

文章编号: 1000-8055(2026)10-20250326-26

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250326

航空起动/发电机及其内置化技术进展

周 洲, 刘 闯, 朱学忠, 朱姝姝
(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106)

摘 要: 航空起动/发电机是现代多电第二动力系统的关键核心。对起动/发电机的常用发电机类型进行了概述, 按起动/发电机是否内置于发动机中进行分类并分别对两大类起动/发电机的发展现状进行简介, 讨论了内置式起动/发电机的结构布置方案。综合分析了高效散热技术、轻质高效发电机技术、强容错发电机技术、高温发电机技术、高性能变流技术这五项起动/发电机关键技术。展望了起动/发电机结构集成化、设计协同化、任务多样化的发展趋势。最后指出, 各主要类型发电机在起动/发电机应用中均有不可替代的地位, 起动/发电机的内置化仍需要在强散热、高功率密度、强容错以及耐高温等自身重要技术指标上取得突破。

关 键 词: 起动/发电机; 多电第二动力系统; 内置式起动/发电机; 高效冷却技术; 高温发电机技术

中图分类号: V245

文献标志码: A

Recent developments in aircraft starter/generator and its embedding technology

Zhou Zhou, Liu Chuang, Zhu Xuezhong, Zhu Shushu

(College of Automation Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: Aircraft starter/generator is a core component of the modern more electric aircraft (MEA) secondary power system. An overview of the mostly used generator type for starter/generator system was presented. Starter/generators were categorized according to whether the generator was embedded within the engine, and the development status of both categories was reviewed, together with typical structural layout schemes for embedded starter/generators. Five key technologies of starter/generator were analyzed: efficient cooling technology, light-weight and high-efficiency generator technology, fault-tolerant generator technology, high-temperature-tolerant generator technology and high-performance converter technology. Evolving trends towards structural integration, collaborative design and multi-task were envisioned. Result show that, common types of generators play essential roles in the application of starter/generators, and the realization of fully embedded starter/generators hinges on further breakthroughs in key figures of merit such as thermal management, power density, fault tolerance, and high-temperature endurance.

Keywords: starter/generator; more electric secondary power system; embedded starter/generator; efficient cooling technology; high-temperature-tolerant generator technology

收稿日期: 2025-07-13

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(52277054)

作者简介: 周洲(1992—), 男, 博士生, 主要从事航空起动/发电系统研究。

通信作者: 刘闯(1973—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空起动/发电系统和航空电源研究。E-mail: lc@nuaa.edu.cn

引用格式: 周洲, 刘闯, 朱学忠, 等. 航空起动/发电机及其内置化技术进展[J]. 航空动力学报, 2026, 41(10): 20250326. Zhou Zhou, Liu Chuang, Zhu Xuezhong, et al. Recent developments in aircraft starter/generator and its embedding technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(10): 20250326.

飞机二次能源包含液压能、气压能和电能,它们通过第二动力系统(secondary power system, SPS)实现和动力装置机械能的相互转化以及自身的流动。传统飞机 SPS 复杂、臃肿,机械能转化效率低下,机上能源综合管理能力弱,为优化该系统美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和美国空军研究实验室(Air Force Research Lab, AFRL)分别在 1990 年前后提出了集成数字/电气飞机(integrated digital/electric aircraft, IDEA)和多电飞机(more electric aircraft, MEA)的概念^[1-4],此后 MEA 相关技术的研发极大推动了二次能源中电能比例的提升。MEA 以电能为主要二次能源,大部分(或全部)气压、液压相关附件和设备被各种发电机或电动机系统及电能变换装置取代,SPS 得以有效简化,二次能源综合、优化管理和利用的潜力巨大。随着电能比例提高及用电设备增多,飞机电网规模不断扩大,发电机容量持续提升,这对作为动力装置机械能转化为电能核心设备的发电机提出了更高要求:一是要提高发电机功率密度;二是要强化发电机热管理能力;三是要综合考虑发动机燃油经济性及性能来优化发电机动力提取方式。

多电 SPS 大幅精简了发动机配套附件,那么根据机电能量转换原理对发电机进行发动机起动功能集成则实现了进一步减重,即所谓起动/发电机。受限于落后的电能变换技术,过去仅有小功率有刷直流起动/发电机得到应用,大推力发动机则依赖于火药起动机、液压马达、燃气涡轮起动机或气压起动机进行起动,大容量全控电力电子器件和高压直流电源体系的应用使得大功率起动/发电机成为可能,现在大功率起动/发电机已经在空中客车公司 A350(150 kVA)、波音公司 B787(225 kVA 及 250 kVA)和洛克希德·马丁公司 F-35(80 kW 及 160 kW)及其前期技术验证机 F-16 AFTI(advanced fighter technology integration, 80 kW)上装备^[5-7]。以 F-35 为例,图 1 展示了 F-35 配套的 F135 发动机所属的附件传动机匣,其上装有一台汉胜公司研制的 160 kW 电励磁同步起动/发电机(wound-field synchronous starter generator, WFS S/G)。自 F-15 开始美国空军的主力机型都选择了发动机附件传动机匣和飞机附件传动机匣配套的 SPS 结构^[8-12],这是大量发动机附件安装需求和缩小发动机径向截面之间权衡的结果。F-35 是首型使用多电第二动力系统和起动/发电

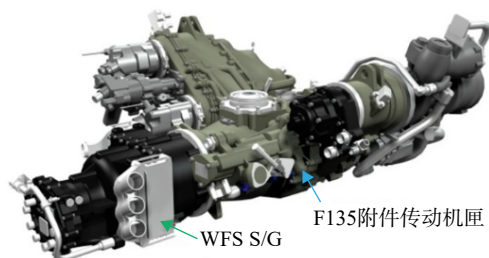


图 1 F135 附件传动机匣及其配套 160 kW WFS S/G
Fig. 1 Accessory gearbox of F135 engine and associated 160 kW WFS S/G

机的战机, F135 发动机配套附件较少,仅保留发动机附件传动机匣^[6],这充分体现了多电化和起动/发电集成技术的突出优势。

波音公司和 NASA 在 20 世纪 70 年代初都提出了将发电机同轴安放于发动机内部并以其作为发动机唯一能量提取方式的技术方案^[13-14],这就是所谓内置化,不过受限于当时的技术条件该方案仅停留在设想阶段。同轴安装的内置式起动/发电机可以最大化利用发动机机械能,有效提高发动机燃油经济性;删除附件传动机匣后发动机得到简化并减重,热管理需求降低。多电发动机(more electric engine, MEE)则在此基础上使用磁浮轴承代替滚动轴承^[15],不再需要滑油相关配件和轴承密封结构,有利于提高总体可靠性。具有诸多技术优势的内置式起动/发电机对自身耐温能力、可靠性及高速适应能力提出了严苛要求,目前仅有 F-16 AFTI 和 F-35 分别在各自的组合动力装置(integrated power unit, IPU)内同轴集成 15 kW 开关磁阻起动/发电机(switched reluctance starter generator, SR S/G)和 80 kW 永磁同步起动/发电机(permanent magnet synchronous starter generator, PMS S/G)^[7],主发动机内置式起动/发电机仅停留在技术验证阶段。

本文对目前外置和内置式起动/发电机的技术现状进行了梳理,之后详细讨论了起动/发电机的关键技术,最后对起动/发电机的发展趋势进行了总结和展望。

1 航空起动/发电机主要类型

图 2 为各类起动/发电机结构示意图。基于无刷励磁结构的 WFS S/G 是目前技术成熟度最高的起动/发电机,通常使用凸极转子,如图 2(a)所示,其控制简单,在各种大容量机载发电系统中得到广泛应用,但其转子的复杂结构给转子本

身带来了不平衡量难以控制、耐温能力弱和冷却需求大等明显劣势, WFS S/G 较难用于高转速或高环温方案。钐钴(samarium cobalt, SmCo)永磁体兼具较强耐温能力和较高磁性能, 其常见牌号可工作于 300~350 ℃, 磁能积和矫顽力也明显高于上一代高温永磁体铝镍钴, 它的出现为大功率 PMS S/G 的应用带来了机遇。PMS S/G 结构多样, 常见类型如图 2(b)所示, 其定、转子的不同结构分别用 st(a)、st(b)和 rt(a)~rt(d)代指: st(a)、st(b)分别为分布和集中绕组式定子; rt(a)~rt(c)分别为表贴式、切向轮辐形和内置式永磁体转子, rt(d)则代指永磁辅助同步磁阻起动/发电机(permanent magnet assisted synchronous reluctance starter/generator, PMASynR S/G)。表贴式结构转子及其衍生的单磁钢一对极转子最适用于高速应用, 常用护套材质为合金和碳纤维; 切向轮辐形转子适合于高极对数发电机且可以有效聚集永磁磁通; 内置式转子的磁桥是结构薄弱点, 该结构应用相对较少; PMASynR S/G 的转子结构与内置式永磁体转子类似, 通常使用多层磁障及磁钢且磁钢用量较少, 绕组短路时内部环流更易于控制。PMS S/G 转子损耗小、散热需求较少, 具备一定的高温适应能力。具有恒定转子磁链的 PMS S/G 需要大容量功率变换器来适配电源体系, 另外在绕组内、外部短路的情况下需要特别的手段来保护发电机前级传动部件及其本身。大容量全控型电力电子器件和 270 V 高压直流电源体系的出现在进一步提高 PMS S/G 性能的同时催生了

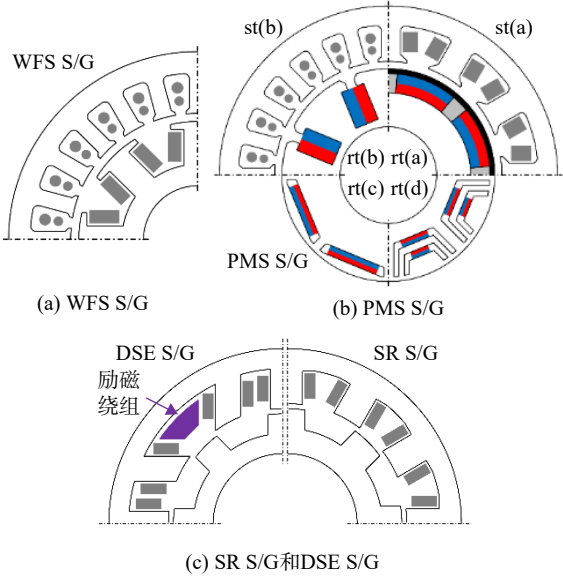


图 2 各类起动/发电机结构示意图

Fig. 2 Structural diagram of different starter/generators

另外一种新型起动/发电机——SR S/G, 其结构如图 2(c)所示。SR S/G 的定、转子铁芯均为凸极结构, 最为简单的转子结构使其具备出色的高转速或高环温运行能力, 集中绕组和具备各相独立运行能力的功率变换器使 SR S/G 具备强容错能力。不过, SR S/G 相电流为脉冲形式, 不仅不利于器件电流容量的充分利用, 还必需大容量直流母线电容来稳定母线电压。上述三者是应用最多的起动/发电机类型, 表 1 对它们的特点进行了简要总结和对比。另外, 还有电励磁双凸极起动/发电机(doubly salient electro-magnetic starter generator,

表 1 主流航空起动/发电机类型对比

Table 1 Comparison of common aircraft starter/generators

起动/发电机类型	优势	劣势
WFS S/G	· 调压控制简单, 仅需小容量功率变换器进行直流励磁调节; · 发电运行时无需转子位置信号; · 技术成熟度高。	· 转子结构复杂且发热量大, 需要复杂的转子冷却结构, 难以用于高温、高速应用; · WFS S/G 的起动控制需要转子位置信号、特殊的交流励磁方案和大容量起动逆变器; · 大感值励磁绕组不利于提高负载响应速度。
PMS S/G	· 功率密度高; · SmCo 永磁体和合金护套增强转子耐高温能力(300~350 ℃); · 永磁体损耗较易抑制, 转子损耗低; · 易于实现长气隙设计, 允许加厚护套从而适应高速运行; · 起动功能易于集成。	· 励磁磁势固定, 需要大容量功率变换器或额外的定子绕组进行调压; · 必需特别的手段来应对绕组部分或整体短路故障; · 系统运行依赖于转子位置信号; · 合金护套损耗需要关注, 复合纤维护套损耗低但耐温能力差(<200 ℃); · 永磁体工作点须综合温度和过载进行校核。
SR S/G	· 转子结构最简单, 易于实现高速运行, 具备最强高温适应性; · 定子集中绕组, 结合特有功率变换器从而具备强容错能力; · 起动功能易于集成。	· 转矩脉动大; · 转子的铁芯损耗和风阻损耗较大; · 性能对气隙长度敏感; · 系统运行依赖于转子位置信号; · 脉冲相电流决定系统必需高电流容量器件和大容量母线电容。

DSE S/G)和鼠笼型感应起动/发电机受到较多关注: DES S/G 由 SR S/G 衍生而来,其转子同样简单坚固,定子励磁绕组易于冷却,发电运行时无需转子位置信号,大功率 DES S/G 的工程样机已有报道^[16-17];鼠笼型感应起动/发电机的应用目前仍停留在原理验证阶段^[18-21]。

