。电源电压的尖峰和浪涌反过来又影响网络上各种用电设备的工作。

总之，航空航天器上的用电设备要求供给一定种类和质量的电能，但电能种类和质量应有一定限制，满足标准化要求。用电设备类型很多，它们反过来会使电源电能质量发生变化，从而使设备工作特性变化。因此，认清电源和用电设备的特性以及它们之间的相互影响是十分重要的。

第二节 航空航天器的二次能源

产生推力、拉力或升力使飞机飞行的动力装置即航空发动机，称为飞机的一次能源。飞机的二次能源是指飞机或发动机的设备工作所需的能源。现代飞机的二次能源有液压能源、气压能源和电源。飞机起落架的收放，舱门的启闭，飞机操纵面的控制，目前均采用液压作动机构。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。液压作动机构工作须有高压液压源、蓄压器及相应的输液管路和控制保护阀，即需要液压能源系统。机轮的刹车、弹药的传输则多用气压能。机翼的防冰、座舱的温度调节在不少飞机中靠提取发动机压气机增压后的空气来实现。此外，飞机上大量设备是靠电能工作的。

第二次世界大战期间，出现了一些大量使用电能的飞机，起落架收放、舱门启闭和飞机舵面的控制均采用电动机构。喷气式发动机的发展，使飞机的飞行速度、高度、机动性迅速提高，这就要求操纵飞机与发动机的机械的功率和响应速度加大，从而促使了液压作动机构的应用。现代飞机上出现了三种二次能源并存的情况，使飞机内部管路和电路纵横交叉、错综复杂，飞机的工艺性、维护性和可靠性降低。

近30年来，电工技术有了突破性的发展，主要表现在新的电工材料、电工器件和微型计算机等方面，这就使新型机电作动机构能够取代液压和气压作动机构，从而使飞机二次能源统一的问题又摆在了航空电气工作者的面前。

现代航天器均由运载火箭送入预定轨道，运载火箭就是航天器的一次能源系统。因而航天器绕轨道运行时一次能源不再工作，必须有专门的二次能源。航天器常用的二次能源为电源，较早发射的人造地球卫星采用化学电源（原电池或蓄电池），后来应用太阳能电池电源；飞船和航天飞机中用的是燃料电池和蓄电池；宇宙探测器和某些军用卫星用的则是核电源。

第三节 航空航天器供电系统

供电系统是航空航天器上电能产生、变换、输送与分配部分的总称，包含从电源到用电

设备输入端的全部，通常分为电源系统和输配电系统两部分。电源系统是电源到电源汇流条间的部分，输配电系统是从电源汇流条到用电设备输入端的部分。

飞机电源系统由主电源、辅助电源、应急电源、二次电源及地面电源供电插座等构成。现代飞机主电源是直接或间接由航空发动机传动的发电系统，通常一台发动机传动一台或二台发电机，在多发动机飞机上各发动机传动的发电机是相同的。飞机发电机由航空发动机传动既可靠又经济，由多台发电机构成的飞机主电源则更为可靠。

主电源不工作时，飞机用电设备所需电能可由辅助电源或机场电源通过机上的地面电源插座供给。辅助电源有航空蓄电池和辅助动力装置两种，小飞机大多用蓄电池，大型飞机以用辅助动力装置居多。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构成，主电源不工作时，启动小型机载发动机工作，使发电机发电或使液压泵提供增压油，向用电设备和液压气压设备供电、供油或供气。该发动机常用电动机启动。辅助动力装置一般在地面工作，有的也可在空中工作。

飞行中一旦主电源产生故障，则由应急电源供电。常用的应急电源有航空蓄电池和冲压空气涡轮发电机。主电源正常时，冲压空气涡轮发电机收在飞机机体或机翼内，发生故障后才放出来，靠迎面气流吹动涡轮，带动发电机或应急液压泵。由于应急蓄电池和冲压空气涡轮发电机的容量均较小，因而只能向飞机上的重要用电设备供电，以保证飞机紧急返回基地或紧急着陆。

