

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.05.005

飞机电气化背景下的先进航空电机系统

张卓然^{1,2} 于立^{1,2} 李进才^{1,2} 陆嘉伟^{1,2}

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016;

2. 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, 南京, 210016)

摘要:多电/全电飞机将机载二次能源逐步统一为电能,电推进飞机进一步将电能用于飞行动力源,飞机电气化被认为是飞机机电系统与动力系统融合的重大革新,已经成为航空技术发展的重要方向。航空电机系统是支撑飞机电气化的重要基础。文中介绍了飞机电气化的基本概念和发展现状,阐述了电气化对飞机电源与用电设备的重要影响,重点论述了航空电机系统对飞机电气化发展的重要性及其面临的研究机遇与挑战。基于此,系统分析了适应飞机电气化发展需求的先进航空发电机与电动机系统,并进一步总结了支撑先进电机系统发展的关键技术,包括新型电工材料与器件、冷却技术、多物理场耦合分析方法与集成化综合设计理念。

关键词:飞机电气化;航空电机系统;高功率密度电机;高效功率变换器;集成电机系统

中图分类号:V11 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2017)05-0622-013

Key Technologies of Advanced Aircraft Electrical Machine Systems for Aviation Electrification

ZHANG Zhuoran^{1,2}, YU Li^{1,2}, LI Jincan^{1,2}, LU Jiarwei^{1,2}

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Center for More-Electric-Aircraft Power System, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Since the secondary power on board has been replaced by electrical power in more electric/all electric aircraft and electrical power has become a substitution in electric propulsion, aircraft electrification is now a great innovation for aviation technology, and advanced electrical machine system is the basement for aircraft electrification. In this paper, the basic concepts and state of the art of aircraft electrification are introduced with the emphasis on its significant influence on the electrical generating system and electrical load. The opportunities and challenges which the aircraft electrical machine systems are now facing are also discussed. The advanced aircraft electrical machine systems which meet the requirements of the aircraft electrification are summarized and analyzed. The key technologies of the aircraft electrical machine systems are further listed, including new electrical material and devices, cooling methods, coupled-field analysis methods and integrated design.

基金项目:国家自然科学基金优秀青年基金(51622704)资助项目;江苏省杰出青年基金(BK20150033)资助项目;南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ15-01)。

收稿日期:2017-07-01;**修订日期:**2017-08-15

作者简介:张卓然,男,教授,博士生导师。研究方向:多电/全电飞机电气系统、航空电机与电源等。主持国家自然科学基金、江苏省重点研发计划、国防型号委托研发项目等30余项科研项目。发表论文100余篇,获IEEE国际会议最佳论文奖,出版专著1部。授权发明专利29项、获国家技术发明二等奖、国防技术发明二等奖、日内瓦国际发明金奖、中国航空学会青年科技奖等科技奖励。入选国家“万人计划”青年拔尖人才、教育部“新世纪优秀人才计划”、江苏省高校“青蓝工程”中青年学术带头人等,是国家优秀青年科学基金、江苏省杰出青年基金、霍英东青年教师基金获得者。

通信作者:张卓然, E-mail: apsc-zzr@nuaa.edu.cn。

引用格式:张卓然,于立,李进才,等.飞机电气化背景下的先进航空电机系统[J].南京航空航天大学学报,2017,49(5):622-634. ZHANG Zhuoran, YU Li, LI Jincan, et al. Key technologies of advanced aircraft electrical machine systems for aviation electrification[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(5): 622-634.

Key words: aircraft electrification; aircraft electrical machine systems; high-power-density electrical machine; high-efficiency power electronics; integrated electrical machine

最初的飞机上没有电气系统的概念,只有用于活塞发动机点火的磁力发电机。最早出现的机载用电设备是无线电装置,一开始采用蓄电池供电,后来采用风力驱动发电机,机载电功率仅 200 W 左右。继无线电之后,电能开始用于飞机上的照明和一些开关设备控制,二战期间开始用于雷达供电,此期间飞机机载电功率在十几至几十千瓦的级别^[1]。20 世纪 50 年代开始,以固态功率器件为核心的航空电子设备飞速发展,飞机的战术和技术性能大幅提高,同时机载电功率持续增长。20 世纪 80 年代欧洲空中客车公司首次将电传飞控用于商业航班,这个年代的客机机载电功率达到 200~300 kW 的级别^[2]。

特别是进入 21 世纪以来,多电/全电飞机诞生,电能逐渐替代液压能和气压能,因此原来由液压和气压驱动的机械装置转为电驱动,调速电动机、伺服电动机的应用不断扩大,电能的用途得到了极大的拓展,目前美国波音公司 B787 飞机的电功率达 1.4 MW^[3]。

在多电/全电飞机全面发展的同时,欧美对下一代商用飞机在燃油消耗、噪声控制、污染排放等方面提出了新的要求,形成了电推进飞机概念,并进行了广泛深入的研究与实践^[4]。多电/全电飞机二次能源逐步统一为电能,是飞机非推进能源的电气化,而电推进飞机则是飞机推进能源和动力系统电气化的重要革新,也是飞机电气化发展的高级阶段,可以认为是继喷气式飞机诞生之后飞机动力系统技术的又一次重要变革和进步。

航空电动机系统在多电/全电飞机上逐步代替

原有的液压作动机构等,在电推进飞机上提供大功率的推进能量。航空发电机系统满足飞机用电设备大容量、高可靠的电能需求。因此由航空电动机系统和发电机系统构成的现代航空电机系统是支撑飞机电气化发展的重要基础。

1 飞机电气化发展

1.1 多电/全电飞机二次能源的统一

传统飞机的二次能源分为电能、液压能、气压能、机械能等,如图 1 所示,垂直传动轴将发动机高压转子的机械能传递给发动机附件机匣和飞机附件机匣,飞机附件机匣驱动航空起动发电机、液压泵等。引气系统将发动机压气机或风扇中的压缩气体引出,用于飞机环境控制系统和防冰等^[5]。可以看出传统飞机二次能源结构非常复杂,效率低,增加了发动机燃油消耗,存在气体油液泄漏等问题。

全电飞机是将机上二次能源统一为电能,多电飞机是全电飞机发展的过渡阶段。图 2 给出了全电飞机二次能源结构^[5],取消了发动机附件机匣,采用内装式起动发电机,取消了发动机引气管路,使用机电作动机构或者电压作动机构代替集中式液压能源系统。多电/全电飞机简化了飞机内部结构和发动机结构,减少排放,减少地面支援设备,提升了可靠性和维护性,降低全寿命周期费用,优化飞机战术技术性能。多电/全电飞机的发展诞生了能量与热管理系统,并为直接能量武器的应用与发展打下基础^[5-6]。