2 航空起动/发电机技术现状

2.1 外置式起动/发电机技术现状

对现有技术成熟度较高的中、大功率外置式起动/发电机进行汇总,如表 2 所示,其中质量数值带“^”号者表示电磁部分质量。

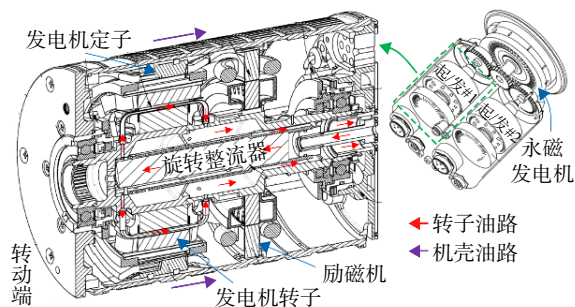
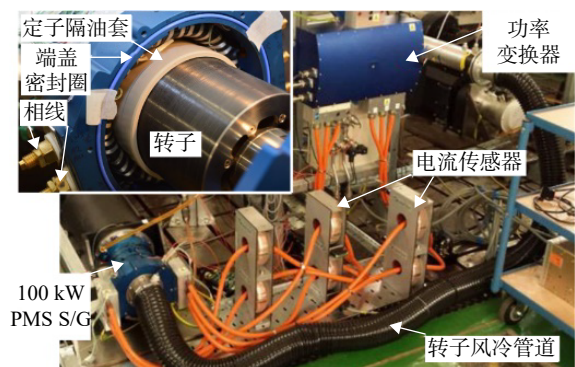
表 2 外置式起动/发电机汇总
Table 2 Summary of external starter/generators

类型	研制方	功率	转速/(r/min)	质量/kg	冷却方式	参考文献
WFS S/G	汉胜	250 kVA	16 000	92	机壳循油、空心轴喷油	[5]
		225 kVA		55.7		
	霍尼韦尔	150 kVA				
	柯林斯	225 kVA	14 000			[22]
	赛峰	200 kVA	16 000	90		[23]
	汉胜	160 kW				[7]
	通用电气	160 kW	32 490		机壳、转子循油	[24]
	南京航空航天大学	120 kW	8 000	52	自通风	[25]
PMS S/G		150 kVA	21 000		机壳循油后喷油	[26]
	通用电气	60 kVA	30 000	27.9	机壳、空心轴循油	[27]
		40 kVA	26 250	17.9、9.1^		[28]
	谢菲尔德大学	100 kW	26 584	22.8、12.2^	定子浸油、转子强迫通风	[29-30]
	诺丁汉大学	45 kW	32 000		定子浸油	[31-32]
		250 kW	24 000	56.7^		[33]
PMASynR S/G	北京航空航天大学	45 kW	24 000	13	机壳循油后喷油、端盖喷油	[34-35]
SR S/G	汉胜	250 kW	25 558	59.4、38.9^	机壳、空心绕组、转子循油	[36-39]
	南京航空航天大学	200 kW	20 700		机壳循油、壳体内强迫通风	
	华中科技大学	150 kW	20 000		机壳、转子循油	[40-41]

辅助动力装置(auxiliary power unit, APU)的转子及附件传动机匣结构较为简单,起动功率需求不大,20 世纪 90 年代其成为起动/发电机的首要应用目标^[42-43]。20 世纪初 WFS S/G 逐渐开始应用于飞机主发动机,B787 搭载的 250 kVA 变频起动/发电机和 225 kVA 辅助起动/发电机是 WFS S/G 的典型代表,其后 A350 也配备了 150 kVA 的辅助起动/发电机。F-35 选择了汉胜公司和史密斯航空公司(现属于通用电气公司)的 160 kW WFS S/G 作为主发配套起动/发电机,其中通用电气公司的方案如图 3 所示。该起动/发电机是由两台 80 kW WFS S/G 在传动端机械并联而成的双余度发电机,使用了机壳和转子循油的“干腔体”冷却方案,该方案已在波音公司 F/A-18 上得到成功应用^[44]。传统电励磁同步发电机(wound-field synchronous generator, WFSG)通常选择机壳循油

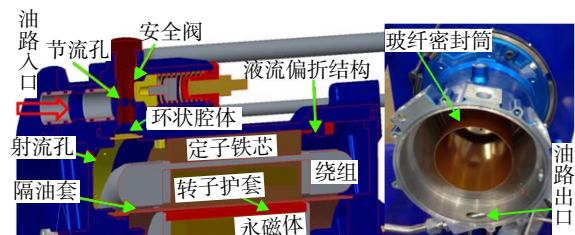
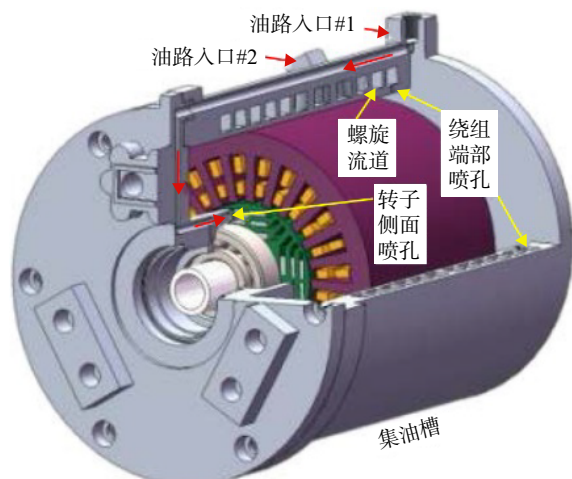
和空心轴喷油的冷却方案,冲击绕组后的滑油可能带入绝缘材料碎屑,因此使用该冷却方案的 WFSG 或 WFS S/G 通常配备独立油路及相关配件。与喷油方案相比,“干腔体”方案无绝缘材料污染问题,发电机可共享附件传动机匣滑油配件,减重效果明显^[45]。

通用电气公司在 20 世纪七八十年代先后研制了 3 种基于变速恒频交流供电体系的 PMS S/G,发电系统容量分别为 150、60 kVA 和 40 kVA,均使用 SmCo 永磁体、多相绕组定子及由复合结构护套包容的切向轮辐形转子,其中 60 kVA 发电机在地面试验中成功起动了 TF34 发动机。谢菲尔德大学设计了一台使用集中式双三相绕组的 100 kW PMS S/G,其内部结构及试验台架如图 4 所示,该发电机采用半闭口定子槽和三维方向分块永磁体来抑制永磁体损耗,定子浸油冷却并使

图 3 通用电气公司研制的 160 kW WFS S/G^[24]Fig. 3 160 kW WFS S/G developed by General Electric^[24]图 4 谢菲尔德大学设计的 PMS S/G^[29]Fig. 4 PMS S/G designed by University of Sheffield^[29]

用聚醚醚酮材质隔油套。诺丁汉大学设计的 45 kW 和 250 kW PMS S/G 同样使用了定子浸油冷却方案, 均使用分布式绕组, 其中 45 kW 发电机的冷却结构如图 5 所示, 油从出轴侧进入环状导油腔并通过腔体内侧的周向孔洞形成指向绕组的径向射流, 然后经过均匀分布于定子外圆的轴向槽和定子槽口流向发电机出线侧并汇集流出。

北京航空航天大学与北京曙光航空电气有限责任公司共同研发了一台直升机用 45 kW PMA-SynR S/G, 其内部结构如图 6 所示。该发电机采用分布式双三相绕组, 转子为三层不等厚 U 型磁障结构并使用了屈服强度达 600 MPa 的叠片材料。该发电机包含两条油路: 一路经机壳内循环后向绕组端部喷出; 另一路从两侧端盖内向转子侧面

图 5 45 kW PMS S/G 的冷却结构^[32]Fig. 5 Cooling structure of 45 kW PMS S/G^[32]图 6 北京航空航天大学设计的 PMA-SynR S/G^[34]Fig. 6 PMA-SynR S/G designed by Beihang University^[34]

喷出。

20 世纪 90 年代, 汉胜公司与通用电气公司针对 F110 发动机合作研制了 250 kW SR S/G, 如图 7 所示, 双通道三相绕组分别接入两路 125 kW 功率变换器。250 kW SR S/G 同时使用了机壳、空心轴与空心绕组三条循油回路, 整体冷却结构如图 8 所示, 绿色箭头标示了轴内滑油流动方向: 机壳油路为多翅片轴向折返流道; 空心轴为双层筒状结构, 滑油通过层间多翅片轴向折返流道由出线端流向出轴端, 两侧轴承采用由空心轴供油的环下润滑方式; 空心绕组油路直接冷却绕组。F-16 AFTI 搭载的 80 kW SR S/G 由该 250 kW SR S/G 改进而来^[46]。

从 2017 年开始南京航空航天大学与四川燃气涡轮研究院(简称涡轮院)合作进行 160 kW 和 200 kW SR S/G 的研制工作, 两者有效部件尺寸相同, 绕组均为预成型扁线集中绕组, 磁性材料分别为硅钢和 1J22(一种铁钴钒合金, ferrum-cobalt-vanadium, FeCoV), 发电机实物如图 9 所示。两台发电机都采用机壳循油与壳体内轴向强迫通风

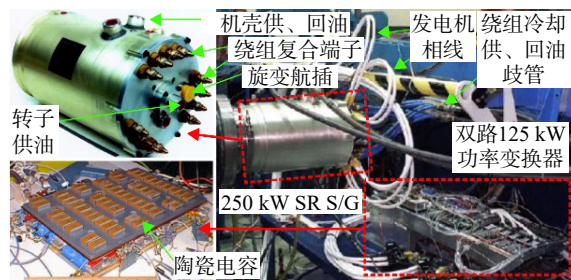


图 7 汉胜公司与通用电气公司研制的 250 kW SR S/G

Fig. 7 250 kW SR S/G developed by Hamilton Sundstrand and General Electric

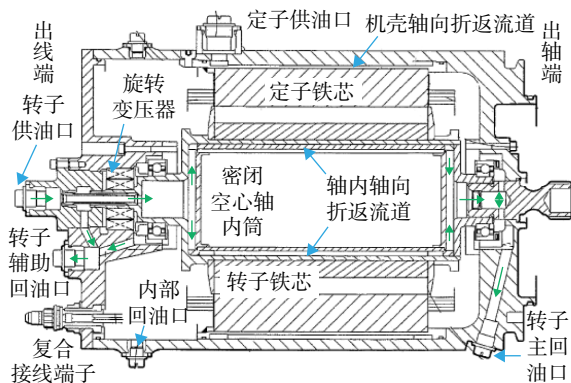
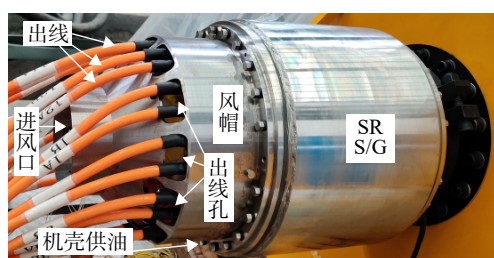
图 8 250 kW SR S/G 的冷却结构^[39]Fig. 8 Cooling structure of 250 kW SR S/G^[39]

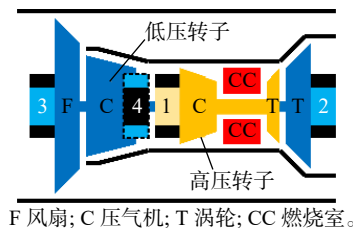
图 9 南京航空航天大学与涡轮院合作研制的 200 kW SR S/G

Fig. 9 200 kW SR S/G developed by Nanjing University of Aeronautics and Astronautics and Sichuan Gas Turbine Establishment

结合的冷却方案: 机壳内布置有螺旋流道; 定子槽、气隙及转子减重孔共同构成轴向风道。两台发电机均完成额定负载下的起动和发电性能试验, 另外 160 kW SR S/G 成功实现了 1.5 倍过载条件下稳定输出, 是目前国内输出功率最大的 270 VDC 起动/发电机。华中科技大学与(简称航空工业电源)合作研制的 150 kW SR S/G 也是大功率 SR S/G 的典型代表, 该发电机采用了机壳及空心轴循油的冷却方案, 绕组使用多股圆线并绕, 有利于降低绕组涡流损耗。

2.2 内置式起动/发电机安装位置选取

以涡扇发动机为例对内置式起动/发电机的安装位置进行分析。双转子涡扇发动机中潜在的发电机集成位置如图 10 所示, 每个位置的黑色部分表示发电机定子。高压转子前端 1 号位是内置式起动/发电机的常规选择, 发电机处于中介机匣内部, 环境恶劣且维护困难, 发电机本身的可靠性是实现集成方案的重要考量。1 号位发电机转子与高压轴延伸段通过花键直接连接, 大轴径要求发电机铁芯采用高极槽数方案, 另外该位置的发电机转子处于悬臂支撑状态, 高压转子与发电机转子整体动力学特性会有一定变化, 发电机气隙长度需要考虑整体动力学特性来设计, 若有必