飞机于机场进行地面检查或起动航空发动机时，常由机场电源向机上供电。通常地面电源供电时，机上主电源不允许投入飞机电网。

二次电源用于将主电源的电能转变为另一种或多种电能，向飞机上的一些用电设备供电。按供电方式分，二次电源有集中供电与分散供电两种。集中供电的二次电源是指一台或两台二次电源给飞机上的全部或一部分采用这种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。分散供电是每个用电设备自己带有所需的二次电源。有时将此二次电源设于设备内部，叫做设备内部电源或机内电源。

飞机电源的这种构成方式，目的在于：①保证在各种条件下向用电设备连续和可靠地供电；②保证主电源正常时向设备提供质量高的电能，主电源故障时保证飞机能应急安全着陆；③使飞机能不依赖于地面设备的支持自行起飞和着陆，即具备自足能力，这对军用飞机尤为重要。有的飞机有备份电源，以增加电源裕度。

飞机配电系统有常规式、遥控式与固态式三种。常规配电系统的配电线引入座舱内的配电中心，小型飞机采用这种方式。遥控配电的配电汇流条靠近用电设备，座舱内只引入控制线，飞行员通过接触器控制用电设备。现代大中型飞机采用这种配电方式，以利减轻电网重量。固态配电系统由计算机通过多路数据总线传输控制信息和状态信号，经固态功率控制器对用电设备进行控制。这种配电方式电网重量轻、工作可靠、自动化程度高，目前正在发展中。

航天器供电系统也由电源系统和配电系统组成。多数航天器工作时间较长，要求电源容量较大，电源重量占整个航天器重量的15%~25%。大多数航天器是无人的，而航天器的工作完全依赖于电源及配电系统，因而要求航天器供电系统具有长寿命、高可靠性和免维修等特点。

第四节 航空航天供电系统的沿革与发展

现代飞机主电源有低压直流电源、恒速恒频交流电源、变速恒频交流电源和混合电源等四种。飞机电源的类型实际上是指该飞机上所设主电源的类型。

一、低压直流电源

低压直流电源是飞机最早采用的电源，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28.5V。主电源由航空发动机直接传动的发电机和控制保护器构成。主发电机额定容量有3、6、9和12kW等数种，相应的额定电流为100、200、300和400A。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，它将低压直流电转变为400Hz三相或单相交流电，供飞机上的仪表和其他设备使用。

航空发动机的转速随它的工作状态而改变，最高工作转速与最低工作转速之比为2。为了使发电机输出电压不变，必须设电压调节器，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1000W以下，常用振动式电压调节器。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，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，达一定转速后喷油点火，使发动机进入能自行工作的状态。此后，发动机反过来传动电机，使其成为发电机向用电设备供电。一台电机两个用途，减轻了总重量，是直流电源的重要发展。

电力电子技术的发展，为低压直流电源的发展提供了新的条件，无刷直流发电机、静止变流器等是其重要标志。

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。这就是：①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12kW；②电源容量加大后飞机直流电网的重量显著增加；③二次电源的效率低，重量大。

二、恒速恒频交流电源

1946年，美国发明恒速传动装置，开辟了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400Hz，电压为115/200V。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，它将变化的航空发动机转速变为不变的转速传动交流发电机，故发电机能输出400Hz交流电。恒频交流发电机的额定容量有15、20、30、40、60、90、120和150kVA等数种。中大型飞机的辅助电源为辅助动力装置（简称为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,恒速恒频电源(简称CSCF电源)经历了四个发展阶段。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。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。70年代进入第三阶段,发展了组合传动发电机(简称为IDG),其特点是:①恒速传动装置与发电机一体化设计,简化了零部件;②发电机采用喷油冷却、用高性能铁钴钕软磁材料、转速升高到12000或24000r/min。这样电源的功率重量比显著增大,过载能力增强,可靠性进一步提高。80年代进入第四阶段,交流电源设计思想由以降低重量为主转变为以提高维修性和降低全周期费用为主,于是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。它的主要缺点是:①CSD生产制造、使用维护困难;②电能变换效率较低,主电源效率约为70%;③电能质量难于进一步提高;④难于实现起动发电。