美国和欧洲自 20 世纪 80 年代起就先后实施

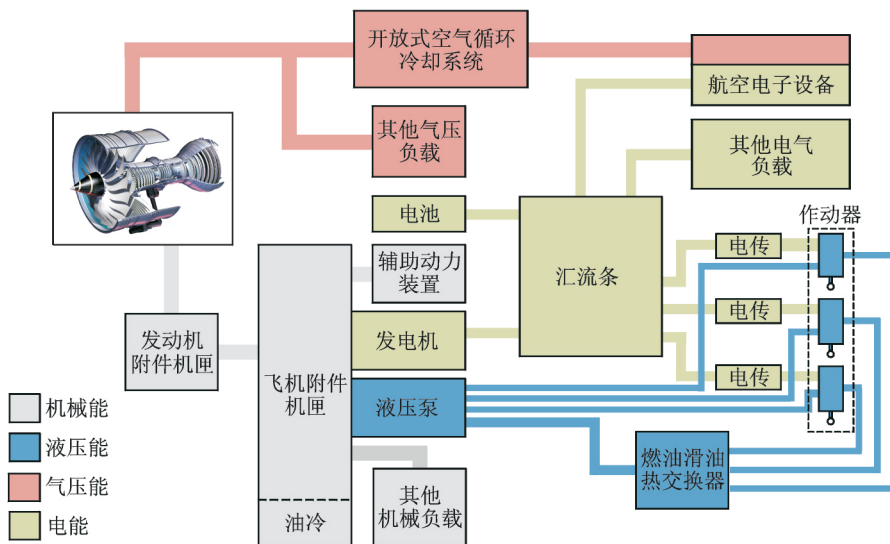


图 1 传统飞机二次能源结构
Fig. 1 Typical aircraft power system

促进飞机电气化发展的相关计划,开展了飞机多电技术研究,如欧洲的“洁净天空(Clean Sky)”计划,美国“能量优化飞机(Energy optimized aircraft, EOA)”计划^[7-8]。当前国外最先进的民机 A380、B787 和军机 F-35 均采用了多电技术。多电/全电飞机已成为现代飞机标志性的发展方向^[9]。

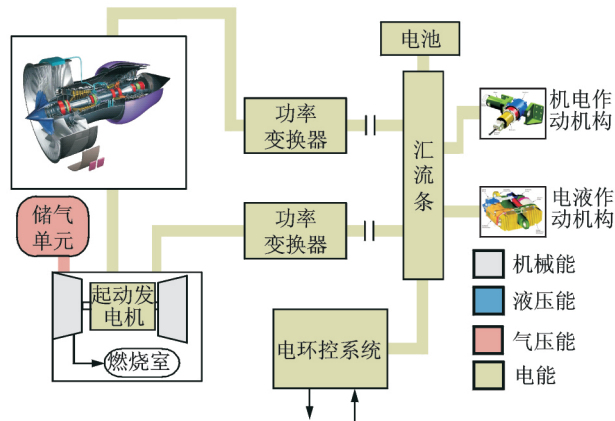


图 2 全电飞机二次能源结构

Fig. 2 All electric aircraft power system

1.2 电推进飞机——动力系统革新

为了应对日益严重的环境问题,美国和欧盟对未来商用飞机在燃油消耗、噪声控制、污染排放等方面提出了新的要求^[10],为了满足这些苛刻要求,电推进飞机的概念应运而生。

多电/全电飞机能够有效减少排放,提高燃油利用率,但是总体而言飞机二次能源所占飞行所需总能量的比例较低,多电/全电技术带来的性能提升无法达到欧美提出的亚音速客机性能目标。

传统上飞机使用活塞发动机或燃气涡轮发动机作为动力系统,但是活塞发动机和燃气涡轮发动机均存在能量转换效率极限,目前最先进的燃气涡轮发动机对燃料能量的利用率仅约 40%^[11]。而对于电推进飞机,从电能到推进功率的转化率能够超过 70%^[12],可见电推进技术具备相当的现实意义。图 3 为传统涡轮风扇发动机与电推进装置概念示意图。

电推进飞机的发展有两条路线。小型飞机能够直接使用电池作为电能来源,使用电动机作为动力来源,如图 4 所示,从而消除污染排放,大幅降低噪声水平,同时降低飞行过程中的能量消耗水平。大型飞机仍然需要使用燃气涡轮发动机,以确保其航程和载重,但可以通过在推进系统中引入电动机,形成混合动力系统,如图 5 所示,有效改善整个动力系统的排放性能和燃油消耗水平。

电推进技术是继飞机二次能源统一为电能之

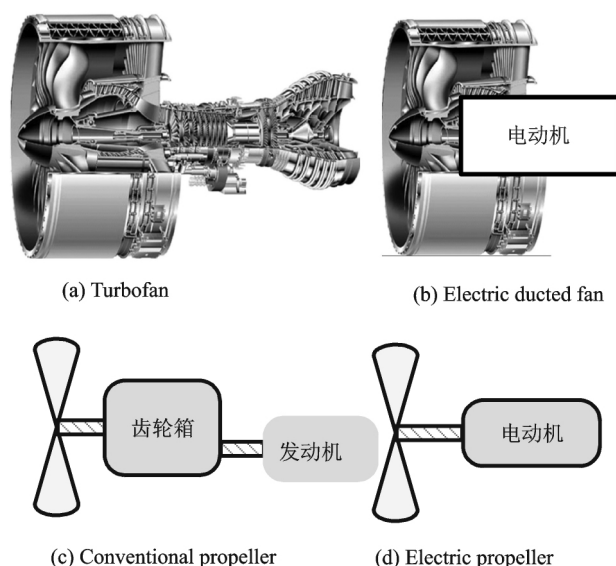


图 3 传统推进装置与电推进装置

Fig. 3 Comparison of conventional propulsion system and electric propulsion system

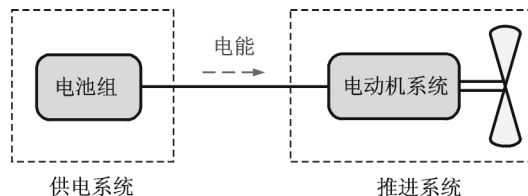


图 4 纯电动电推进基本架构

Fig. 4 Basic structure of all-electric propulsion system

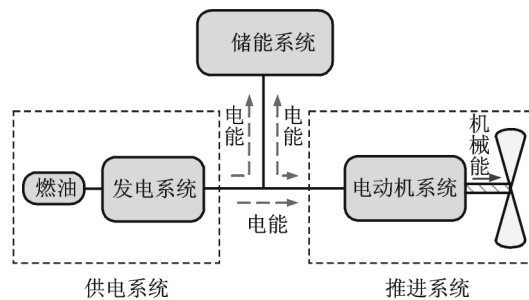


图 5 混合电推进基本架构

Fig. 5 Basic structure of hybrid electric propulsion system

后,飞机动力系统电气化的高级阶段与重要发展方向,航空电动机完全取代航空发动机,有望突破传统飞机发动机能量转换效率极限,改善飞机飞行性能的同时降低燃油消耗水平和污染排放,是动力系统的深刻变革。

2 适应飞机电气化需求的先进航空电机系统

飞机电气系统包括飞机电源、配电系统和飞机用电设备。飞机上的发电机系统由发动机传动的

飞机发电机及其控制和保护设备构成,是飞机电源的核心。由于全电飞机非推进能源全部统一为电能,发电机系统需要提供大容量高品质电能,同时需要满足降低燃油消耗的要求。

飞机用电设备包含了飞机和发动机的操纵控制设备、完成飞行任务所需设备以及机上人员生活工作设备。传统飞机上电动机负载包括有刷直流电动机和异步电动机等,而多电/全电飞机上的新型电动机负载大量出现。机电作动机构和电液作动机构替代传统飞机的集中式液压能源系统,电动环境控制系统替代发动机引气系统。这些新型用电设备是多电/全电飞机的重要特征,核心是航空伺服电动机系统与驱动电动机系统。对于电推进飞机,高功率密度的电动机将直接用于驱动风扇获得推进动力,从而取代航空发动机。因此高效、高功率密度、高可靠的航空发电机系统与航空电动机系统是飞机电气化的重要前提和基础。

飞机配电系统承担着将飞机电源产生的电能输送和分配给用电设备的重要功能,随着多电/全电飞机的发展,飞机配电系统朝着以新型固态功率控制器、计算机和多路数据总线为特征的分布式固态自动配电方向发展,提高了配电系统冗余容错能力,降低了系统重量。飞机配电网是航空发电机系统与航空电动机系统之间的重要桥梁,为航空电机系统的高可靠与高性能运行提供保障。