F 风扇; C 压气机; T 涡轮; CC 燃烧室。

图 10 双转子涡扇发动机的集成发电机结构

Fig. 10 Structure of embedded generator in two-spool turbofan engine

要可以在发电机转子非传动端增设辅助轴承, 可以在减小发电机转子摆幅的同时降低高压转子轴承载荷^[47-48]。与内置式起动/发电机相比, 2~4 号位发电机的维护相对简易, 它们由低压轴直接驱动: 大惯量低压转子使它们无法实现起动功能, 3:1~5:1 的宽转速范围给发电机设计带来一定挑战^[49-50]; 低压转子的相对较低转速不利于提高发电机功率密度, 使用升速传动装置是一种解决方法。低压轴发电机可以利用风车状态下的发动机进行部分功率输出, 具有作为应急动力的潜力。具备较大尺寸涡轮后机匣和尾椎发动机有利于提高 2 号位发电机功率, 这一特征常见于大涵道比发动机; 扇叶前的 3 号位发电机需要进气机匣与支板来安装定子并布置发电机出线, 该结构常见于军用发动机; 4 号位发电机的转子与低压压气机连接, 定子装于中介机匣前部, 该位置发电机通常使用外转子结构, 这一方案需要低压压气机轮盘与中介机匣之间具有较大的空间。除上述三种低压轴发电机内置方案外, F-35 升力风扇也提供了一种低压转子动力提取思路, 通过传动轴从低压转子前端输出动力也是一种可选方案, S 弯进气道提供了发电机安装空间, 该方案可视为 3 号位发电机的变种。图 11 展示了 AFRL 基于普惠 JT15D 发动机搭建的发动机低压转子轴功率提取试验平台, 发电机功率为 270 kW。

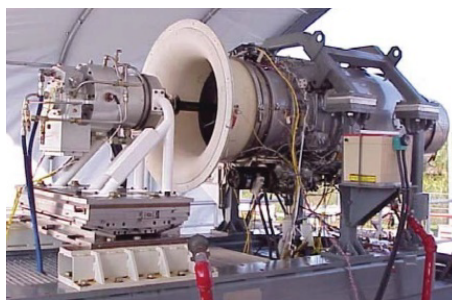


图 11 AFRL 发动机低压转子轴功率提取试验平台

Fig. 11 Low-pressure spool power extraction experimental platform in AFRL

三转子涡扇发动机是风扇与低压压气机最优转速不匹配的一种解决方案,该结构中增压级与风扇分离并由中压轴驱动,如图 12 所示。罗尔斯·罗伊斯(以下简称罗罗)公司已有研究证明了中压转子集成内置式起动/发电机的可行性^[51],如图 12 中的 5 号位所示,该方案有利于简化内置式起动发电机的维护工作。

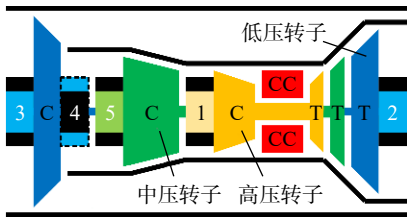


图 12 三转子涡扇发动机的集成发电机结构

Fig. 12 Structure of embedded generator in three-spool turbofan engine

高温环境是实现内置式起动/发电机或发电机所面临的核心问题。图 13 展示了罗罗公司 RB211 发动机核心机内部的温度分布^[52],高压轴起动/发电机(图 10 中 1 号位)周围环境温度温度为 350~400 ℃,相比之下中压轴起动/发电机(图 12 中 5 号位)所处环境则有较大改善。2 号位的低压轴发电机位于尾椎中,包围于高温空气中并被高温尾椎以热辐射形式加热,譬如罗罗公司 AE3007 发动机尾椎自身温度及其中环境温度分别达到了 650 ℃ 和 370 ℃^[53],2 号位低压轴发电机同样需要具备耐高温能力。3、4 号位发电机处于发动机最前端,远离高温环境。

民机通常使用 APU 来进行辅助供能,军机则装备高度集成的 IPU 来提供辅助和应急动力。考虑到多电 SPS 的应用与发展,未来 APU、IPU 将仅以机械能为唯一动力提取形式,可简化为单轴

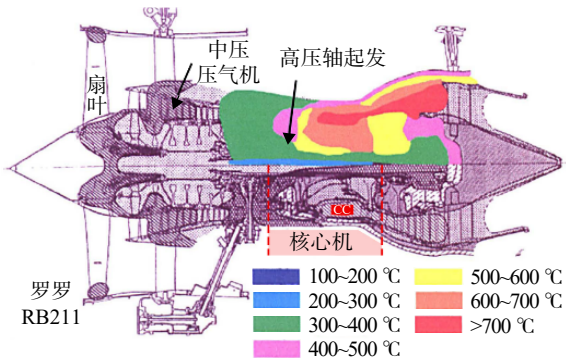


图 13 罗罗公司 RB211 发动机核心机内部温度分布^[52]

Fig. 13 Temperature distribution in core engine of Rolls-Royce RB211 engine^[52]

动力装置,图 14 给出了它们与内置式起动/发电机可能的集成方案:1 号位发电机位于压气机与涡轮之间,循环内气流带走发电机热量,各部件需耐受环温较高(>300 ℃)^[54];2 号位发电机安装于燃机进气口侧,远离热端部件,所处环境要温和得多,不过转子整体轴向长度更长。APU、IPU 的额定转速较高,通常在 42 000~62 000 r/min 左右^[55],同轴集成 WFS S/G 难以实现,而同轴集成 PMS S/G 和 SR S/G 则可以在大幅缩减动力装置部件数量的同时提高起动/发电机的功率密度。

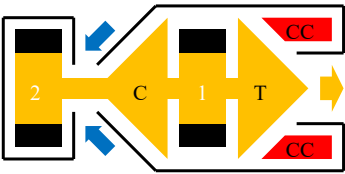


图 14 APU、IPU 的集成发电机结构

Fig. 14 Structure of embedded generator in APU and IPU

2.3 内置式起动/发电机技术现状

对现有的内置式起动/发电机和发电机进行汇总,如表 3 所示。其中:功率数值右上角带“*”

表 3 内置式起动/发电机、发电机汇总

Table 3 Summary of embedded starter/generators and generators

类型	研制方	功率	转速/(r/min)	质量/kg	冷却方式	参考文献
WFSG	普惠	30 kVA	11 100	24.4	空心轴喷油	[56]
	赛峰	75 kVA	8 200		机壳、转子循油	[53, 57-58]
PMS S/G	通用电气	120 kVA*	17 600	34 [°]	机壳循油、转子油雾冷却	[47]
	普惠		31 000			[59]
	赛峰	150 kW ⁺	15 000	88 [°]	定子浸油、空心轴循油	[23]
	罗罗		51 000		强迫通风	[60]
	霍尼韦尔	80 kW	59 000		滑油冷却	[7, 61]
	赛峰	50 kW	56 000	19	强迫通风	[23]
	诺丁汉大学	20 kW	14 200	2.8 [°]	定子浸燃油	[62]

续表						
类型	研制方	功率	转速/(r/min)	质量/kg	冷却方式	参考文献
PMSG	罗罗	250 kW	3 100	183 [^]	强迫通风	[49, 63-65]
	乌法国立航空大学	120 kW	60 000	28	强迫通风	[66]
	通用电气	32 kW	48 000		机壳、空心轴循油、定子槽内管路循油	[67-68]
	汉胜	30 kW	46 850	7.7 [^]	机壳、空心轴循油	[69]
	通用电气	375 kW [*]	15 460	33.6 [^]	机壳、空心绕组、空心轴循油	[48, 70]
SR S/G	霍尼韦尔	125 kW [*]	60 000		强迫通风	[54, 71]
	汉胜	125 kW	60 000		自通风	[72-73]
	霍尼韦尔	15 kW	60 950		强迫通风	[6]
	谢菲尔德大学	100 kW ⁺	13 500		强迫通风	[52, 74]
		15 kW ⁺	30 000	11.3 [^]		[75]
	柏林工业大学	30 kW	50 000		定子循水(样机)	[76]
	南京航空航天大学	6 kW	40 000		强迫通风	
		125 kW	46 000		机壳循油、空心轴喷油	
	西北工业大学	3 kW ⁺				[77]
	赛峰	150 kW	10 000	105	机壳、空心轴循油	[78]
DSE S/G	南京航空航天大学	100 kW	63 000	42	机壳循油、空心轴喷油	[16, 79]
		27 kW	24 000		自通风	[80]
		150 kW	13 000	105.6、47.8 [^]	机壳循油、转子强迫通风	[17]
		12 kW ⁺	15 000			[81]

号表示该发电机仅公布了设计方案,带“+”号表示该发电机为高温发电机(目标环温 300~350 ℃);质量数值带“^”号者为电磁部分质量。

20 世纪 70 年代普惠公司率先尝试将一台 30 kVA WFSG 集成至 J52 发动机低压转子前端,定子安装于进气支板上。IPS 公司(现属赛峰公司)研制了一台安装于 AE3007 发动机尾椎内的 75 kVA 内置式 WFSG,其外形与内部结构如图 15 所示。发电机周围环温达到 370 ℃,同时被 650 ℃的尾椎通过辐射形式加热,为此发电机外壳整体包覆了由薄不锈钢和隔热材料构成的热屏蔽层。发电机使用机壳、转子循油方式进行冷却,励磁绕组与转子齿间有内嵌轴向流道的冷板并通过空心

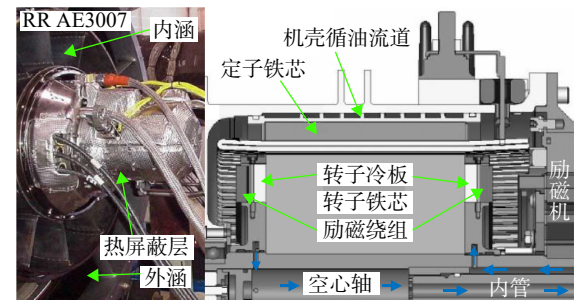


图 15 AE3007 发动机配套的内置式 WFSG^[53]
Fig. 15 Embedded WFSG in AE3007 engine^[53]

轴供、回油^[58],转子油路如图 15 中蓝色箭头所示。

通用电气公司在 20 世纪 70 年代末针对 TF34 发动机需求详细设计了 120 kVA 内置式 PMS S/G 方案,如图 16 所示。发电机转子为由复合结构合金护套包容的切向轮辐形结构,其上热量通过高压轴传导排出或被集油腔内油雾(最高温度 150 ℃)带走。在能量优化飞机(power optimized aircraft, POA)项目中泰雷兹公司(现属赛峰公司)研制了一台与 Trent500 发动机高压转子集成的

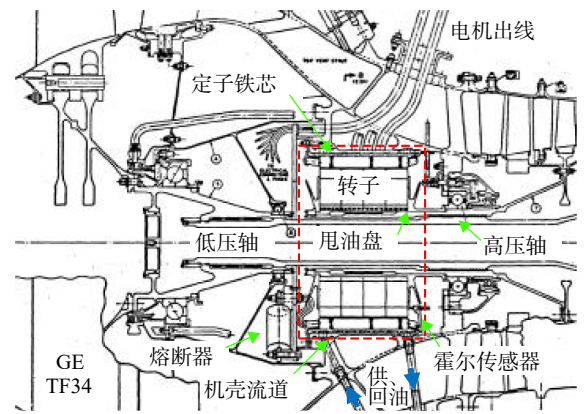


图 16 通用电气公司针对 TF34 发动机设计的内置式 PMS S/G 方案^[47]
Fig. 16 Embedded PMS S/G scheme in TF34 engine designed by General Electric^[47]

150 kW PMS S/G, 如图 17 所示, 发电机耐受环境温度达到 330 ℃, 定、转子分别通过浸油和循油方式冷却, 绕组具备抗外部短路能力, 在发动机整机试验中成功进行了起动和 90% 高压转子转速下满载发电^[82]。霍尼韦尔公司为 F-35 研制了空气循环机和 IPU 同轴集成的单轴动力装置——组合动力包(integrated power package, IPP), 其整体三维图及其中集成的 80 kW PMS S/G 实物如图 18 所示。IPP 转子由混合轴承支承, 最高转速为 59 000 r/min。该起动/发电机使用了具备抗连续短路能力的高感抗绕组^[83]。

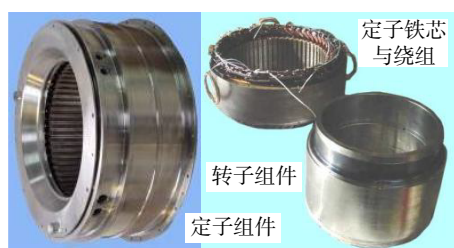


图 17 赛峰研制的内置式 PMS S/G^[23]

Fig. 17 Embedded PMS S/G developed by Safran^[23]

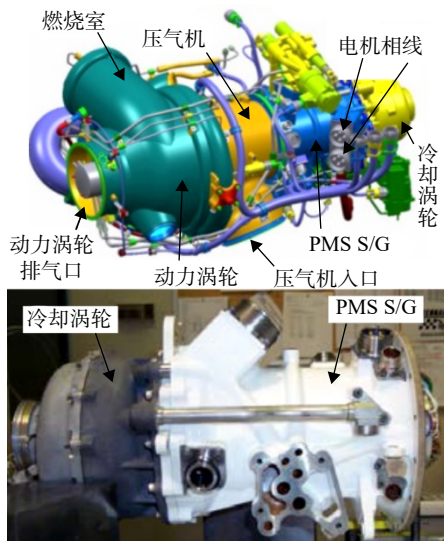


图 18 F-35 IPP 及其内置的 PMS S/G^[7]

Fig. 18 Embedded PMS S/G in IPP of F-35 fighter^[7]