三、变速恒频电源

电力电子技术的发展为变速恒频电源(VSCF电源)奠定了基础。1972年美国GE电气公司研制的20kVA VSCF电源首次装机(A-4飞机)使用,20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:①电能质量高;②电能转换效率高;③旋转部件少,工作可靠;④结构灵活性大;⑤能实现无刷起动发电;⑥生产使用维修方便。这种电源的缺点是:①允许工作环境温度较低;②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。前者由晶闸管构成,后者由功率晶体管构成。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80年代起已广泛采用晶体管变换器的变速恒频电源。

四、混合电源

飞机上装有两种或两种以上主电源的电源,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,它的不少飞机上装着低压直流电源,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,一种是装变频交流电源,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负载用。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。也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,体积重量大,电能质量较差,是一种过渡性飞机电源。

新一代混合电源每台飞机发动机传动一台变频无刷交流发电机,然后通过电力电子变换器得到270V高压直流电,115/200V 400Hz恒频交流电,甚至还有28.5V低压直流电,未经变换的部分变频交流电可供照明、加温等对频率没有要求的设备。80年代投入运行的湾流型

公务机 (G-3, G-4) 采用这种方案, 其发电机约 30kVA, 通过变换器获得 22.5kVA 400Hz 恒频交流电和 28.5V 低压直流电 (7.5kW)。270V 高压直流电有良好的应用前景, 具有电网重量轻、易实现不中断供电等特点。新一代混合电源的特点是: ①发电装置运动部件少, 所需发动机上安装空间小; ②电能质量高; ③效率高、损耗小; ④使用维修简单。

前苏联 1957 年发射的第一颗人造地球卫星以三组锌银电池为电源。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 年开始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机, 1961 年在子午仪导航卫星上首次应用, 输出功率为 2.7W, 功率重量比为 1.3W/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 ($\text{kW} \cdot \text{h}/\text{kg}$) 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 10h 以下的航天器使用。在 250h 以内工作、所需的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, 因为它的能量重量比相当高。但是对于工作时间在一个月以上的航天器, 则以太阳能电池和核电源为好。

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百千瓦的空间核电源显得十分迫切。同时电源的控制、变换、保护和故障后自恢复等技术也必须有相应的发展。

第五节 飞机供电系统的基本参数

飞机低压直流电源汇流条额定电压为 28.5V, 恒频交流电源额定电压为 115/200V 400Hz 三相四线制, 高压直流电源额定电压为 270V。有时也采用 26V 400Hz 单相交流电或额定线电压为 36V 的三相交流电。电流种类、电压、频率、波形和相数等是飞机电源的基本参数。

一、电压

供电系统基本参数的选择与技术、经济和历史继承性等因素有关。在一定条件下, 选择某个参数是合理的, 但情况改变后, 可能就显得不合理了。早期的飞机直流电源借用汽车电源, 电压为 12V, 但随着飞机设备的增多, 在飞机上采用了 27.5V 直流电。第二次世界大战期间, 某些大型飞机曾采用 120V 电压的直流电, 但由于开关电弧和电机换向的困难, 没有进一步推广。115/200V 400Hz 恒频交流电诞生后, 得到了广泛的应用。在额定容量相同、馈电线长度和电流密度相同时, 115/200V 交流配电网重量为 28.5V 低压直流电网重量的 30%。提高电压可以进一步减小电网导线截面, 从而减轻重量。但是飞机导线的最小截面积受导线机械强度的限制, 通常最小值为 0.2mm^2 , 而飞机上大多数为小功率用电设备, 采用小截面导线, 故过高地提高电网电压不一定能显著降低电网重量, 反而对人员安全不利。因此 230/400V 三相交流电的体制仅在用电量很大的大型飞机上才有意义。电源功率大小和电网重量是确定电网电压的主要因素。在考虑电网额定电压时, 人员的安全性、高空工作可靠性、短路电流的大小等因素也十分重要, 同时还要计及历史继承性和国际间通用性等。