2.1 航空发电机系统

飞机上最早应用的电源是低压直流体制,采用的是有刷直流发电机系统,该系统结构简单,技术成熟,得到了广泛应用。然而现有低压直流发电机系统存在有刷电机电刷与换向器磨损的问题,使用维护不方便,同时电压低导致电源容量难以提高^[13]。

伴随着恒速传动装置的出现,恒速恒频交流电源与恒频交流发电机系统在飞机上得到应用,而三级式无刷同步电机的出现及其控制技术的发展,进

一步提升了恒频交流发电机系统的技术性能,之后又出现了以固态电子器件为特征的变速恒频交流电源系统。恒频交流发电机系统采用无刷电机,提高了电压等级,提高了可靠性和维护性,降低了飞机电源与电网重量^[14]。然而恒频交流电源能量转换效率低,多电/全电飞机的电源容量大,低效率导致损耗及发热严重。恒速恒频电源系统的恒速传动装置、变速恒频电源系统的大功率电力电子装置使得恒频电源系统结构复杂,功率密度也难以提升。正因如此,恒频交流电源难以满足飞机电气化要求。变频交流和高压直流电源及其发电机系统在多电/全电飞机上得到发展和应用。

发动机电起动功能与发电功能融合于一台电机上,构成了起动发电机,具有起动发电一体化功能的飞机无刷发电机系统简化了飞机电源系统结构,提高了系统功率密度,是多电/全电飞机电源的关键技术。

2.1.1 变频交流发电机系统

现有飞机交流发电机系统基本都采用三级式无刷同步电机,三级式无刷同步电机主要包括主电机、交流励磁机、旋转整流器以及永磁励磁机等,如图 6 所示。通过调节交流励磁机的励磁电流从而调节发电机系统的输出电压,电压调节较为简单。多电飞机空客 A380 的变频交流发电机系统包括 4 台 150 kVA 的三级式无刷交流电机。由三级式无刷交流起动发电机构成的变频交流发电机系统应用在波音 B787 的变频交流电源中,包括作为主电源的 4 台 250 kVA 变频交流起动发电机以及作为辅助电源的 2 台 225 kVA 交流起动发电机^[15]。三级式无刷同步电机转子上有旋转整流器,同交流励磁机一起实现无刷化,转子组件多,在高速运行时电机转子各个组件所应力大;转子上的旋转整流器不仅要承受高速旋转的应力,还要适应发电机内部的高温环境;起动运行时,交流励磁机采用交

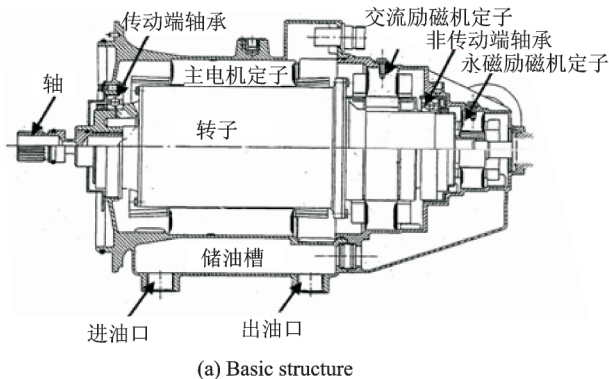


图 6 三级式无刷同步电机结构示意图

Fig. 6 Structure of three-stage synchronous machine

流励磁, 起动控制系统(包含交流励磁机结构形式、交流励磁方式等)相对复杂。

混合励磁同步电机是电励磁同步电机与永磁同步电机的结合, 电机内部既存在有电励磁励磁源, 同时又包含有永磁励磁源, 相比于电励磁同步电机, 电机的转矩密度、功率密度得到有效提升, 且起动控制策略简单, 易于实现起动发电系统, 同时由于电励磁励磁源的存在, 相比于永磁同步电机, 电机主气隙磁通实现可调, 解决了输出电压调节和故障保护的难题。南京航空航天大学提出并深入研究了混合励磁变频交流发电机系统, 图 7 给出了一种新型转子磁分路混合励磁同步电机, 利用转子磁分路原理, 能够消除定子轴向磁路^[16]。主气隙磁场正弦度较高, 电机电势波形能够满足飞机交流发电机系统的要求, 同时消除了旋转整流器, 起动控制更简单。混合励磁起动发电系统与广泛应用的三级式起动发电系统相比, 电机通过端盖固定导磁桥实现无刷励磁结构; 由于电励磁励磁源的存在, 输出电压调节控制策略与电磁式无刷同步电机相同; 由于永磁励磁源的存在, 起动控制策略与永磁同步电机相似。因此混合励磁起动发电系统有望成为多电/全电飞机变频交流发电机系统具有竞争力的新选择。

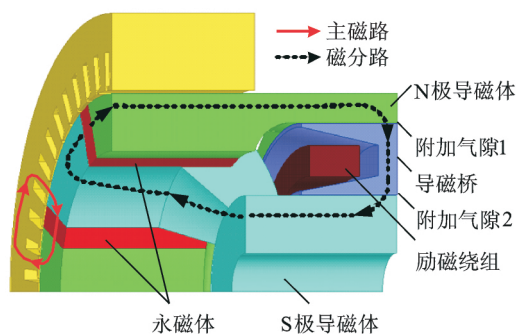


图 7 转子磁分路混合励磁同步电机及其转子磁分路原理

Fig. 7 Topology and principle of hybrid excitation synchronous machine with magnetic shunting rotor

2.1.2 高压直流发电机系统

变频交流发电机系统已经成功应用在多电飞机 B787 上, 然而仍然存在一些不足: 为了满足后级非线性负载要求, 需要自耦变压整流器将变频交流电源转化成高压直流, 增加了电源质量; 自耦变压整流器为单向电能变换器, 不能吸收再生能量, 电能利用率低; 变频交流发电机系统无法并联运行; 交流电网存在电抗压降; 变频交流起动发电机的转速受工作频率限制。高压直流电源及高压直流发电机系统在 F-22 和 F-35 上成功应用, 对非线性负载具有更好的适应性。

同时需要注意到, 如前所述由于低压直流发电

机系统的有刷直流电机存在的诸多问题, 使其无法在高压直流电源中得到应用, 因此必须发展新型高压直流发电系统。高压直流发电机由无刷交流电机与整流环节构成, 是新型航空电机与高性能电力电子变换器的结合。高压直流发电系统依据整流方式可以分为可控整流和不控整流发电系统, 其中可控整流是指整流器由全控器件构成, 不控整流是指整流器由不控器件构成。

(1) 可控整流发电系统

航空永磁电机采用稀土永磁体进行励磁, 增大了气隙磁密, 减小了电机体积, 并且不需要无功励磁电流, 省去了励磁功率, 提高了效率, 因而永磁电机具有功率密度高、效率高、高转矩电流比的特点, 在航空发电系统领域具有很大的应用潜力。然而永磁电机转子磁场难以调节, 当发生绕组端部短路或者匝间短路故障时, 转子磁场难以控制和快速消除, 使得绕组上产生大的故障电流, 从而产生大量的热, 对电机的安全运行造成危害。针对这些问题, 国内外学者展开了大量的研究和探索, 其中高阻抗永磁电机结合三相对称短路以及多相永磁电机是比较可行的解决方案^[17], 利用永磁电机的高阻抗特性来限制短路电流, 在短路故障发生时具有更好的安全性。由于永磁体无法调磁, 永磁电机必须使用可控功率变换器实现调压。