谢菲尔德大学与罗罗公司合作设计了一台尾椎内置 250 kW PMSG, 由外涵道引气冷却, 其定、转子组件如图 19 所示。转子由低压轴直接驱动, 表面永磁体三维分块; 定子绕组为隔齿放置的集中式利兹线绕组, 具备抗连续短路能力, 定子铁芯各处密布轴向通风孔。

20 世纪 90 年代通用电气公司向 LV100 涡轮发动机内集成一台与燃气发生器转子同轴的 32 kW SR S/G 来验证涡轮发动机的多电化技术,

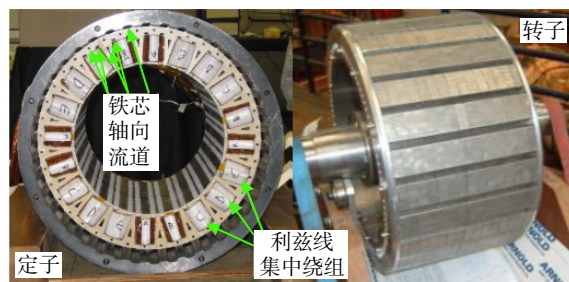


图 19 谢菲尔德大学与罗罗公司研制的内置式 PMSG^[64]

Fig. 19 Embedded PMSG developed by University of Sheffield and Rolls-Royce^[64]

该发电机采用机壳、槽内管和空心轴循油方案进行冷却, 后续汉胜公司承担了改进工作, 缩减功率为 30 kW 并改用 0.15 mm 的薄 FeCoV 叠片和利兹线绕组。MEA 项目中通用电气公司基于 F110 发动机设计了 375 kW 内置式 SR S/G 方案, 如图 20 所示。参考 120 kVA 内置式 PMS S/G 的设计经验, 375 kW SR S/G 转轴前端增加了辅助轴承以减轻高压转子前支点轴承载荷。375 kW SR S/G 使用了与 250 kW SR S/G 一致的冷却方案, 图 20 中蓝色、紫色箭头分别表示定、转子滑油流向, 转子冷却滑油自高压转子前支点轴承的润滑喷嘴(图中未展示)喷出并流过空心轴内壁, 吸收转子热量后为辅助轴承提供润滑。

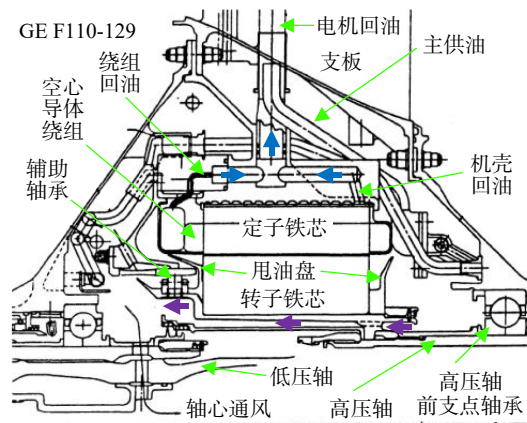
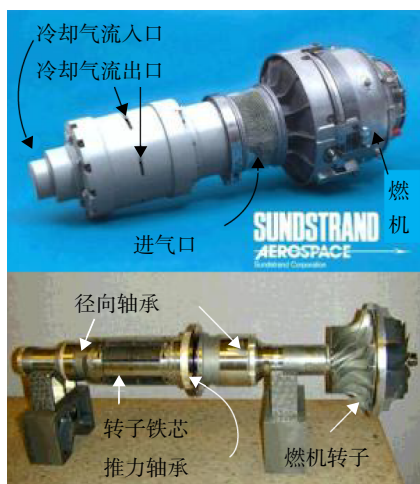
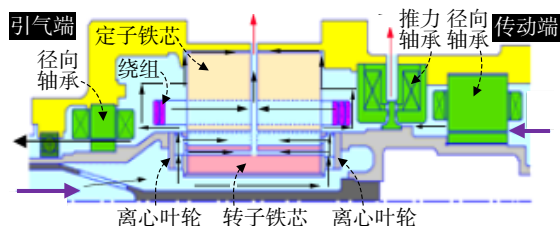


图 20 通用电气公司针对 F110 发动机设计的内置式 SR S/G 方案^[48]

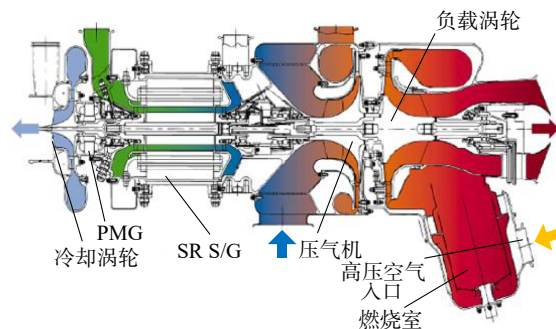
Fig. 20 Embedded SR S/G scheme in F110 engine designed by General Electric^[48]

除主发起动/发电机外 MEA 项目还围绕集成 125 kW SR S/G 的无滑油 IPU 进行了大量工作, 这是一个由磁浮轴承支承的单轴动力装置。联信公司(现属霍尼韦尔公司)提出将 SR S/G 串联于压气机和涡轮之间并由循环内气流冷却。后来汉胜公司继续 IPU 研制并改进了方案, 改进后 IPU 样

机外形和转子整体照片如图 21 所示。IPU 中起动/发电机和磁浮轴承均位于燃机冷端, 燃机转子为悬臂结构。图 22 展示了起动/发电机与磁浮轴承的冷却方案, 图中蓝色、红色和黑色实线箭头分别表示冷却气流来向、去向和流通过程: 冷却气流主要来自引气端(如图 21 所示冷却气流入口)并通过空心轴到达传动端, 转子两侧的离心叶轮驱动气流由铁芯两侧汇集到轴向中心位置并径向向外排出(如图 22 所示冷却气流出口)。霍尼韦尔公司为 F-16 AFTI 研制了内置 15 kW SR S/G 的 IPP, 结构如图 23 所示, F-35 的 IPP 由此改进而来。该 IPP 转子转速高达 60 950 r/min, 起动/发电机通过内部轴向强迫通风实现冷却。

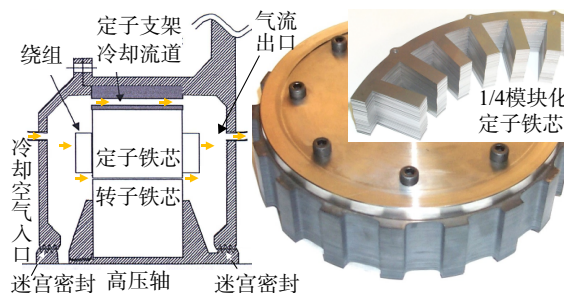
图 21 汉胜公司研制的 IPU^[72]Fig. 21 IPU developed by Hamilton Sundstrand^[72]图 22 IPU 中 SR S/G 冷却气流示意图^[73]Fig. 22 Cooling airflow in SR S/G of IPU^[73]

POA 项目中古德里奇公司(现属赛峰公司)研制了一台尾椎内置 150 kW SRG, 由低压轴经升速传动装置驱动, 有效部件如图 24 所示, 发电机通过机壳和空心轴循油进行冷却。谢菲尔德大学分别针对不同推力等级的涡扇发动机设计了 100 kW 和 15 kW 两台内置式 SR S/G, 目标环温均为 350 ℃。100 kW SR S/G 初始方案采用了分块导磁转子齿加镍基合金转子轂的复合转子结构来

图 23 霍尼韦尔公司 F-16 AFTI IPP^[6]Fig. 23 IPP in F-16 AFTI developed by Honeywell^[6]图 24 古德里奇公司研制的 FSDG 样机^[78]Fig. 24 FSDG prototype developed by Goodrich^[78]

保证转子结构完整性^[52, 84], 不过该结构过于复杂, 样机实物仍采用了 FeCoV 合金制成的简单叠片定、转子, 如图 25 所示。100 kW 起动/发电机使用来自中压压气机并轴向流经发电机内腔的高温气流(最高 300 ℃)实现冷却。15 kW SR S/G 样机如图 26 所示, 铁芯同样使用 FeCoV 合金, 绕组由云母纤维包覆镀镍铜线结合耐高温无机填充料卷绕而成, 槽楔与槽内绝缘均为陶瓷材料, 结构件均使用钛合金。15 kW 起动/发电机采用定子外圆通风冷却方案, 其特殊形状定子叠片依次绕轴旋转叠压从而在定子外圆形成如图 26 所示的周向螺旋直触流道, 如此可以避免含杂质的冷却气流磨损绕组。

南京航空航天大学分别与涡轮院和航空工业电源合作研制了不同功率的高速内置式 SR S/G: 与涡轮院合作研制、用于多电涡喷样机的 6 kW SR S/G 最高转速为 40 000 r/min, 起动/发电机位

图 25 谢菲尔德大学设计的内置式 SR S/G^[52, 74]Fig. 25 Embedded SR S/G designed by University of Sheffield^[52, 74]

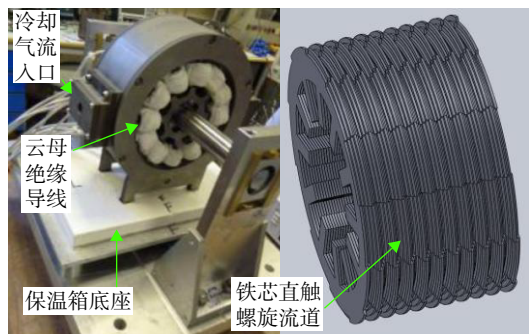
图 26 谢菲尔德大学设计的内置式 SR S/G 样机^[75]

Fig. 26 Embedded SR S/G prototype designed by University of Sheffield^[75]

于压气机前并通过进气气流或外部冲压空气进行冷却, 发动机样机局部照片如图 27 所示, 起动/发电机发电性能试验与发动机起动试验均圆满完成。与航空工业电源合作研制的 125 kW SR S/G 如图 28 所示, 最高转速达 46 000 r/min, 可以与小型燃机同轴集成。该起动/发电机铁芯材料均为 1J22, 使用机壳循油与空心轴喷油冷却方案。西北工业大学设计了国内第一台高温 (350 °C) SR S/G, 额定功率为 3 kW, 目前完成了目标环温下的发电机静态特性测量和起动功能模拟。

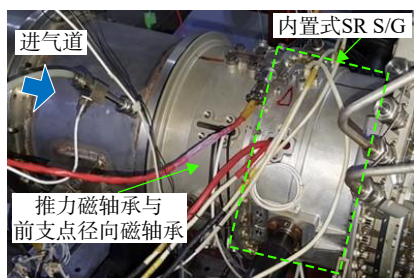


图 27 四川燃气涡轮研究院与南京航空航天大学合作研制的多电涡喷样机

Fig. 27 More-electric turbojet engine developed by Nanjing University of Aeronautics and Astronautics and Sichuan Gas Turbine Establishment

南京航空航天大学设计了多型内置式 DSE S/G, 其中典型代表为 100 kW 和 150 kW 内置式起动/发电机: 100 kW DSE S/G 实物如图 29 所示, 发电机内部两套铁芯同轴并列布置而转子铁芯周向错位, 如此可以实现双余度供电并有利于降低汇流条脉动, 冷却方案为机壳循油结合空心轴喷油; 150 kW 起动/发电机使用了机壳循油结合强迫通风的方案, 机壳与外罩之间周向分布的轴向风道有利于减弱外壳体之外的高温环境对发电机的影响。另外, 南京航空航天大学还设计了一台



图 28 南京航空航天大学与航空工业电源合作研制的内置式 SR S/G

Fig. 28 Embedded SR S/G developed by Nanjing University of Aeronautics and Astronautics and Shanxi Aero Electric Company, Limited

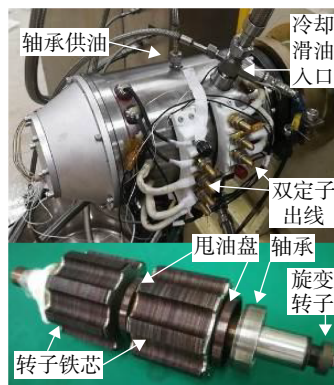
图 29 南京航空航天大学设计的内置式 DSE S/G^[79]

Fig. 29 Embedded DSE S/G designed by Nanjing University of Aeronautics and Astronautics^[79]

环温达 300 °C 的 12 kW DSE S/G, 完成了目标环温和 10 000 r/min 条件下的满载试验。

发电机的电动功能已不再局限于起动发动机, 诺丁汉大学设计了一台集成于涡桨发动机内的 20 kW PMS S/G, 起动/发电机转子与桨叶同轴, 如图 30 所示。起动/发电机在飞机地面滑行时以电

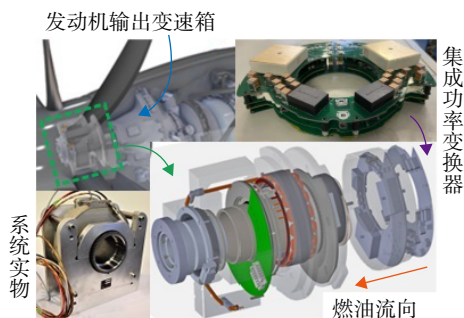
图 30 诺丁汉大学设计的内置式 PMS S/G^[62]