二、频率

频率和电磁元件的重量、性能、材料与成件的技术水平等因素有关。

变压器、滤波器的体积重量随频率的升高而减小。发电机的转速、极对数和产生的交流电频率间有明确关系,它的转速主要受轴承寿命和转动部分结构强度的限制,目前为 $1\sim 2$ 万 r/min 左右,从电机结构来看,以 $2\sim 3$ 对极为好,故宜用 400Hz 左右的频率。在某些导弹中,采用火药燃气涡轮发电机,且发电机容量较小,工作时间短,转速可达数万 r/min ,故频率可达 800Hz 左右。电动机的转速限定后,增加电源频率必须加大电机极对数,或者使输出减速器的减速比加大,这是不利的。如果要求电动机转速在 40000r/min 左右,则 400Hz 电源就不适用了。频率太高,馈电线的压降及损耗加大。从有触点的开关电器及继电器来看,电源频率为 $400\sim 600\text{Hz}$ 时断开电路,电弧燃烧时间最短,且熄弧后触点间电压增长率比电弧间空气介电强度的恢复率慢,第一次电压过零后,就不会再有电弧。由此可见,在目前条件下,飞机上采用 400Hz 频率是比较合理的。早在40年代,一些飞机变流机产生的就是 400Hz 115V 交流电。

三、相数及波形

400Hz 交流电常用三相四线制,其原因是:①三相发电机和电动机结构效率高,体积重量相同时三相电机的功率大;②三相电动机易于起动且起动力矩大;③三相四线制输配电,可得到两种电压——线电压和相电压,以飞机金属机体为中线,输电线重量轻;④中线接地的三相电动机一相导线断开时仍能旋转。但是三相开关和继电器与接触器比单相的复杂。

飞机交流电均采用正弦交流,这样电磁元件的损耗小,且电磁干扰电平也低。

第六节 飞机供电系统正常与应急工作

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。在飞机飞行或其他任务工作期间,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,发电机并联或汇流条间可能转换,也可有负载的加卸等。供电系统的非正常工作状态是一种短暂的失控状态,汇流条电压或频率发生较大的扰动。例如,配电线或馈电线对机体短路,从而引起短路保护的状态,保护器跳闸后系统又恢复到正常工作状态。应急状态是主电源全部故障,不能供电,必须由应急电源供电的状态,在这种状态下飞机必须尽快返航与降落。

表1-1和1-2列出了国军标GJB—181—86中供电系统在上述三种状态下稳态电压和频率的范围。由表可见,正常供电时的电能质量较高,非正常或应急时供电质量较低。

非正常状态与应急状态除稳态电压和频率范围不同外,瞬态电压峰值及恢复时间等指标也有较大差异。例如,美国军标MIL—S—704D规定,交流电源正常供电时稳态电压范围为 $108\sim 118\text{V}$,瞬态电压最小与最大值为 80V 与 180V ,电压持续时间小于 0.01s ;不正常供电时稳态电压范围为 $100\sim 125\text{V}$,瞬态电压最大值 180V 持续时间 50ms ,最小瞬态电压为 0V ,持续时间 7s 。美国航空无线电技术委员会关于民用飞机的标准RTCA DO—160中规定,交流电源正常状态的稳态电压范围为 $104\sim 122\text{V}$,中断供电时间小于 200ms ,电压浪涌

为160V（最大）和60V（最小），持续时间为30ms；不正常供电电压为97~134V，欠压60V 7s,过压浪涌180V 100ms,148V 1s。在非正常状态时不仅电能质量显著降低，而且会出现中断供电的现象。

表 1-1 交流供电系统稳态电压范围 (V)