永磁电机由于转子上存在永磁体, 工作温度受到限制, 为了能够高速运行, 需要有转子保护结构和工艺。开关磁阻电机定转子由叠片构成, 转子没有绕组和永磁体, 如图 8 所示, 结构简单可靠, 容错性能好, 能够适应高速和恶劣的运行环境。在多电战机 F-35 高压直流主电源上安装了 250 kW 开关磁阻起动发电系统, 开关磁阻电机采用 6 相 12/8 极结构, 发电工作转速 13 456~22 224 r/min, 超速达 25 553 r/min。不同于永磁电机, 开关磁阻电机转子铁心磁场变化复杂, 高速满载运行铁心损耗很大。虽然开关磁阻电机结构坚固, 但是功率变换器相对复杂, 为了保证供电可靠性, F-35 上的开关磁阻起动发电系统为双通道系统, 有两台独立的功率变换器^[18]。开关磁阻起动发电系统发电运行时需要可控功率变换器实现无功励磁, 功率因数较低。

异步电机特别是笼型异步电机, 整体转子结构坚固可靠, 适合高速运行。美国 NASA 研究中心、威斯康星大学等对基于异步电机的高压直流起动发电系统进行了研究, 研制的原理样机起动与发电均采用磁场定向控制, 最高转速为 18 000 r/min。意大利都灵理工大学学者对内装式多相异步起动发电系统进行了研究, 两组三相绕组相差

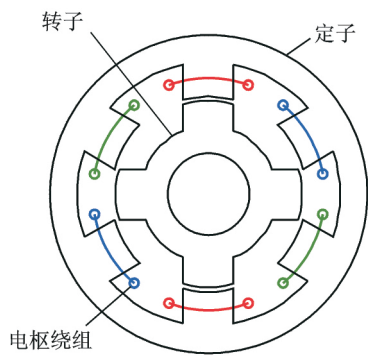


图 8 三相 6/4 极结构开关磁阻电机结构

Fig. 8 Three-phase 6/4-pole switched reluctance machine

30°相位,采用独立矢量控制方式,具有较好的容错特性^[19]。国内南京航空航天大学研制的 18 kW 异步高压直流起动发电机系统,电机最高转速达 10 000 r/min,突加突卸 71% 额定负载,电压恢复时间不超过 10 ms,电压波动不大于 10 V。异步电机发电运行同样需要可控功率变换器实现无功励磁。

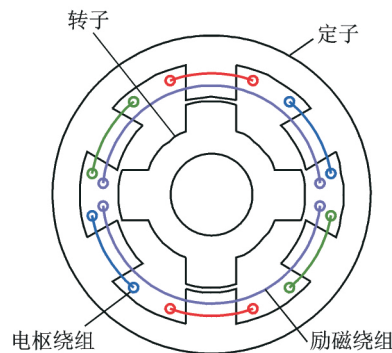
永磁起动发电机系统、开关磁阻起动发电机系统以及异步起动发电机系统,起动与发电运行都需要可控功率变换器参与,同时发电控制也需要获取转子位置信息。无位置传感器控制方法可以简化系统结构,避免了传感器故障,提高可靠性,F-35 的开关磁阻起动发电机系统采用了无位置传感器控制方法。电力电子器件开关控制下的热损耗,尖峰电压和尖峰电流等,以及其工作环境的特殊性,可控功率变换器成为系统中发生故障的薄弱环节,会削弱起动发电机系统整体的可靠性,因此适应航空电机系统的高可靠功率变换器技术值得深入研究。由于开关器件相对脆弱,电机集成难度较大,可控功率变换器需要独立的散热器,功率变换器和电机之间的交流线路段需要使用屏蔽线抑制传输线路的电磁干扰。

(2) 不控整流起动发电机系统

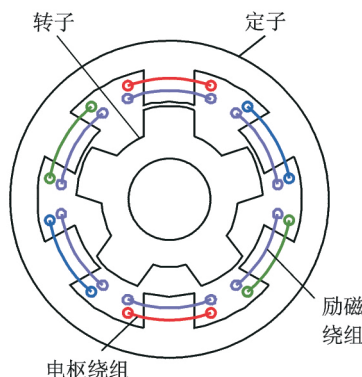
三级式无刷同步电机与二极管整流器构成三级式无刷直流发电机,在高压直流电源中尚未实现起动发电一体化功能,F-22 飞机电源系统采用了 65 kW 三级式高压直流发电机系统。三相桥式整流滤波电路集成在发电机内部,与发电机集成构成一个整体,一方面可以减少传输线路的电磁干扰,另一方面可共享发电机的油冷系统来冷却整流器,冷却效果好,体积重量小,系统功率密度高。

电励磁双凸极电机在开关磁阻电机基础上,在定子上增加了独立的励磁绕组,同样具有电机结构简单可靠的优势,如图 9 所示,分别为集中励磁磁

势和分布励磁磁势的电励磁双凸极电机。发电运行通过调节励磁电流大小,实现调压控制^[20]。与开关磁阻电机不同,电励磁双凸极电机电动运行的功率电路是传统的三相桥式逆变电路。南京航空航天大学双凸极起动发电机系统技术已在某型无人机低压直流电源上得到应用,是继开关磁阻起动发电技术之后成功应用的第二种飞机直流电源无刷起动发电技术。



(a) 6/4-pole structure with concentrated field magnetomotive force



(b) 6/5-pole structure with distributed field magnetomotive force

图 9 三相电励磁双凸极电机结构示意图

Fig. 9 Three-phase doubly salient electro-magnetic machine

由电励磁双凸极电机和永磁电机构成的并列式混合励磁电机充分发挥两者优势,其中永磁磁势和电励磁磁势并列,如图 10 所示,两个磁场相互独立,没有磁路上的耦合关系。电励磁双凸极电机部分可以是集中励磁磁势也可以是分布励磁磁势双凸极电机。并列式混合励磁电机在高压直流起动发电系统中有重要应用价值和优势。

不控整流起动发电机系统的控制器分为起动控制器和发电控制器,其中发电控制器中的电压调节器检测调节点的电压,调节励磁电流实现电压调节,整流电路不需要可控功率变换器,也不需要转子位置信息,发电控制相对简单。二极管整流电路可以与电机集成在一起,减小了系统体积重量,相比可控功率变换器更加可靠。起动控制器为通用电机起动控制器,分别起动发动机,起动完毕后驱

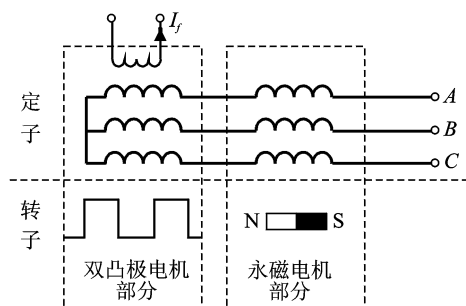


图 10 并列式混合励磁电机示意图

Fig. 10 Diagram of parallel hybrid excitation machine

动飞机上其他电动机负载。不控整流起动发电机系统也可采用可控整流方式,例如电励磁双凸极电机与可控功率变换器等构成的双凸极可控整流发电机系统能够抑制换相重叠,提升功率密度。

2.2 多电发动机内装式发电机系统

多电发动机是支撑新一代多电/全电飞机发展的核心技术,其内装式起动发电机装于多电发动机内部,转子与发动机转子共轴高速运行,采用空气或磁悬浮轴承,取消了复杂易发生故障的附件传动机匣和滑油系统,显著简化发动机总体结构,全面提升飞机技术性能。

大型客机涡扇发动机核心机转速为 15 000 r/min 左右,直升机涡轴发动机核心机转速约为 30 000 r/min,而飞机辅助动力装置转速高达 60 000 r/min,内装式起动发电机需要面临高温、高速等极端运行环境。