Fig. 30 Embedded PMS S/G designed by Nottingham University^[62]

动模式直接驱动桨叶,有利于节省燃油,并可辅助发动机起动。功率变换器集成于发电机出线侧端盖,使用碳化硅(silicon carbide, SiC)器件和全陶瓷电容,由燃油冷却;燃油流经变换器冷板后进入发电机定子腔体实现浸没冷却。

3 航空起动/发电机关键技术

3.1 高效散热技术

航空发电机的冷却手段主要分为自然冷却、风冷和油冷,其中自然冷却主要通过在发电机外壳布置垂直于重力方向的散热鳍片实现:一方面高空空气稀薄导致自然对流换热效果差;另一方面定子组件至机壳表面传热路径长、热阻较大。因此该方案仅适用于小功率发电机或辅助中、大功率发电机散热。风冷则基于外、内源气流相关的强迫对流换热实现,两者分别对应强迫通风和自通风,后者自带同轴风扇。与油冷相比风冷传热系数上限低,一般来说只适合于中等功率发电机或作为大功率发电机中低发热部件的补充冷却方案,比如谢菲尔德大学 100 kW PMS S/G 和南京航空航天大学 200 kW SR S/G 都使用轴向强迫通风分别对转子和所有电磁部件进行辅助冷却,不过风冷方案所具备的结构简单、易于实现和维护等突出优势使其仍在一些大功率电动机或发电机中得到应用:诺丁汉大学研发的大转矩电滑行驱动电动机的内定子结构如图 31 所示,同轴轴流风扇驱动气流流过定子内圆散热器上鳍片^[85]。伊利诺伊大学研发的 1 MW 航空推进电动机与该电动机采用了相同的内定子结构和自通风方案^[86]。霍尼韦尔和汉胜在 IPU 研发中均使用风冷方案,这是以无滑油动力装置为出发点的选择,两者分别用循环内高温气流和常温气流进行冷却。谢菲尔德大学的 100 kW 和 15 kW 两型内置式 SR S/G 均选择了发动机压气机气流进行冷却,250 kW 内置式 PMSG 则选用外涵气流来冷却。

机载动力装置有完备的滑油系统,油冷的高

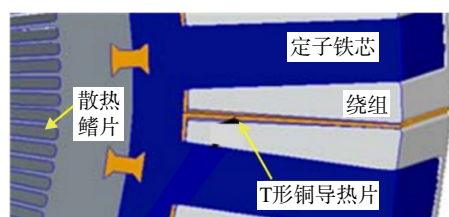


图 31 诺丁汉大学设计的电滑行驱动电动机^[85]

Fig. 31 Electric taxiing drive designed by Nottingham University^[85]

性能上限使其成为大功率起动/发电机的首选。按滑油流动方式可以分为循油、浸油和喷油方式,按流通路径相关部件则可以做进一步细分:循油分为机壳循油、空心轴循油、转子循油和空心绕组循油;浸油则包括整体浸油和定子浸油;喷油包含机壳喷油和空心轴喷油。机壳循油通过机壳内流道实现,如图 32 所示,这是最常用的油冷方式。不过定子组件散热路径包含定子—机壳间接接触热阻是阻碍该方式效果提升的最大因素,同时内部流道增大了机壳体积质量。此外,绕组和转子向定子铁芯散热相对困难,绕组和定子铁芯之间需经过绝缘纸、浸渍漆及可能的气泡构成的高热阻混合物进行传热,转子铁芯散热则依赖于气隙对流换热,因此机壳循油通常和其他冷却方案结合使用。空心轴循油包含单向循油和折返式循油两种:单向循油顾名思义,滑油由出线端一侧进入轴内,然后从出轴端由轴壁孔喷出或经端盖流道流出,通用电气公司 375 kW SR S/G、汉胜 250 kW SR S/G 及华中科技大学 150 kW SR S/G 均采用此方案;折返式则在空心轴内同轴放置一根静止内管,油从出线端一侧流入内管后从出轴端进入内管和空心轴之间的空腔并反向流动,通用电气公司 60 kVA PMS S/G 的转子通过该方式冷却。转子循油目前主要应用于 WFSG 和 WFS S/G 以耗散转子励磁绕组热量,需要在转子槽内增加复杂的油路部件并利用空心轴供、回油,通常与折返式空心轴循油结构配合使用,通用电气公司 160 kW WFS S/G 和赛峰公司 75 kVA 内置式 WFSG 是转子循油的典型案例,霍尼韦尔公司的 1 MW WFSG 中也应用了该方案^[87]。空心绕组循油是最直接的绕组冷却方式,最早在汉胜的 250 kW SR S/G 上应用,其定子组件截面如图 33 所示。曲折油路决定空心绕组需要较大供油压力,另外空心导线所需定子槽空间较大。空心导线的应用有一些困难:一是发电机(特别是磁阻类发电

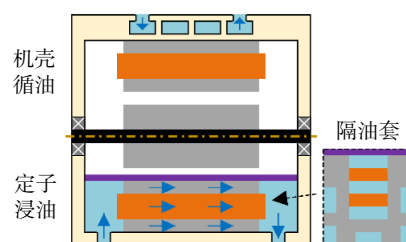


图 32 机壳循油和定子浸油冷却方案示意图

Fig. 32 Schematic diagram of oil-jacket and oil-immersed cooling

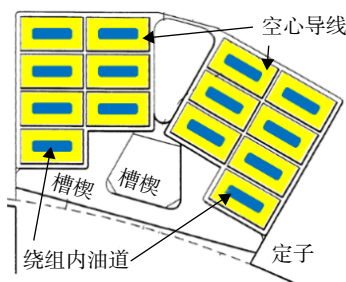
图 33 汉胜 250 kW SR S/G 中的空心导体绕组^[39]

Fig. 33 Winding with hollow conductor in 250 kW SR S/G developed by Hamilton Sundstrand^[39]

机)槽口处导线处于高频率、大幅度变化磁场内,涡流损耗大;二是导线内壁热点会引起杂质和滑油反应产生积碳进而阻塞油路,内壁镀层是解决这个问题有效方法^[37]。诺丁汉大学设计的 1.2 kW 双通道单极感应子发电机使用了空心励磁绕组^[88];通用电气和威斯康星麦迪逊大学合作设计的 2 MW 集成式电驱动系统采用了通以超临界二氧化碳的空心电枢绕组^[89];南京航空航天大学通过增材制造方法制作了 DSE S/G 空心电枢绕组试样并研究了其交流阻抗特性^[90]。

整机浸油使油液直接接触电动机或发电机腔体内所有部件,是非常有效的直接散热方式,同时可以有效强化绕组匝间、股间绝缘,但该方案较多用于小功率油泵驱动电动机^[91-94],油磨损耗的存在决定了转子表面线速度和外形设计受到很大限制。定子浸油方案使用气隙中的隔油套使油液仅流经定子部件,无油磨损耗,更适用于大功率起动/发电机,其结构如图 32 所示,右侧径向截面图中蓝色部分表示可以位于槽内、轭部或齿中的轴向油道。隔油套的设计需要在发电机性能、散热所需油压及压力下自身结构完整性之间进行妥协,选用的材料通常包括石墨纤维^[95]、玻璃纤维^[32, 96-97]或碳纤维^[98]基复合材料和聚醚醚酮材料^[29, 99-100],陶瓷基复合材料也是可选项之一^[23]。从目前应用来看 PMSG 和 PMS S/G 是定子浸油方案的主要应用对象,它们具备长物理气隙和低转子损耗等天然优势;而 SR S/G 通常选用小于 0.6 mm 的短气隙,其中难以容纳隔油套。

图 34 展示了空心轴喷油和机壳喷油这两种主要的喷油方式。空心轴喷油是 WSFG 和 WFS S/G 最常采用的喷油方式,滑油通过空心轴壁上位于转子铁芯轴向两侧位置的周向开孔喷出从而冷却转子励磁绕组和定子绕组,旋转喷出的滑油周向均匀分布于目标冷却部件。除此以外,南京

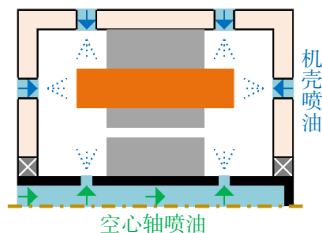


图 34 机壳喷油和空心轴喷油示意图

Fig. 34 Schematic diagram of stator spray cooling and rotor spray cooling with hollow shaft

航空航天大学设计的 125 kW SR S/G 和 100 kW DSE S/G 也利用该结构对绕组端部进行冷却,其中 100 kW DSE S/G 还配设计了空心轴喷油冷却模拟试验平台以获取绕组端部油雾表面传热系数^[79]。机壳喷油则是一种用于冷却绕组端部的静止喷油方案,另外还有滑油在铁芯内循环后经铁芯轴向两侧面向绕组端部喷淋的复合结构。发电机内腔喷油均可通过在油孔增加喷嘴来细化油液从而提高油雾散热能力,但这对滑油品质提出了更高要求;此外还必须使用特殊手段来避免发电机内腔积累过多滑油,霍尼韦尔公司 1 MW WF-SG 使用了隔油套和高压通气结合的方案防止滑油进入气隙^[87]。

利用介质相变吸热的蒸发冷却方式已经在地面上数十至数百兆瓦级同步发电机中得到应用^[101],其表面传热系数上限高于液体强迫表面传热系数,有较大的性能提升空间。同时考虑到大功率蒸发循环系统已经应用于 F-22^[102]和国内某型战机^[103]的热管理系统中,通过蒸发冷却进行航空起动/发电机热管理具备一定的可行性。威斯康星麦迪逊大学提出在地面车载电动机中使用浸没式蒸发冷却^[104],并进行了定子组件的冷却效果试验验证。浸没式蒸发冷却是重力驱动的自循环蒸发冷却,可能并不适用于需要进行复杂机动的战机,基于强迫循环的蒸发循环系统应当更加合适,与浸没式方案相比允许热沉温度更高,不过发电机腔体内热源分布复杂,同时发电机内部的密封设计也具有一定挑战。

在特定的表面换热条件下通过增大换热面积的方法来降低热通量从而缩小温差是一种有效且常见的手段,风冷方案中的散热鳍片就是最典型的例子。经过设计的特定复杂形状鳍片或流道换热能力强但加工难度高,增材制造技术的进步为这些结构的实现提供了可能。图 35 展示了麻省理工学院为 1 MW 外转子航空推进电动机设计的

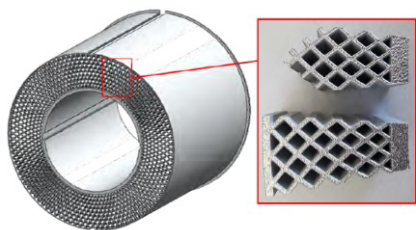
图 35 麻省理工学院设计的电动机定子散热器^[105]

Fig. 35 Electric motor stator cooling designed by Massachusetts Institute of Technology^[105]

定子风冷散热器,由铝合金通过增材制造方法加工而成^[105]。北京航空航天大学设计的 15 kW 电液作动器驱动电动机外壳也有利用增材制造实现的立体网状结构,可以辅助散热^[94]。

降低传热路径中的热阻可以有效降低部件温升,增加传热路径可等效于降低总热阻。在传统机壳循油冷却结构中,适当选择定子铁芯与机壳配合的过盈量并降低两者接触面粗糙度可以大幅降低两者之间的接触热阻,从而控制定子部件温升。布里斯托大学在设计一台直升机尾桨驱动电动机的过程中对比试样发现电火花切割工艺相比冲压工艺更有利于降低铁芯、机壳间接触热阻,磨削定子外圆也是降低这一热阻的有效手段^[106]。绕组是发电机内的主要热源之一,除直接接触冷却方式外其中热量一般通过铁芯排出,绕组端部和径向切面中心成为其局部热点所在。SRD 公司提出一种修改开关磁阻电动机定子铁芯形状使其填充槽内空缺的结构^[107],如此绕组三面与铁芯贴合,绕组至铁芯热阻得以降低。在槽内插入特殊结构件可以辅助绕组散热:诺丁汉大学在永磁电动机槽内应用了图 31 所示的 T 形铜导热片^[85],另外还对不同材质、不同形状槽内导热片的效果进行了探索^[108-109];纽卡斯尔大学在永磁同步电动机中应用图 36 所示的铝合金导热块^[110],由增材

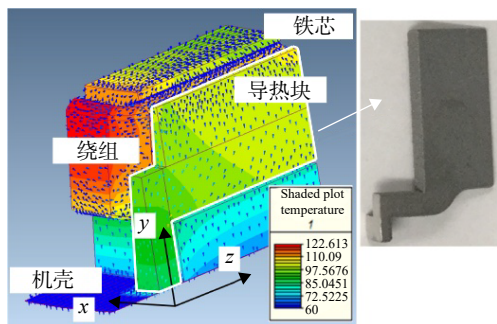
图 36 纽卡斯尔大学设计的槽内导热块^[110]

Fig. 36 In-slot heat guide designed by Newcastle University^[110]