供电类别	单相			三相		
	正 常	非 正 常	应 急	正 常	非 正 常	应 急
A	110~118	98~126	106~122	111.5~116.5	99.5~124.5	108~120
B	108~118	96~126	104~122	109.5~116.5	97.5~124.5	106~120
C	104~118	92~126	100~122	105.5~116.5	93.5~124.5	102~120

表 1-2 交流供电系统稳态平均频率范围 (Hz)

正 常	非 正 常	应 急
380~420	370~430	360~440

在采用低压直流电源的单发飞机上，往往只有一台由发动机传动的发电机，由它构成主电源，此时若主电源故障，则只能进入由应急电源（航空蓄电池）供电的应急状态。在多发飞机上，一般主电源的数量与发动机数相同。这种情况下，一旦有一台发电机发生故障，不会立即转入应急电源供电状态，而是转为主电源系统应急程序，故障电源退出电网，负载由余下的无故障电源供电。如果正常工作电源容量足够，则飞机能继续执行飞行任务。如果一台或两台发电机退出后，剩余容量不足，则应由飞行员或自动卸去一些次要的负载，这就是负载的监控。采用主电源应急程序的主要原因是，现代飞机主电源十分可靠和安全。仅当全部主电源和辅助电源（不少辅助电源也允许在飞机飞行时工作）故障时才由应急电源供电。必须指出的是，非并联运行的主电源转换时一般有一段供电中断时间，此时系统进入非正常工作状态。

现代飞机上的用电设备按其重要程度可分成三类：关键设备、重要设备和通用设备。关键设备如飞行控制系统和座舱显示器等，重要用电设备如防冰除冰设备、环境控制系统和用于完成飞行任务的电子设备等，通用设备如厨房加温与娱乐设备等。高性能飞机常采用主动控制技术，放宽飞机静稳定性设计可以减小平尾面积，以减小尾翼结构重量和尾翼阻力，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。一般采用电传操纵形式，电传操纵将驾驶员的操纵指令变为电信号操纵飞机，由侧杆、敏感元件、计算机、伺服机构和助力器等构成，将自动控制系统与主操纵系统结合起来了。因而控制系统的失效意味着飞机的失控，必须采用余度技术，以保证高的可靠性。余度技术要求余度电源。通常飞控系统采用4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必须保证电池在充电状态工作，以便应急时有足够的电容量。

重要用电设备通常采用3余度供电方式，由两套主电源和一套备用电源供电，用电设备可有选择地工作。

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电源。

供电系统正常工作期间，一般用电设备应有完全的技术性能并保证安全。在汇流条转换时出现供电中断期间，对用电设备性能不作要求，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，甚至允许失去功能，但必须保证安全，并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设备应能提供规定的技术性能和保证安全可靠。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接向电源汇流条时，电源本身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。

第七节 飞机电源的容量及其选择

飞机电源系统的容量是指它的主电源容量，等于该机上主发电机台数（对变速恒频电源为发电通道数）与电机（或电源）额定容量的乘积。直流电源容量单位为千瓦，交流电源为千伏安。发电系统的额定容量是在一定环境条件下，电能质量符合技术指标要求，长期连续工作时的最大输出容量。

发电机或发电通道的实际容量不一定等于它的额定容量。例如，由外界气流冷却的发电机在地面时，只能靠它自带的风扇冷却，冷却空气量远小于要求值，发电机的容量也就相应减小。由于通风冷却的效果与进气温度和质量流量有关，故与飞机飞行的高度和速度有关。飞行高度增加，进气温度降低，但大气密度也降低，电机散热效果变差。超音速飞行时，进入电机的冷却空气温度迅速升高，也使发电机容量降低。变速运行的飞机直流发电机的容量还受转速限制，低转速工作受电机励磁绕组过热限制，高速工作受电机换向的限制。国军标 GJB—860—90 规定的交流与直流电源容量修正曲线，表明了电机实际容量与冷却空气温度和飞行高度的关系。

多台发电机并联运行时还需计及并联负荷分配不均衡导致的容量减小。电源系统的容量不仅与发电机容量有关，还与电机和电源汇流条间的馈电线容量有关。通常馈电线应能承受电源满容量输出。