如前所述,电励磁双凸极电机与开关磁阻电机结构简单,能够适应多电发动机内部工作环境。图 11 为美国空军联合某航空电源企业研制的基于内装式开关磁阻起动发电机系统的集成动力装置,开关磁阻电机为 6/4 极结构,采用磁悬浮轴承支撑转子。电机额定功率 125 kW,额定转速 60 000 r/min,转子外圆线速度达到 314 m/s。开关磁阻电机径向电磁力干扰磁悬浮轴承稳定运行^[21]。无轴承开关磁阻电机能够主动控制径向电磁力,悬浮电流的调节需要依据转子角度位置,高速运行时控制频率较高。

另一种具有前景的内装式发电机是电励磁双凸极电机,如前所述,电励磁双凸极电机相比开关磁阻电机,发电运行控制较为简单。在电励磁双凸极电机基础上增加悬浮绕组,构成了无轴承电励磁双凸极电机。无轴承电励磁双凸极电机发电运行同样通过调节励磁电流实现调压,而励磁电流同时提供偏置磁场,悬浮控制可以不用检测转子角度位置,从而降低了悬浮控制难度,如图 12 为无轴承电励磁双凸极电机结构^[22]。无轴承电励磁双凸极电

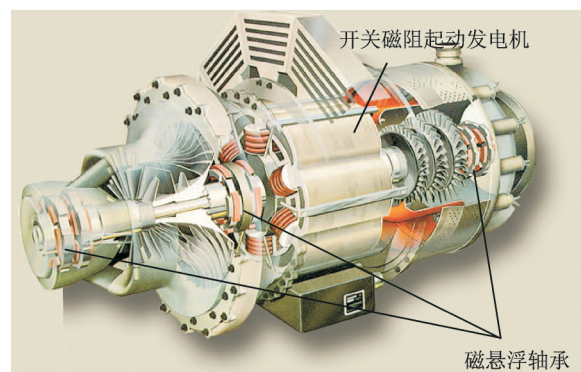


图 11 基于内装式开关磁阻发电机的集成动力装置

Fig. 11 Integrated power unit with internal switched reluctance starter/generator system

机在内装式发电机系统中具有较好的应用价值。

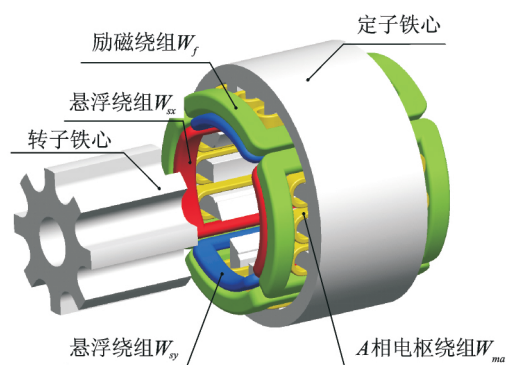


图 12 无轴承电励磁双凸极电机

Fig. 12 Bearingless doubly salient electro-magnetic machine

2.3 航空永磁电动机系统

传统飞机的液压系统主要用于飞机机构操纵,主要包括飞机主飞行控制舵面和副飞行控制舵面的操纵,以及机轮刹车、起落架收放、舱门启闭等,其中液压能主要由发动机驱动的液压泵产生,通过液压管路传递到相应的作动机构,被称为集中式液压能源系统。集中式液压能源系统存在油液泄露的问题,多电/全电飞机采用机电作动机构和电液作动机构代替集中式能源系统,消除液压管路,显著提升了飞机操纵系统的可靠性和生命力^[23]。

机电作动机构和电液作动机构都是利用航空交流伺服电动机系统提供动力,永磁电机具有功率密度高、过载能力强、效率高的优势,成为机电作动机构与电液作动机构用电动机的首选。由于承担了重要飞行控制舵面的操纵,与飞行安全直接相关,机电作动机构和电液作动机构需要具有强容错能力的永磁电动机系统。具有再生能量回馈功能的永磁电动机系统消除制动电阻,提升系统效率。综上,高功率密度、强容错能力与具有再生能量吸收能力的永磁电动机系统在多电/全电飞机机电与

电液作动机构中具有重要研究和应用价值。

B787 取消了发动机引气结构,采用电动环境控制系统,需要航空驱动电动机系统带动压气机工作。B787 飞机采用了 4 台功率 120 kW 的永磁同步电动机,最高转速 43 000 r/min,采用气浮轴承,高速电机能够提升功率密度,是多电/全电飞机电动机系统的发展方向。控制器为通用电机起动控制器,集成了起动发电机的起动控制与电动压气机驱动控制等功能。

高转矩密度的航空驱动电动机系统用于多电/全电飞机电滑行系统,直驱轮毂永磁电机及其控制系统能够减小体积、提高可靠性,如图 13 所示,已安装于空客 A320 上并进行了不同工况的滑行测试。电机外径 463 mm,总长 200 mm,转子为 Halbach 结构,最大扭矩达 $7\,000\text{ N}\cdot\text{m}$ ^[24]。电滑行系统使飞机在跑道上滑行时不需要主发动机提供推力,可以降低油耗、排放和噪音,降低发动机维护成本,延长发动机寿命,同时减少地面拖曳车使用。

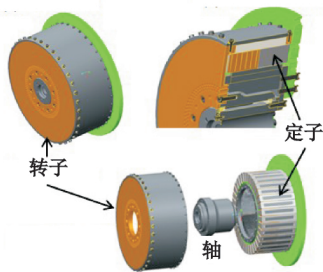


图 13 直驱轮毂永磁电机结构

Fig. 13 Structure of direct drive permanent magnet machine

2.4 应用于电推进飞机的高功率密度电机

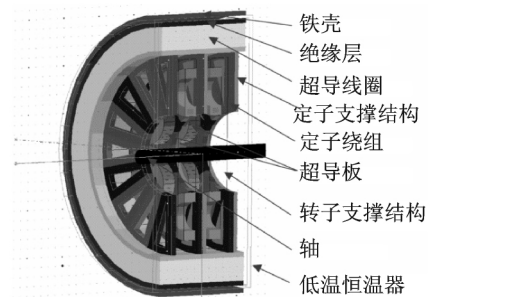
纯电动飞机受制于电池技术,存在航程和载重不足的问题,因此混合动力系统是电推进飞机提高飞行性能的关键。混合动力系统需要高功率密度发电机作为其发电系统,GE、Honeywell 等企业和 NASA 等科研单位正在研发先进燃气涡轮发电系统,目前基于传统技术的兆瓦级发电机功率密度已达到 10 kW/kg 的水平。超导发电机在性能上具备优势,且在地面已有初步应用,但是用于航空发电系统在技术上仍有欠缺。

电动机系统是飞机电推进系统的核心,发电机系统是混合电推进系统中供电系统的关键,但是总体而言目前的电机系统功率密度仍不足以满足大型电推进系统的需要,电机系统超重问题是制约航空电推进系统大规模应用的一大因素。目前广泛使用的电机系统功率密度普遍低于燃气涡轮发动机的水平,电机系统的功率密度问题严重影响了电推进系统的推广使用。