制造方法加工而成,可以同时将绕组热量导向定子轭部和机壳;马凯特大学设计了一台 250 kW 永磁推进电动机,其由增材制造方法制成的铝质集中绕组如图 37 所示,绕组槽内部分的轴向空腔中集成了热管以将热量导出至绕组轴向两侧的换热器中^[111-112]。除结构件外,使用高导热材料进行绕组端部灌封也可以大幅降低绕组端部至机壳热阻,该方案已用于航天器用小功率电动机中^[113]。提高槽内部件整体等效导热系数一直是解决绕组散热的重要思路,主要有以下两种方法:一是增强绕组槽内浸渍材料的导热能力,ABB 在铁路牵引电动机中尝试使用导热系数为 $1.1 \text{ W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C})$ 的树脂材料代替普通浸渍漆 ($0.2 \text{ W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C})$) 并同时进行绕组端部灌封,取得了良好效果^[114];二是使用预压制绕组,纽卡斯尔大学在一台太阳能飞机永磁推进电动机中使用了预压制铝线绕组^[115],如图 38 所示,有效减重并大幅提高了槽满率和绕组等效导热系数。

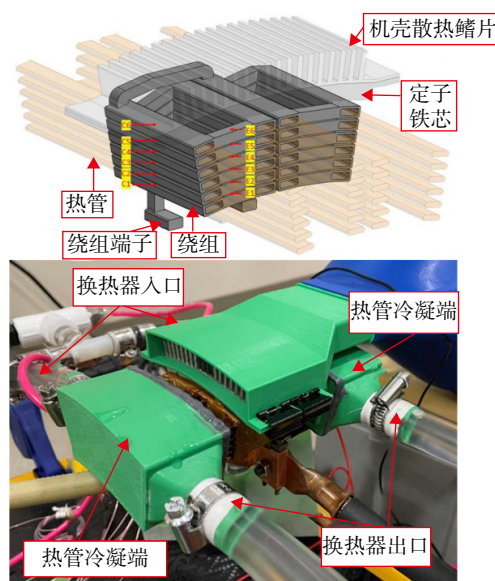
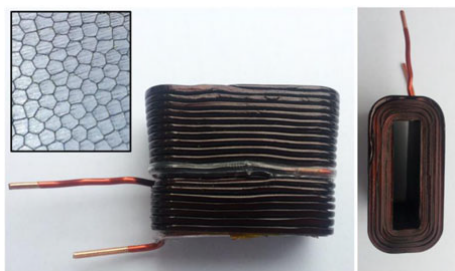
图 37 马凯特大学设计的增材制造绕组结构及其冷却方案^[112]

Fig. 37 Structure and cooling schematic of winding manufactured by additive manufacturing in Marquette University^[112]

3.2 轻质、高效发电机技术

高饱和磁密软磁材料是提高发电机功率密度的直接手段,FeCoV 合金正因此成为航空启动/发电机的常用材料,常用型号有 1J22(中国)、Hyperco 系列(美国)和 Vacoflux、Vacodur 系列(德国),视不同热处理温度其饱和磁密为 $2.2 \sim 2.4 \text{ T}$,

图 38 预压制铝绕组外形及截面^[115]Fig. 38 Shape and section view of pre-compressed aluminum winding^[115]

同时其强度和损耗会有较大差异。提高转速和选择高阶槽数结构会提高铁芯磁密变化频率从而减少磁性材料用量,前者对转子结构完整性设计提出了更高要求;对于表贴式 PMS S/G,常用不锈钢、钛合金或镍基合金等金属护套或玻璃纤维、碳纤维复合护套,金属护套耐温较高、导热性能好但整体偏厚,复合材料护套较薄但导热差且无法适应 200 °C 以上温度,护套厚薄直接影响 PMS S/G 功率密度。对于 SR S/G 或其他类型 PMS S/G,必需高强度软磁材料来制作转子,FeCoV 合金可以通过相对低温(720 °C)热处理及掺杂特定元素的方法来取得 600~800 MPa 的高屈服强度,代价则是高损耗密度。此外以 10JNEX900 为代表的高硅钢(硅质量分数达到 6.5%)和一些特定的非晶合金具备 570~700 MPa 的屈服强度,后者若能解决室温高脆性造成的难加工问题则具备较高应用潜力。卡尔斯鲁厄理工学院使用 2605SA1 非晶材料叠片制作了一台 125 000 r/min、转子内置永磁体的永磁同步电动机,通过电火花线切割方法加工转子铁芯^[116]。高速 WFS S/G 除了需要考虑软磁材料强度问题,励磁绕组包容和转子动平衡的设计也有较大难度。减少用铜量有两种方法:一是提高绕组电流密度,这必需高效冷却方案才能实现,比如定子浸油和空心绕组循油等绕组直接冷却方案或强化槽内导热;二是提高绕组端电压,这也符合机上电网减重的需求,目前航空发电机输出交、直汇流条电压已经分别从 115 V(交流)、270 V(直流)提升至 230 V(交流)、±270 V(直流)(540 V(直流))。通用电气公司的 1 MW 永磁推进电动机反电势已达到 1.6 kV(交流),配套逆变器直流侧电压达到 2.4 kV^[117]。除电磁部件外,轻量化结构部件也很重要:部分冷却方案可以帮助壳体减重,比如定子浸油使壳体不再需要循油流道,壳体厚度大大缩减,另外空心绕组也有取

代机壳循油的潜力;高比强材料的应用是重要趋势,镁合金是典型代表,由其制成的铸造壳体已经在 F-16、F-22 的附件传动机匣中使用^[118],F-35 主起动/发电机和 IPP 中低温部分的壳体也使用了镁合金^[119]。

高效起动/发电机是响应高燃油利用率和低热管理需求这两点要求的重要发展趋势,但是高电磁负荷和高磁场变化频率非常不利于发电机效率提升。FeCoV 合金电阻率较低(约 0.4 $\mu\Omega\cdot\text{m}$),涡流损耗大,若结合低温热处理则会进一步提高其损耗密度,必须选择 0.1 mm 或 0.15 mm 的片厚来控制铁芯损耗。0.1 mm 厚的 10JNEX900 具有较高电阻率(0.82 $\mu\Omega\cdot\text{m}$),同时兼具较高饱和磁密(1.8 T)和低损耗密度;超薄非晶合金(0.023 mm) 2605SA1 电阻率非常高(1.3 $\mu\Omega\cdot\text{m}$),损耗密度低是它的最主要优势,不过饱和磁密偏低(1.56 T)^[116]。相比于圆线,扁线和空心导线能有效提高功率密度和散热能力,但两者处于槽口处时实心壁面内会产生大量涡流损耗,拔高定子齿使绕组避开槽口或更换利兹线有助于控制铜损。图 39 展示了一种具有方形外廓的利兹线,这是一种传统利兹线槽满率过低问题的改进方案。表贴式 PMS S/G 的转子有护套和永磁体两大损耗来源:金属护套自身涡流损耗较高,可以通过外表面开周向槽的方法来控制,复合材料护套自身损耗极低,不过护套中涡流的存在有利于削弱永磁体中涡流强度,金属护套在抑制永磁体损耗方面更具优势;永磁体的涡流损耗一般通过分块的方法来削弱,谢菲尔德大学和威斯康星麦迪逊大学分别在各自设计的 50 kW PMSG^[99]和 1 MW 集成式电驱动系统^[120]中采用了永磁体三维分块和轴向超薄叠片方案,如图 40 所示,其中超薄永磁体片厚仅为 0.5 mm,除结构分割外在护套和永磁体之间增加铜屏蔽层也是一种解决方法^[121]。

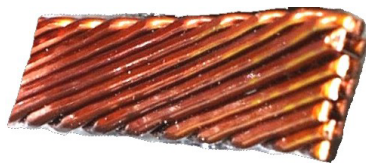
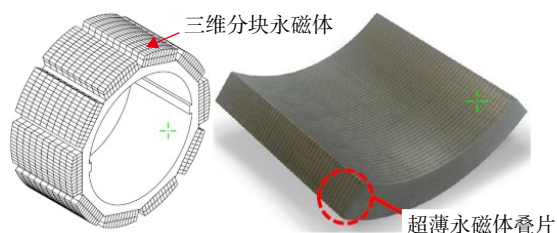


图 39 具有方形外廓的利兹线

Fig. 39 Litz wire with rectangular profile

3.3 强容错发电机技术

强容错技术有利于增强起动/发电机可靠性,是研制内置式起动/发电机的重要基础。绕组绝

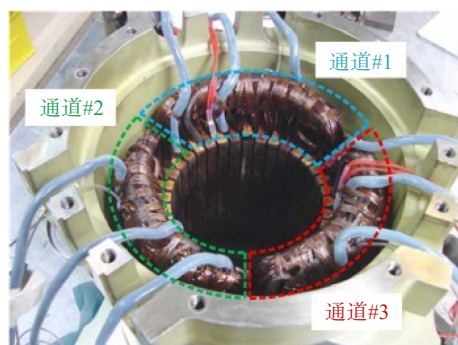
图 40 不同的永磁体堆叠结构^[99, 120]Fig. 40 Different magnet segmentation structure^[99, 120]

缘是启动/发电机内的短板,绝缘劣化、破损会导致绕组匝间或整体短路,启动/发电机应当有能力阻止故障扩大。切除励磁是发电机故障时的基本应对方法,对于有专用励磁绕组的 WFS S/G 和 DSE S/G 及电枢绕组分时励磁的 SR S/G,可以及时停止励磁。PMS S/G 转子磁链不受控,需要一些额外的手段:通用电气公司在最早的 PMS S/G 上分别使用了传动轴离合装置^[26-27]或绕组中性点串联熔丝方案^[47];后来罗罗公司和霍尼韦尔公司分别探索了高感抗永磁发电机的设计和控制方法,并分别应用在 250 kW 内置式 PMSG^[63, 65]和 80 kW 内置式 PMS S/G^[83]中,高直轴电感绕组允许连续短路电流存在,不过额定工况下绕组功率因数偏低,需要更大电流定额的开关器件;谢菲尔德大学设计了一种可动极靴来屏蔽转子磁链,如图 41 所示,极靴顶部维持固定而极靴底部在绕组故障时旋转至槽中线位置,转子磁链完全被两个极靴部件短路^[30]。PMASynR S/G 的转矩成分以磁阻转矩为主,仅为辅助作用的永磁体在短路绕组中引起的环流在可接受范围内^[122]。

图 41 谢菲尔德大学设计的可动极靴^[30]Fig. 41 Movable pole shoe designed by University of Sheffield^[30]

合适的绕组布置方法可以在控制故障波及范围的同时保障发电机部分出力。分布绕组是 WFS S/G 和 PMS S/G 常用的绕组类型,但是线包之间难以实现物理隔离,而集中绕组以牺牲气隙磁密谐波含量为代价实现了各线包间物理隔离,线包隔齿安放则在强化隔离的同时提高了绕组自感从而抑制短路电流。多相发电机可以在切除故

障相时维持正常相输出功率,通用电气公司为 F/A-18 设计的 40 kVA WFSG 使用六相绕组^[123],通过周波变换器对外接入三相恒频汇流条,另外 150 kVA 和 60 kVA 两型 PMS S/G 则使用了 9 相绕组,同样配合周波变换器进行供电。现行的高压直流体系与多相绕组结构更加适配,多相数有利于控制直流电压脉动量,目前启动/发电机常使用 3~5 相绕组。可分别独立运行的多通道绕组结构也是重要的容错结构,多通道绕组彼此间物理隔离,分别配以独立功率变换器和独立控制并对外独立供电,另外多供电通道还可在直流汇流条侧进行串联来提高对外供电电压。大多数多通道启动/发电机选择双通道结构:双三相 PMS S/G 即双通道绕组结构,一般分为同相和移相 30°两种方案;SR S/G 在双通道构建方面有独特优势,常用的 12 槽 8 极铁芯中定子 1 点、6 点方向对齿线包和 3 点、9 点方向对齿线包可分别构成两个通道的同相绕组,另外两相以此类推。内置式启动/发电机转子内径较大,须使用高阶槽数配合,通常配置为更多供电余度,赛峰公司 150 kW 内置式 PMS S/G 和通用电气公司 375 kW 内置式 SR S/G 均使用三相三通道结构。多通道结构可以改善分布绕组中线包故障隔离困难的问题,图 42 展示了一台 100 kW 燃油泵驱动发电机的三相三通道分布绕组结构^[23]。另外,双铁芯同轴布置或双发电机出轴并联方案是更可靠的双余度供电结构,南京航空航天大学设计的 100 kW DSE S/G 和通用电气公司的 160 kW PMS S/G 分别采用了这两种结构。

图 42 三通道三相分布绕组结构^[23]Fig. 42 Three-phase distributed winding with three-channel structure^[23]