航空电源都有短时过载的要求。例如，交流发电机应能在 150% 额定负载下工作 2min，在 200% 额定负载下工作 5s。直流发电机一般要求能在 125%~150% 额定负载时工作 2min，在 150%~200% 额定负载下工作 30s。过载要求是在发电机满载下工作达到额定温度后给出的，故过载时电机温度会超过安全极限，但因过载持续时间短，不会导致电机损坏。对于工作于较大转速范围的直流发电机，并不要求在整个工作转速范围内都能过载运行。

飞机上有一类短时工作的大负载，如起落架收放、襟翼收放电动机构，旋转炮塔传动电动机等，它们工作时间不长，一般在 2min 以内，利用发电机过载能力及其热容量向这些负载供电可减小发电机的重量。在多台发电机并联的系统中，一台发电机故障退出电网后，不应卸掉电网上的设备。但当两台或更多的发电机故障退出后，必须卸去次要负载，在没有负载自动监控系统的情况下，会造成正常发电机的短时过载，因为飞行员不可能随时监视电源系统的工作情况。

5 s 的过载要求是为了满足电动机大的起动电流要求和排除配电网中出现的导线短路故障。现代飞机电网保护器多为热保护器,借助于过流发热跳闸而切除短路故障。因此恒速恒频电源的发电机还有三相稳态短路电流不小于额定电流三倍的要求,变频交流发电机短路电流应不小于250%额定值。同时还规定恒速恒频电源应在70ms内达到短路电流的稳态值,以使热保护器快速动作。直流发电机通常不规定短路电流值,因为直流发电机常与蓄电池并联,短路时可由蓄电池提供大的电流。

固态功率控制器是由半导体功率器件和检测控制元件构成的新型开关保护电器,它不采用热保护方案,而是直接检测电流进行保护,从而有快的响应特性。固态功率控制器的应用改变了对电源系统的短路要求。

飞机电源功率的选择取决于飞行方案中所用设备对电功率的要求,以得到最大的可靠性、安全性和轻的电源重量。因此负载(即用电设备)分析是选择电源的基础。飞机上负载工作情况与以下因素有关:①飞行任务的不同。从电源考虑应选择用电量最大的飞行任务,如战斗机夜间作战,轰炸机在敌境夜间飞行和执行轰炸任务等。②飞机工作状态不同。按GJB—860—90规定,划分为以下10种工作状态:G1,地面维护;G2,仪器校正;G3,装载与准备;G4,起动和预热;G5,滑行;G6,起飞和爬升;G7,巡航;G8,巡航与战斗;G9,着陆;G10,应急。③电源工作情况。电源正常供电时,应能满足同时工作的负载要求。在多发机电源系统中,1台或2台电源故障退出电网后,应能满足关键和重要用电设备的电能要求。应急状态时,应急电源应满足关键用电设备的要求。即根据电源工作情况实现对负载的监控。

按飞行阶段统计负载时,应考虑用电设备的功率(有功功率、无功功率、视在功率)、参差系数(某种用电设备同时工作的个数与该种设备总数之比)和工作持续时间。对大功率电动机,不仅要给出额定功率,还必须考虑它的起动功率。

负载统计后应画出负载图,负载图有三种:正常工作负载图、应急工作负载图和地面供电负载图。正常工作负载图是选择主电源容量的依据,应急负载图是选择应急电源的依据,地面供电负载图是选用地面电源特别是选择飞机辅助电源的依据。如果采用起动发电机,则必须对起动工作状态进行校核,以保证发动机的顺利启动。对于发动机电起动,不仅是选择起动发电机容量的问题,还必须有相应容量的起动电源。对于要求具备自足能力的飞机,机上的辅助动力装置电源应满足航空发动机电起动的要求。

第八节 航空航天电气设备的工作条件

航空航天器中的电气设备从投入使用起就受到复杂和恶劣环境的影响,要精确地确定影响程度是十分困难的,但正确地估计到可能的影响是很有必要的,而且产品在研制与生产过程中必须通过严格的环境试验。影响航空与航天器的环境因素有三个方面的因素:气候因素,机械因素,化学和核因素。