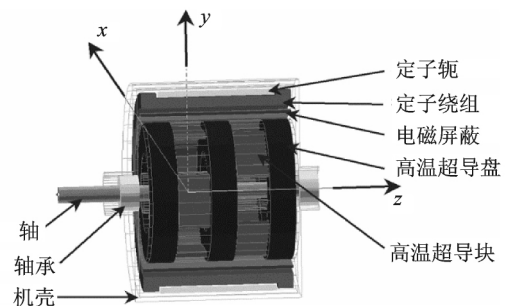
伊利诺伊大学的 Haran 综合比较了目前研究和应用最广泛的多种电动机,认为永磁电机最有希望获得超高功率密度,具备作为飞机推进电机的潜力^[25]。美国伊利诺伊大学提出的 1 MW 永磁电动机功率密度达到 14 kW/kg ,其采用外转子结构及定子无槽结构,永磁体以 Halbach 阵列形式排列,额定转速 $18\,000\text{ r/min}$ ^[26]。英国诺丁汉大学设计的另一种 Halbach 结构外转子永磁电动机功率密度为 15.8 kW/kg ,额定功率 1.7 MW ,转速 $2\,500\text{ r/min}$ ^[27]。西门子公司研制了一款 260 kW 航空永磁推进电动机,持续工作状态下功率密度为 5.2 kW/kg ,并且已经实现了装机试验,是目前研制成功的功率最大的航空推进电机。

超导电动机是电推进飞机的另一种动力方案,适用于大型电推进飞机,理论上全超导电动机的功率密度能够超过 25 kW/kg ^[28]。目前地面运用的大功率同步电机技术成熟度较高,传统同步电机的超导化改装技术难度较低,美国已研制成功用于舰船电推进的 36.5 MW 半超导同步电动机^[29]。此外,美国还在进行超导永磁电动机的研究。图 14 为美国佛罗里达州立大学提出的两种用于航空电推进的超导永磁电机结构^[30-31],前者采用轴向磁场,后者采用径向磁场,基于超导材料俘获磁场的原理工作,功率密度为 $6\sim 8\text{ kW/kg}$ 。

超导材料的性能受温度影响很大,高温超导材料在液氮温区就能够体现超导电性,但是性能较差,降低工作温度能够大大提高超导材料的性能。



(a) 164 kW high temperature superconducting motor



(b) Axial flux high temperature superconducting motor

图 14 高温超导电动机

Fig. 14 High temperature superconducting motor

超导技术潜力巨大,但是尚处在理论探索和初步应用阶段。现阶段具备实用价值的超导材料性能上不具备绝对优势,特别是交流损耗问题限制了全超导电机的发展。因而一方面需要进一步提高超导材料在强磁场环境下的临界电流密度,另一方面需要开发低交流损耗超导材料,促进全超导电机技术的发展以实现中大型电推进飞机。

3 先进航空电机系统的关键技术

先进航空电机系统关键技术包括高功率密度高效电机技术、高温高功率率变换器技术以及航空电机系统集成技术。

3.1 高功率密度高效电机技术

3.1.1 高性能导体、绝缘与磁性材料

电工材料是高功率密度高效电机的基础。目前所有的航空电机的绕组都是铜导线,铜的导电性好,然而密度大且电导率随温度上升而下降。高温超导线材导电性能远远超过铜导线,然而需要非常复杂的冷却和保温装置。常温下的碳纳米管导体相比铜导体密度小,具有更好的导电率,并且电导率随温度上升不会下降。然而将单个碳纳米管导体连接为碳纳米管导线的工艺复杂,并且形成的碳纳米管导线电阻率大。随着碳纳米管合成技术和制备工艺的突破,预计在未来 15~30 年间,碳纳米管导线将会大量应用到航空电机技术领域,提高电机系统功率密度。

高功率密度电机同样对绝缘材料提出较高要求。需要耐高温、导热性好的绝缘材料;对于电推进飞机,电压等级增加至上千伏特,变换器开关导致较高的电压尖峰;导线的绝缘材料还要求轻薄,强度高。聚酰亚胺等绝缘材料,耐温达 200 °C 以上,耐压等级高。在聚酰亚胺材料中添加二氧化硅纳米颗粒,能够将耐温等级提高到 280 °C。聚酰亚胺材料的导热性差,导热系数仅为 0.25 W/mK,新型的氮化硼纳米管绝缘材料拥有更高导热能力和热稳定性。

高性能永磁电机离不开永磁材料的突破,高的磁能积能够有效提高永磁电机功率密度。图 15 给出了不同永磁材料磁能积和工作温度,当前钕铁硼永磁材料和钕钴永磁材料均具有高的磁能积,钕钴最高运行温度更高,但是以磁能积下降为代价。高磁能积钕铁硼材料的突破仍在继续,其磁能积极限为 64 MGOe^[32]。美国能源部正在研究少稀土高磁能积的永磁材料,未来纳米复合永磁材料将会提供更高的磁能积。

对于开关磁阻电机与电励磁双凸极电机,转子铁心由叠片构成,尤其对于内装式起动发电机,高

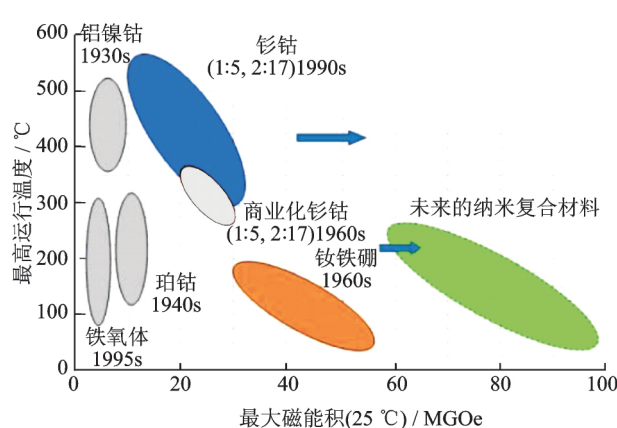


图 15 当前及未来永磁材料的磁能积与工作温度

Fig. 15 Permanent magnet operating temperature versus energy product for existing and future permanent magnets

速转子所受应力大,需要转子铁心材料具有高屈服强度。高功率密度要求铁心材料磁导率高、饱和磁密高。由于磁阻电机定转子铁心磁密均随转子位置变化,电机高速运行时,磁密变化频率高,因此需要铁心材料具有低铁损系数、低矫顽力。铁心材料需要满足高温下磁稳定性,转子铁心材料的屈服强度也不宜下降。铁钴钕软磁合金具有高饱和磁密、高居里温度,屈服强度高,是内装式高速起动发电机理想的铁心材料。F-35 战机主电源的开关磁阻起动发电机以及集成动力装置内装式开关磁阻起动发电机的铁心材料采用了高强度铁钴钕软磁合金。为了增加合金强度,提高延展率,需在材料中添加钒、铌元素,然而杂质增加导致矫顽力上升。热处理温度对于铁钴钕软磁合金力学和磁性能影响大,低温热处理可以增加材料屈服强度,但是矫顽力增加。环境温度上升,饱和磁密下降,矫顽力变化不明显,在 300 °C 以下,屈服强度下降不明显^[33]。为了达到铁钴钕软磁合金较高的力学性能,需要牺牲一部分磁性能,尤其是矫顽力增加对于转子磁场变化的磁阻类电机,会造成较大的磁滞损耗,而对于同步电机,转子材料矫顽力的增加对损耗影响不大。

除了铁钴钕软磁合金外,高频磁性材料如非晶合金、铁粉芯等相继诞生,不仅在高频下有较低损耗,还有较高的饱和磁感应强度。

3.1.2 航空电机冷却技术

航空电机电磁负荷大,单位体积损耗显著导致电机温升升高。电机温升过高会影响到发电设备的安全性,严重时会使绝缘材料加速老化,大幅度缩短电机的使用寿命,甚至导致电机着火烧毁。因此,对于航空电机必须要有一个高效的冷却系统,

才能保证它的工作安全性、可靠性和高功率密度。航空电机冷却技术中利用的冷却介质主要有空气及滑油。其中以空气为冷却介质的冷却方式有自然冷却和吹风冷却,以滑油为冷却介质的冷却方式有循油冷却和喷油冷却。