3.4 高温发电机技术

如 2.2 节所述,高压轴启动/发电机或尾椎集成低压轴发电机需要面对高达 300~400 °C 的环

境温度, 发电机各部件材料选取困难重重。Fe-CoV 合金兼具高磁性能和较强耐温能力, 熔点和居里点分别高达 1427 °C 和 938 °C, 是用于高温内置式起动/发电机的不二之选, 不过综合考虑运行时转子温升, 那么铁芯热点温度很有可能突破熔点的 30%(428 °C), 此时已不能仅仅校验转子铁芯内最大应力是否低于屈服强度, 还要综合考虑高温、高应力造成的铁芯蠕变变形问题。弗吉尼亚理工学院和州立大学和 AFRL 针对内置式 SR S/G 转子蠕变变形进行了深入研究, 针对转子铁芯材料 Hiperco50HS(热处理温度为 720 °C, 屈服强度为 680 MPa)展开了大量试验, 掌握了较多 370~590 °C 环境温度、207~820 MPa 应力下该材料的蠕变速率数据^[124-125]。高温下 FeCoV 合金各项性能的变化也值得关注: NASA 发现 600 °C 以下 Hiperco50 合金的矫顽力随着温度升高而降低且影响不可逆, 最大磁导率总体上与温度正相关^[126]。AFRL 对 Hiperco50 和 Hiperco50HS 合金进行了空气和氩气两种介质、200~500 °C、5 000 h 以内的老化试验, 老化前后两者铁芯损耗密度几乎没有变化, 机械性能影响方面两者有较大差异, 300 °C 以上时 Hiperco50 和 Hiperco50HS 的屈服强度都与老化温度呈负相关, 但是两者在氩气中及前者在空气中的老化过程都伴随着强度上升, 而后者强度在空气中不断下降^[127-128]。谢菲尔德大学测试了经过不同回火温度(720 °C 和 820 °C)处理后的 Vacodur S+合金在室温~400 °C、2 000 h 以内老化后的磁性能和损耗密度, 发现老化会引起 Vacodur S+合金导磁性能劣化以及损耗密度上升^[75]。Sm₂Co₁₇ 永磁体是第二代 SmCo 材料, 常见牌号可以在 300~350 °C 长期工作, 国外 EEC 公司的特殊型号则可将上限提高至 550 °C, 因此 Sm₂Co₁₇ 是高温 PMS S/G 的唯一选择, 不过其内禀矫顽力可能仅剩室温下的 30% 甚至更低, 有必要使用滑油或外源低温引气来尽可能维持永磁体性能, 另外合金护套、永磁体和铁芯在高温、高转速下的结构配合设计也有较大难度, 高温 PMS S/G 的实现比较困难。

现有有机绝缘材料无法长期耐受 270 °C 以上温度, 若用于内置式起动/发电机则需要特殊冷却或热屏蔽手段: 赛峰公司 150 kW 高压轴 PMS S/G 在定子中使用了浸油冷却结构, 滑油和陶瓷隔油套及机壳一同使定子部件与机匣内 330 °C 的油雾隔绝, 通常不高于 200 °C 的滑油可以有效

保护绝缘, 不过环境温度远高于滑油闪点, 密封结构必须可靠; 赛峰公司 75 kVA 低压轴 WFSG 使用了隔热辐射及隔热材料来保护发电机, 高空台试验中发电机温度数据和试验后发电机外观检查证明了防护手段的有效性。考虑到无滑油动力装置的发展趋势, 引气冷却成为内置式起动/发电机必须考虑的热管理方案, 此时发电机绝缘直接暴露在高温空气中, 可靠无机绝缘成为必然选择。目前相对成熟的高温绝缘类型包括陶瓷、玻璃纤维和云母纤维, 曼彻斯特大学对比测试了几种使用无机绝缘的货架可供高温导线的耐温性能^[129], 如图 43 所示, 漏电流超过 1 mA 说明绝缘失效, 高温测试说明陶瓷(Cerafil500)、玻璃纤维(S-2)和云母纤维(SK650)都具有较好的高温适应性(400~600 °C)。曼彻斯特大学还深入对比研究了 Cerafil500、SK650 和一种特殊的多层复合绝缘导线^[130], Cerafil500 疏松多孔的陶瓷绝缘层弱化了自身绝缘能力。谢菲尔德大学 15 kW 内置式 SR S/G 的绕组由 SK650 绕制而成, 匝间绝缘使用了基于氧化铝粉末的高温灌封料, 槽内绝缘则为氧化铝陶瓷片, 同时 100 kW 内置式 SR S/G 也使用了同样的绕组及其绝缘方案。

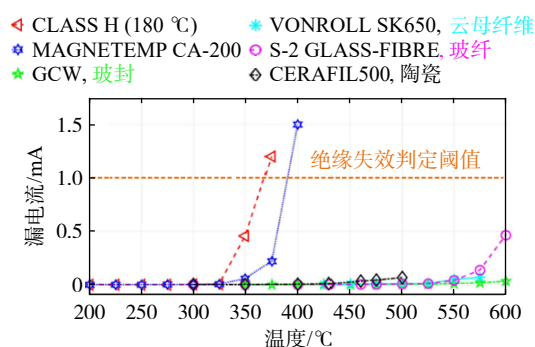


图 43 绕组绝缘材料耐温性能测试^[129]

Fig. 43 High-temperature tolerance test of different insulation materials^[129]

陶瓷和云母纤维难以紧密包覆导体, 匝间绝缘需要逐层涂布, 无机绝缘体系难以达到有机绝缘体系的高气密性, 因此高温发电机还需要面对铜氧化造成的导电能力下降问题。目前最优解是使用镀镍铜线^[75, 131], SK650 和 Cerafil500 都使用了这一技术, 适当厚度的镀镍层可以有效保护铜芯, 但是铜和镍会在接触面相互扩散, 同样会对导电性产生负面影响^[131]。为了弥补高温和保护镀层扩散带来的高绕组损耗, 有必要在设计绕组电流密度时进行一定妥协。银导线在高温下仍兼

具高导电和强抗氧化能力,在高温($>500\text{ }^{\circ}\text{C}$)磁浮轴承中得到应用,但成本过于高昂^[132]。

3.5 高效变流技术

大功率功率变换器的使用始于军用变速恒频交流供电系统,通用电气公司和西屋电气公司在 20 世纪 70 年代开始研制集成交-交变换器的 40 kVA WFSG 并投入现役,分别采用了周波变换器^[123]和背靠背式交-直-交变换拓扑^[133],取代恒速传动装置的交-交变换器有效降低了附件质量。高压直流体系简化了功率变换器的设计,全控电力电子器件和先进功率变换拓扑也推动着高压直流体系的发展。除 WFS S/G 和 DSE S/G 在发电模式下只需要小功率励磁控制器和大功率无源整流电路即可供电外,所有启动/发电系统的运行都离不开双向功率变换器,图 44 展示了常用的功率变换拓扑,图 44(a)~图 44(c)依次为两电平全桥、两电平 H 桥和不对称半桥,其中图 44(c)为 SR S/G 专用。不对称半桥电路中开关器件不直接串联,不易出现桥臂直通故障,可靠性较高;两电平 H 桥适用于开绕组 PMS S/G,各相绕组独立受控,结合相互隔离的绕组排布方式可实现最强容错性能,谢菲尔德大学设计的 250 kW 内置式 PMSG 使用了这一拓扑,五相独立 H 桥使发电机在单相短路故障下发电时仍可维持转矩平稳^[65]。两电平全桥是最常见的交流启动/发电机双向功率变换器,器件数量少且控制简单,不过其输出电压波形谐波含量较高, I 型中性点钳位(neutral point clamped, NPC)三电平变换器(如图 45(a)所示)可以有效解决这一问题,这非常有助于控制 PMS S/G 转子永磁体和护套的涡流损耗,同时可以降低开关过程带来的绕组过压,另外与两电平全桥相比 I 型 NPC 变换器可以选用更低电压额定开关器件,器件开关损耗也有所降低,诺丁汉大学 45 kW PMS S/G 配套功率变换器使用了该拓扑^[134]。图 45(b)是有源 NPC 三电平拓扑,使用开关管代替钳位二极管,可以降低钳位管损耗,通用电气

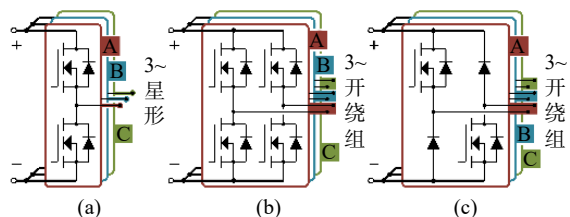


图 44 常用功率变换器拓扑

Fig. 44 Common power converter topologies

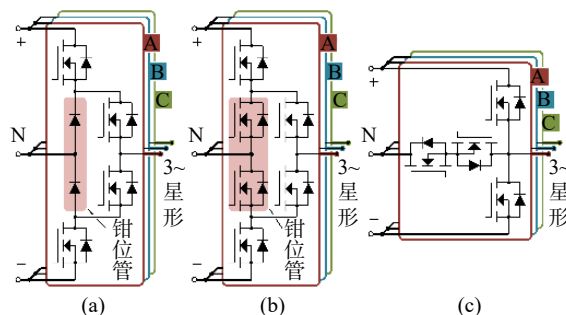


图 45 三电平功率变换器拓扑

Fig. 45 Three-level power converter topologies

公司和田纳西大学在各自设计的 1 MW 电推进用逆变器中都采用了有源 NPC 电路,直流汇流条电压和逆变基频分别为 2.4 kV、1.4 kHz^[117]和 1 kV、3 kHz^[135]。T 型 NPC 三电平拓扑结构具有比两种 I 型 NPC 拓扑更高的效率^[136],不过器件电压应力与传统两电平电路持平。三电平拓扑的性能优势突出,但是开关器件多、控制复杂,母排换流回路优化设计有一定难度。

宽禁带材料拥有硅(Si)材料两倍以上禁带宽度,这赋予其高临界击穿电场强度和强耐温能力,更适合高压、高温应用,典型材料是碳化硅(SiC)和氮化镓(GaN)。SiC 和 GaN 的饱和电子漂移速率都远高于 Si,非常有利于实现高压、高速开关器件,有助于提高高速启动/发电机的控制性能。SiC 的主要优势在于高导热系数,有利于芯片散热, GaN 则拥有高电子迁移率,可以进一步提高开关频率,相比之下 SiC 更适合于大功率航空应用。SiC 器件在各电压等级下的理论耐温都远高于 Si 器件,这意味着更少热管理需求,目前 Si 功率器件的耐温已达到上限($175\text{ }^{\circ}\text{C}$), SiC 器件耐温已超过 Si 器件但是与自身上限($600\text{ }^{\circ}\text{C}$)尚有距离^[137],有较大发展空间。SiC 结型场效应管(junction field effect transistor, JFET)和 SiC 金属氧化物半导体场效应管(metal oxide semiconductor field effect transistor, MOSFET)是两种主要的 SiC 开关器件,两者均有较多 $250\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的设计案例,其中 SiC-JFET 已有容许结温达 $400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的 1 000 V/10 A 芯片^[138]和耐受 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ 结温的 1 200 V/15 A 芯片^[139]见诸报道, Wolfspeed 公司的 1 200 V/36 A SiC-MOSFET 芯片^[140]和罗姆公司的 1 200 V/30 A SiC-MOSFET 芯片^[141]被选用来搭建容许结温 $250\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的功率模块,通用电气公司对自研的 1 200 V SiC-MOSFET 芯片进行了 $370\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下的关键电性能测试^[142]。SiC-JFET 导通电阻低,高温下漏电

流更小^[143],但其应用需要面临较为困难的驱动电路设计问题,与之相比 SiC-MOSFET 驱动方法成熟,不过其栅极氧化层可靠性有待提升。除 Si 基半导体的固有劣势外,常用于大电流功率变换的 Si 基绝缘栅晶体管(insulated gate bipolar transistor, IGBT)和二极管都面临并联均流困难的问题,而 SiC-MOSFET 的导通电阻和 SiC 基肖特基势垒二极管或结势垒肖特基二极管的导通压降都是正温度系数,易于并联。

传统大功率 Si-IGBT 模块使用单面封装结构,芯片底面通过低温焊料焊接在陶瓷基板上,陶瓷基板另一面与金属基板焊接,芯片顶部电极通过铝线键合引出至陶瓷基板。传统结构的耐温能力和可靠性都较差,有一些针对该结构进行的成熟改进手段:使用铜线或铜带键合可以改善芯片顶部功率引出线的连接可靠性;更换高温焊料可以增强芯片底部与陶瓷基板连接的可靠性,且高温焊料热阻更低;使用氮化铝或氮化硅陶瓷代替氧化铝陶瓷制作基板可以有效降低基板热阻;金属基板背面增加与散热介质直接接触的一体化翅片能大幅降低基板与介质间温差。寄生电感的存在给开关管带来较高电压应力,这一问题随着开关频率的提高而更加显著,优化换流回路、尽可能减小寄生参数有利于增强芯片可靠性:芯片顶部电极平面互联在降低杂散电感量的同时增强了互联可靠性,可行的结构包括柔性 PCB^[144-146]、铜夹^[147-151]和陶瓷基板^[152-156](即双面陶瓷基板封装);印刷电路板(printed circuit board, PCB)嵌入封装兼具超高功率密度和极小杂散电感。图 46 为弗劳恩霍夫可靠性和微集成研究所和亚琛工业大学合作研发的 PCB 嵌入式 Si-IGBT 模块^[157],内部为三相 650 V/600 A 两电平全桥电路,图中直观展

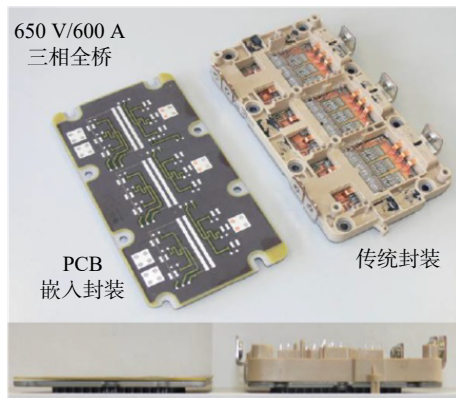


图 46 高功率密度 PCB 嵌入式功率模块^[157]