气候因素包括温度、高度、湿度、淋雨、霉菌、盐雾和沙尘等。航空航天器电气设备的工作气候不仅变化范围大,而且变化速度相当快。飞机停于寒带或在高空飞行,气温低到 -60°C ,夏天机场的气温则在 $+50^{\circ}\text{C}$ 左右。在11km以下的对流层内,随着高度增加,气温降低。在11至近30km的高空,温度为 -55°C 。继续升高到40km,气温为 0°C ,该层称为平

流层。50km至80km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，环境温度比大气温度高。温度不同，直接影响电气设备的工作，使发电机允许最大输出功率变化，使控制电器工作准确度变差，甚至使它误动作。

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因素。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，必须开孔的设备要注意到沙尘侵入可能产生的影响。

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。行星际空间是一个极高真空的环境，有连续的太阳电磁辐射、爆发性的粒子辐射、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，高层大气密度随高度上升而降低，并和大气温度有关，而温度又随季节、地点和太阳活动而变化。从距地面60km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3~200千电子伏的高能等离子体，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，如水星上大气极稀，昼夜温差极大，白天达700K，晚间为100K；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，从而使材料重量逐渐减小。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对光学表面和太阳电池产生影响。

振动、冲击和加速度是影响设备工作的主要机械因素。航空发动机工作产生的振动频带相当宽，活塞发动机为5~500Hz，喷气发动机则高达2000Hz。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，不会发生机械谐振。必要时应采取减振与隔振措施。航天器电气设备的失重工作环境和航空航天电器允许任意位置工作的要求，也给电气设备结构设计带来复杂性。

电气设备遇到的化学和核因素有：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 and 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。

要防止电火花和易爆气体接触, 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。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。

第九节 对供电系统的基本要求

对航空、航天供电系统的基本要求是相同的, 仅某些方面不同, 例如, 航天供电系统一般是免维护的, 因为很难对在轨道上运行的航天器内的供电系统进行维修。对供电系统的基本要求是: 可靠性、设备费用、维修性、重量和供电质量。若全部满足上述要求的供电系统以100分计, 则其中各项要求所占份额为: 可靠性30分, 设备费用24分, 维修性20分, 重量20分, 供电质量6分。由此可见, 可靠性要求最重要。可靠性是衡量成功率的尺度, 通常以平均故障间隔时间来表示, 以工作小时为单位。有时也用它的倒数——故障率, 即每千工作小时的故障次数来表示。飞机或航天器上的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它所接用电设备的故障, 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。高的可靠性来自良好的设计、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重要因素。由于航空航天器电气系统大量采用高新技术, 材料、器件、结构和试验费用十分昂贵, 因而减小设备费用是该设备或部件应用的重要前提。

维修性和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, 因而快速而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, 提高军用飞机的战斗力。现代航空航天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, 随时发现和隔离故障, 以提高维修性。

减小航空航天电气系统和装置的重量不仅会使航空航天器的性能提高, 而且还有利于提高其经济性。在讨论重量时不仅要考虑设备本身的重量, 而且必须考虑它的附加重量, 例如设备安装结构重量和在座舱或空调舱内派生出的重量。对发电机或电能变换器应考虑它内部消耗(损耗)引起的燃油重量的增加等因素。精心的设计与制造可使发电系统的重量减小, 以使材料和部件的电、磁、绝缘和机械性能充分发挥。必须注意到电能质量对用电设备重量的影响。

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, 它决定于电源的调压精度和馈线压降大小。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, 电压脉动量也必须限定在允许范围内。电压瞬变是在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。电压瞬变有两类, 一为电压浪涌, 另一为电压尖峰。电压浪涌是供电系统在外干扰作用下引起, 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。电压尖峰是由电路转换引起, 持续时间为数微秒。国家航空供电标准对电压瞬变有明确的要求。

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