自然冷却利用电机的一些元件(绕组、铁心、壳体、端盖、轴等)的热容量加以吸收电机热耗,适用于短时工作状态的执行机构电动机。吹风冷却指对电机进行吹风带走电机热量,风可以由电机本身装有的风扇产生也可以由飞机飞行时产生的速压头产生。吹风冷却受飞机海拔的影响,冷却介质的流量随着海拔高度的增加减小,其冷却效果减弱。

使用滑油作为冷却介质可以显著提高冷却效果,因为滑油的热容量超过空气的1600倍。油冷方式的冷却介质和冷却效果与飞行条件无关,适用于各种飞机。油冷主要分为循油冷却和喷油冷却。循油冷却指滑油循环通入电机油路散热管道带走电机热量。循油冷却具有如下优势:(1)电机内部没有油,不会产生绝缘问题;(2)冷却油不会进入电机气隙;(3)降低转子涡动损耗;(4)由于热油不会直接接触电机绕组,因此不会损伤绕组绝缘性能;(5)减小了对冷却油的污染。喷油冷却是指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冷却方式。这种冷却方式即具有冷却油导热效果好的特点,又保存了风冷却那样冷却介质直接与发热部位接触的优点。因此冷却效果显著提高,电机的功率密度可以进一步提高。喷油冷却喷口喷出的油雾化程度越好,则与发热物体的接触面积越大,冷却效果就越好,同时雾化的油对导线绝缘的冲击作用也小。实现喷雾的方案主要有喷嘴式喷油和堤坝式喷油。

3.1.3 多物理场耦合分析技术

随着飞机电气化发展,航空电机电磁负荷增加,新型电工材料、电机拓扑结构、冷却方式等登上舞台,而航空电机与发动机、飞机的关系从相对独立逐步走向集成融合,尤其是内装式起动发电机面临极端的运行环境,运行过程变得相当复杂,运行特性与电磁、损耗、热、流体等物理场直接相关,因此对航空电机进行多物理场耦合分析至关重要。

3.2 高温高频功率变换器技术

飞机电气化发展使航空电机系统功率显著增加,起动发电机、机电作动机构和电液作动机构的交流伺服电动机、电动环境控制系统和电滑行系统的驱动电动机、以及电推进飞机的超导电动机等都离不开高性能功率变换器实现电能变换。现有飞

机上的功率变换器均是硅基电力电子器件,较低的结温以及难以大幅降低的通态损耗和开关损耗使硅基电力电子器件在面对大功率电机系统电能变换时,需要较复杂和较大体积重量的冷却系统,效率和功率密度难以提升。同时硅基电力电子器件结电容较大,限制了大功率场合下的频率提升,导致滤波电感电容体积较大,也不适应航空电机系统高速高频化的发展趋势。目前硅基电力电子器件的结构设计和工艺已经较为成熟,性能已经接近理论极限,在飞机电气化发展中的潜力已十分有限。因此基于宽禁带半导体材料的电力电子器件成为先进航空电机系统一个重要发展方向。碳化硅器件作为宽禁带电力电子器件的代表,具有工作温度高、开关频率高、通态损耗小、热传导率好、可靠性好、耐电磁辐射的优势,应用于电机系统功率变换器中,能够大幅提高航空电机系统效率和功率密度,简化散热冷却系统。随着封装技术、高温控制芯片及高温无源元件的发展,由碳化硅器件构成的能在几百摄氏度下工作的耐高温功率变换器的实现将成为可能,其与航空电机的集成可以适应恶劣工作环境。美国空军20世纪90年代提出的“多电飞机(More electric aircraft, MEA)”计划表示,应用宽禁带半导体器件为多电飞机的技术特征之一,F-35战机大量使用Cree公司碳化硅功率器件,NASA在“电子部件及封装(Electronic parts and packaging, NEPP)”项目中对碳化硅器件在极端环境,包括深空探测环境下的性能展开评估。近期美国能源部宣布启动“使用创新的拓扑结构和半导体创造新型可靠电路(Creating innovative and reliable circuits using inventive topologies and semiconductors, CIRCUITS)”项目,将聚焦新型电路拓扑结构和系统设计,以充分发挥宽禁带半导体器件及系统性能。

尽管碳化硅功率变换器能够提高开关频率,提升电能波形质量,然而输入/输出滤波器仍然是必不可少的,其能够减少共模干扰和差模干扰,降低对机载电子设备和负载电机的影响。另外,滤波器贡献了很大一部分体积重量,直流母线上的滤波电容无法耐高温,可靠性差,电感由于铁心的存在也占了很大一部分重量。而由新型聚酯介电材料构成电容能够在高温下工作,减少电容体积,新型磁性和导体材料同样可以降低电感重量,值得深入研究。

3.3 航空电机系统集成技术

在飞机电气化背景下,航空电机系统逐步往综

合化、集成化方向发展。集成特征主要包括:

(1) 功能集成与复用

不同于传统飞机,多电/全电飞机电源容量大,相应的,与发动机连接的发电机功率大,这为航空电机实现起动发电一体化运行而不使用双速传动机构提供了可能。起动与发电功能的复用减轻了系统重量和复杂程度,可以不采用双速传动机构而直接起动发动机的重要优势也为进一步实现完全去除齿轮和滑油系统的多电发动机打下了坚实基础。多电飞机波音 B787 的通用电机起动控制器将起动控制与驱动控制功能复用,为主发动机与辅助动力装置的起动发电机,以及电动压气机等 17 个电机提供电能,免除了单独的起动控制器的重量。

(2) 部件级集成:航空电机系统的电机与功率变换器以及控制器的集成

多电/全电飞机的高压直流起动发电机是通过“电子式换向器”即功率变换器与无刷交流电机连接实现电能变换,尽管克服了有刷直流电机众多固有缺陷,但是分离的功率变换器造成航空电机系统整体体积重量增加,这也是无刷直流起动发电机系统面对的重大挑战。同有刷直流电机机械式换向器置于电机内部一样,如果将无刷直流电机的“电子式换向器”集成于电机内部,则功率变换器与电机可以共用冷却系统,缩短了电机与功率变换器之间交流线缆长度,降低了传输线路电磁干扰和滤波器、屏蔽线重量,很大程度上提高了航空电机系统功率密度。F-22 战机的高压直流发电机系统就是将整流器与发电机集成,实际上三级式无刷同步电机内部的旋转整流器,也体现了电机与电力电子器件的相互集成。随着高温高可靠宽禁带半导体器件、高温控制芯片以及高温无源元件的快速发展,集成航空电机系统将能够应用到多电/全电飞机和电推进飞机更为恶劣的工作环境中,全面提升飞机性能。

(3) 系统级集成:航空电机系统与发动机系统、液压能源系统的集成

多电/全电飞机的多电发动机将起动发电机内装于航空发动机内部,与发动机融合一体,共用转轴,消除了附件传动机匣和滑油系统。电液作动机构将交流伺服电机与液压作动筒集成,摒弃了集中式液压能源。航空高速驱动电动机系统参与到飞机环境控制系统,使之成为电动环境控制系统。高转矩密度驱动电动机系统融合进飞机机轮中,创造出新型电滑行系统,赋予了机轮新的使命。飞机电

气化不只是简单的增加电源容量与用电设备,同时也打破了飞机各系统独立发展的边界,是对飞机综合性与全局性的优化。

4 结束语

飞机电气化是将电能应用全面拓展至飞机非推进能源和推进能源的重要革新,多电/全电飞机将极大改善飞机技术战术性能,而电推进飞机能够实现更低的燃油消耗和排放。飞机电气化已经成为航空技术发展的重要方向。

随着电工科技快速发展,新型电工材料、固态半导体器件、新型电机、功率变换及数字控制技术相继出现,在此基础上构建的先进航空发电机和电动机系统将大大促进飞机电气化的发展。同时飞机电气化对先进航空电机系统可靠性、效率、功率密度、集成度等提出了更加苛刻的要求。

飞机的电气化为飞机各系统之间综合化发展提供了重要途径,航空电机系统作为飞机电气化的核心,其向飞机发动机、液压等系统不断扩展融合,发展出电推进、多电发动机、电液作动机构、电动环境控制系统、电滑行等创新技术。创新发展高性能先进航空电机系统及其集成技术是实现飞机全局性优化、能量管理和高度综合的重要基础。

参考文献:

- [1] HYDER A K. A century of aerospace electrical power technology[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(6): 1155-1179.
- [2] ROBOAM X, SARENI B, DE ANDRADE A. More electricity in the air: Toward optimized electrical networks embedded in more-electrical aircraft[J]. *IEEE Industrial Electronics Magazine*, 2012, 6(4): 6-17.
- [3] NAAYAGI R T, FORSYTH A J, SHUTTLEWORTH R. High-power bidirectional DC-DC converter for aerospace applications[J]. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2012, 27(11): 4366-4379.
- [4] FELDER J L, BROWN G V, KIM H D, et al. Turboelectric distributed propulsion in a hybrid wing body aircraft[R]. *NASA Technical Report 1 ISABE-20(2011)*, Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 2011.
- [5] WEIMER J. Past, present and future of aircraft electrical power systems[C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 2001.
- [6] 严仰光, 秦海鸿, 龚春英, 等. 多电飞机与电力电子[J]. *南京航空航天大学学报*, 2014, 46(1): 11-18.

- YAN Yangguang, QIN Haihong, GONG Chunying, et al. More electric aircraft and power electronics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(1): 11-18.
- [7] BOGLIETTI A, CAVAGNINO A, TENCONI A, et al. The safety critical electric machines and drives in the more electric aircraft; A survey[C]//Industrial Electronics, 2009. IECON'09. 35th Annual Conference of IEEE. Porto, Portugal; IEEE, 2009; 2587-2594.
- [8] WALTERS E A, IDEN S, MCCARTHY K, et al. INVENT modeling, simulation, analysis and optimization[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando, FL; AIAA, 2010.
- [9] 秦海鸿, 严仰光. 多电飞机的电气系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
- QIN Haihong, YAN Yangguang. More electric aircraft power system[M]. Beijing; Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2016.
- [10] BRADLEY M K, DRONEY C K. Subsonic ultra green aircraft research: Phase I final report [R]. Hampton, Virginia; NASA Langley Research Center, 2011.
- [11] 张小伟. 面向 2030 年的分布式混合电推进技术 [C]//中国航空科学技术大会. 北京: 中国航空工业发展研究中心, 2015; 330-334.
- ZHANG Xiaowei. Distributed electric propulsion technology oriented to 2030 [C]//CAATC2015. Beijing; Aviation Industry Development Research Center of China, 2015; 330-334.
- [12] 黄俊, 杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 57-68.
- HUANG Jun, YANG Fengtian. Development and challenges of electric aircraft with new energies[J]. Acta aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 57-68.
- [13] MORRIS L T, PATTERSON S. Comparative test results of a brushless DC starter generator vs. traditional starter generator with brushes[C]//Aerospace Technology Conference & Exposition. USA; SAE, 2009.
- [14] ABDELHAFEZ A A, FORSYTH A J. A review of more-electric aircraft[C]//13th International Conference on Aerospace Science & Aviation Technology (ASAT-13). KobryElkobbah, Cairo; ASAT, 2009.
- [15] SARLIOGLU B, MORRIS C T. More electric aircraft: Review, challenges, and opportunities for commercial transport aircraft[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2015, 1(1): 54-64.
- [16] 张卓然, 耿伟伟, 戴冀, 等. 新型混合励磁电机技术研究 with 进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(1): 24-26.
- ZHANG Zhuoran, GENG Weiwei, DAI Ji, et al. Recent progress of novel hybrid excited machines[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(1): 24-26.
- [17] ZHANG Z, HUANG J, JIANG Y, et al. Overview and analysis of PM starter/generator for aircraft electrical power systems[J]. CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2017, 1(2): 117-131.
- [18] RICHTER E, LYONS J P, FERREIRA C, et al. Initial testing of a 250 kW starter/generator for aircraft applications [C]//Aerospace Technology Conference & Exposition. [S. l.]; General Electric Co., 1994.
- [19] BOJOI R, CAVAGNINO A, TENCONI A, et al. Control of shaft-line-embedded multiphase starter/generator for aero-engine[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(1): 641-652.
- [20] ZHANG Z, YU L, WANG Y, ET al. Overview and design methodology of doubly salient brushless dc generators with stator-field winding[J]. IET Electric Power Applications, 2017, 11(2): 197-211.
- [21] DELLACORTE C. The quest for oil-free gas turbine engines [C]//Power System Conference. New Orleans, Louisiana; [s. n.], 2006.
- [22] YU L, ZHANG Z, LU W, et al. Influence of rotor pole width on suspension performance of a new bearingless doubly salient electro-magnetic machine [C]//2017 IEEE Workshop on Electrical Machines Design, Control and Diagnosis (WEMDCD). [S. l.]; IEEE, 2017; 101-106.
- [23] BOGLIETTI A, CAVAGNINO A, TENCONI A, et al. The safety critical electric machines and drives in the more electric aircraft; A survey [C]//Industrial Electronics, 2009. IECON'09. 35th Annual Conference of IEEE. [S. l.]; IEEE, 2009; 2587-2594.
- [24] XU Z, TIGHE C, GALEA M, et al. Thermal design of a permanent magnetic motor for direct drive wheel actuator [C]//2014 International Conference on Electrical Machines (ICEM). [S. l.]; IEEE, 2014; 2186-2192.
- [25] ZHANG X, HARAN K. High-specific-power electric machines for electrified transportation applications-technology options [C]//Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE), 2016. [S. l.]; IEEE, 2016.
- [26] YOON A, YI X, MARTIN J, et al. A high-speed, high-frequency, air-core PM machine for aircraft application [C]// IEEE Power and Energy Conference. [S. l.]; IEEE, 2016.
- [27] GOLOVANOV D, GALEA M, GERADA C. High specific torque motor for propulsion system of aircraft

- [C]//International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC). [S.l.]: IEEE, 2016.
- [28] MASSON P J, SOBAN D S, UPTON E, et al. HTS motors in aircraft propulsion; Design considerations [J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2005, 15(2):2218-2221.
- [29] GAMBLE B, SNITCHLER G, MACDONALD T. Full power test of a 36.5 MW HTS propulsion motor [J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2011, 21(3): 1083-1088.
- [30] NETTER D, LEVEQUE J, AILAM E, et al. Theoretical study of a new kind HTS motor[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2005, 15(2):2186-2189.
- [31] MASSON P J, BRESCHI M, TIXADOR P, et al. Design of HTS axial flux motor for aircraft propulsion[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2007, 17(2):1533-1536.
- [32] DEVER T P, DUFFY K P, PROVENZA A J, et al. Assessment of technologies for noncryogenic hybrid electric propulsion [R]. Cleveland, Ohio: NASA Glenn Research Center, 2015.
- [33] 韩劲, 倪志铭, 杨根林, 等. 高温高强度 Fe-Co 软磁合金研制 [J]. 功能材料, 2015, 17(21): 21076-21080.
- HAN Jin, NI Zhiming, YANG Genlin, et al. Study on soft magnetic Fe-Co alloys with high strength and high temperature resistant[J]. Journal of Functional Materials, 2015, 17(21): 21076-21080.