Fig. 46 High-power-density PCB embedded power module^[157]

示了嵌入式模块的极低厚度,另外 ABB 公司也设计了一款三相 1 200 V/25 A 两电平全桥嵌入式 Si-IGBT 模块^[159],试验结果表明该模块中芯片至散热器热阻仅为对标传统单面散热功率模块的一半,PCB 嵌入式功率模块实现的难点在于顶部铜层与芯片顶部电极通过密集微小过孔进行互连的可靠性;另外直接在陶瓷基板上集成直流母线电容或阻容吸收回路也可以有效减少高频环流回路内的寄生参数^[160],目前来看只有陶瓷电容能适应板上环境。芯片顶部铜夹互联结构或双面陶瓷基板结构允许模块进行双面散热,有效拓宽了芯片散热路径,尤其适合于高电流密度的 SiC-MOSFET 芯片。通用电气公司设计了一种芯片顶部铜夹互联结构与双面陶瓷基板液冷散热相结合的功率模块^[147, 151],图 47 展示了芯片顶部互联和底部冷却结构,芯片底部与陶瓷基板内侧烧结,陶瓷基板外侧铜层刻蚀有微流道结构,芯片顶部铜夹则通过导热片与另一片同样外侧铜层刻蚀有微流道的陶瓷基板压接。采用芯片顶部铜夹互联方案的双面散热模块仍需在双面贴敷热界面材料,而双面陶瓷基板结构自带高导热绝缘,散热表现要优于前者,若在双基板外侧直接焊接散热翅片或加厚外侧铜层并刻蚀微流道则可进一步增强散热能力。

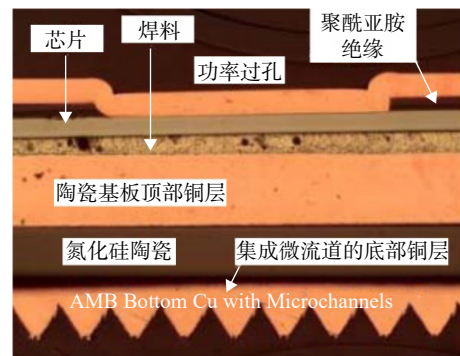


图 47 通用电气公司的双面冷却功率模块^[147, 151]

Fig. 47 Double-sided cooling power module Developed by General Electric^[147, 151]

4 航空起动/发电机发展趋势

4.1 结构集成化

航空起动/发电机尺寸随着容量需求的增加而不断扩大,较大长径比发电机提高了自身安装结构设计难度,较小长径比则会扩大发动机整体外廓,进而影响机内部件布置。将单台发电机分拆为两台发电机可以在控制发动机径向尺寸的同

时实现多余度供电,并有利于简化功率变换器设计,双发电机出轴并联方案则将两台独立发电机集成至同一壳体内,整体作为现场可更换单元,简化了维护工作,通用电气公司 160 kW WFS S/G 即采用这一结构。

提高外置式启动/发电机容量需要可传递更多扭矩的附件传动系统,这意味着更重的传动部件、更大的产热量和更多的滑油需求,而将其内置化则直接对高压转子轴功率进行高效提取,提高了发动机燃油经济性,再结合发动机各类附件的电气化就可以删除附件传动系统,发动机整体尺寸和质量明显缩减、维护需求大大降低,滑、燃油路布置也更加灵活。汉胜公司的 IPU 和 F-35 的 IPP 均配备了电动滑、燃油泵。另外无机械传动附件使磁浮轴承代替传动轴承的方案成为可能,传统轴承产热量大、润滑和密封结构复杂、耐温能力有限,磁浮轴承在提高轴承 DN (轴径和转速乘积)值、耐温能力和简化轴承相关结构方面有非常大的潜力。霍尼韦尔公司在 IPU 设计过程中搭建了 SR S/G 和磁浮轴承的联试平台,由外部电动机驱动,两者联试实现了 30 000 r/min 下 30 kW 的稳定输出^[55],此后霍尼韦尔公司还使用现有 APU 直接驱动由磁浮轴承支承的 SR S/G,实现了 38 000 r/min 下稳定发电 50 kW^[55]。

4.2 设计协同化

电作动器和高性能雷达消耗机上大量电能,两者分别是两象限负载和短时脉冲负载的典型代表,如果参考这两种负载的峰值功率来选择发电机容量,那么会对飞机空重和内部空间造成较大程度浪费,根据飞机任务剖面所规划的平均功率来设计发电机并结合允许电能双向流动的电储能装置可以实现发电机供电能力的高效利用,储能装置的使用也有利于改善汇流条电压对高速脉冲负载的动态响应。

附件传动机匣通常从高速且转速变化范围较窄的高压转子提取轴功率,随着启动/发电机容量的增加发动机不堪重负,过多地提取高压转子轴功率会明显降低低压压气机的喘振裕度,不利于发动机稳定运行,而提取低压转子轴功率对压气机工作是有益的,低压轴发电机的装备势在必行。低压转子转速较低且转速范围很宽,同轴直接驱动时发电机功率密度较低,使用升速传动装置有利于缩减发电机体积质量,另外在附件传动系统内增设低压转子径向传动轴是较为成熟的改装方

案,高、低压转子径向传动轴内外嵌套可以缩小附件传动系统体积^[161]。双轴动力提取方案是综合考虑主动力和第二动力系统的结果,体现了飞发一体设计的思想,不过这一方案对发动机的影响仍未完全明确,目前比较多的相关研究集中于发动机建模分析,试验研究也是重要的研究手段:通用电气公司在高空台上以 F110 发动机为平台进行了 250 kW 高压转子轴功率和 750 kW 低压转子轴功率同时提取试验^[162],AFRL 搭建了如图 13 所示的低压转子轴功率试验平台,国内航发研究所也完成了低压转子轴功率提取试验^[163];使用基于半实物仿真技术的虚拟发动机试验平台可以加速试验过程,AFRL、诺丁汉大学、南京航空航天大学 and 哈尔滨工程大学都进行了这类平台的搭建^[164-168]。

4.3 任务多样化

罗罗公司在阐述 MEE 概念的同时提出了使用高压轴启动/发电机和低压轴发电机进行转子间能量传输的设想^[15],这一设想有助于实现更稳定可靠的多轴涡轮发动机。NASA 利用数值仿真模型分析了对双转子涡扇发动机各转子进行轴功率提取和注入后的影响,发现低压转子功率提取和高压转子功率注入都可以提高低压压气机在大推力工作点下的喘振裕度^[169],前者对应低压轴发电机,后者则要求启动/发电机在发动机正常运行时以电动模式驱动高压转子;诺丁汉大学发现地面及飞行怠速下由低压转子向高压转子传递一定的机械能可以较好地节油并增强所有压气机的稳定性^[170];另外诺丁汉大学和 NASA 的研究都发现自低压转子向高压转子注入轴功率还可以提高压气机在发动机加速过程中的稳定裕度^[170-171]。使用可变排气活门在低压压气机后级进行分流是维持低压压气机稳定的常用手段,这一手段浪费了大量的低压转子轴功率,而转子间能量传输有较大的取代可变排气活门维持压气机稳定的潜力。

作为典型两象限负载的电作动器会在短时间内向汇流条回馈较多电能,传统方法是使用配套功率变换器内的集成制动电阻就地耗散作动器驱动电动机的回馈能量,这对于功率变换器的热管理是一大挑战,也不符合机上能量综合管理的理念。使用储能装置对分散各处两象限负载的回馈电能进行集中消纳有利于能量高效利用,而发动机高压转子就是天然的机械储能装置,通过电动模式下的启动/发电机可以将回馈电能转化为高

压转子机械能, 诺丁汉大学^[172]、霍尼韦尔公司^[173]都提出过这一方案的设想, 南京航空航天大学进行了这一方案的原理性试验研究^[174]。主发动机附件传动系统中各齿轮间啮合间隙的存在和大容量起动/发电机相对较慢的动态调节速度是目前该方案应用的难点, 相比之下高转速单轴 APU/IPU 更易集成这一功能。

5 结 论

电能转换效率高、易于进行集中优化管理的特性使多电化成为 SPS 的必然发展趋势, 高性能航空起动/发电机技术的进步是推动多电 SPS 发展的关键。

1) WFS S/G 具有最高的技术成熟度, 仍然在大功率起动/发电系统中占据主要位置; PMS S/G 以其高功率密度和良好的高转速适应性成为当前的研究热点, 不过其发展还面临容错性能这一重要瓶颈; SR S/G 则在高温、高速应用中有不可替代的地位。

2) 内置式起动/发电机具有大量突出优点, 同时研制难度较高, 需要在强散热、高功率密度、强容错以及耐高温等关键特性上取得突破, 其与发动机在结构和功能方面的协同设计也是一个复杂过程。从现有技术来看, 高转速单轴 IPU 已投入现役, 作为改善主发动机性能重要手段的低压轴发电机也已具备一定的成熟度。

3) 起动/发电机今后将不仅局限于起动功能的集成, 更多样化的任务能力是其重要的发展趋势。

参考文献:

- [1] Tagge G E, Irish L A, Bailey A R. Systems study for an integrated digital/electric aircraft (IDEA) [R]. NASA-CR-3840, 1985.
- [2] Cronin M, Hays A, Green F B, et al. Integrated digital/electric aircraft concepts study[R]. NASA-CR-3841, 1985.
- [3] Weimer J. Past, present and future of aircraft electrical power systems[R]. AIAA 2001-1147, 2001.
- [4] Weimer J. Power electronics in the more electric aircraft[R]. AIAA 2002-727, 2002.
- [5] Moir I, Seabridge A. Aircraft systems: mechanical, electrical, and avionics subsystems integration, third edition[M]. Washington DC: AIAA, 2008.
- [6] Wiegand C. F-35 air vehicle technology overview[R]. AIAA 2018-3368, 2018.
- [7] Robbins D, Bobalik J, De Stena D, et al. F-35 subsystems design, development & verification[R]. AIAA 2018-3518, 2018.
- [8] Ostroff H S. F-15 secondary power systems[R]. SAE Technical Paper Series 740885, 1974.
- [9] Rodgers C. A jet fuel starter and expendable turbojet[R]. ASME Paper 86-GT-1, 1986.
- [10] Rodgers C. Pneumatic link secondary power systems for military aircraft[R]. SAE Technical Paper Series 881499, 1988.
- [11] Benham Jr D S, Koerner M S. Jet fuel and air system for starting auxiliary power unit: US6829899[P]. 2004-12-14.
- [12] Smyth J R, Morey R E, Schultze R W. Ceramic gas turbine technology development and applications[R]. ASME Paper 93-GT-361, 1993.
- [13] Secunde R R, Macosko P R, Repas S D. Integrated engine-generator concept for aircraft electric secondary power[R]. NASA TM X-2579, 1972.
- [14] Goodman L T, Schultz W H. Installation and integration of transonic transport propulsion systems[R]. SAE Technical Paper Series 710762, 1971.
- [15] Provost M J. The more electric aero-engine: a general overview from an engine manufacturer[C]//International Conference on Power Electronics Machines and Drives. London: IEE, 2002: 246-251.
- [16] 于立, 张卓然, 张健, 等. 多电发动机内装式高速起动发电机研究与实践[J]. 中国电机工程学报, 2020, 40(14): 4615-4628, 4740.
Yu Li, Zhang Zhuoran, Zhang Jian, et al. Study and implementation on high-speed starter/generator for more electric engine application[J]. Proceedings of the CSEE, 2020, 40(14): 4615-4628, 4740. (in Chinese)
- [17] 刘伟峰. 多电发动机内装式电励磁双凸极起动发电系统关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
Liu Weifeng. Research on key technologies of doubly salient electro-magnetic starter/generator system for more electric engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022. (in Chinese)
- [18] 黄文新, 张兰红, 胡育文. 18 kW 异步电机高压直流起动发电系统设计与实现[J]. 中国电机工程学报, 2007, 27(12): 52-58.
Huang Wenxin, Zhang Lanhong, Hu Yuwen. Design and research on 18 kW HVDC induction starter/generator system[J]. Proceedings of the Chinese Society for Electrical Engineering, 2007, 27(12): 52-58. (in Chinese)
- [19] 史建宇, 张宇飞, 郭子韬, 等. 多电辅助动力装置用双绕组感应发电机变频交流发电系统励磁控制技术[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220549.
Shi Jianyu, Zhang Yufei, Guo Zitao, et al. Excitation control technology of frequency conversion AC power generation system for dual-winding induction generators for multi-electric auxiliary power units[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220549. (in Chinese)
- [20] 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.
- [21] Ganev E, Fizer L A. DC bus short circuit compliant power generation systems using induction machine: US7459889[P]. 2008-12-02.
- [22] Mellor P H, Drury D, Wrobel R, et al. Design considerations for aircraft generator with start function[R]. SAE Technical Paper Series 2008-1-2871, 2008.
- [23] Besnard J P, Biais F, Martinez M. Electrical rotating machines and power electronics for new aircraft equipment systems[C]//Proceedings of 25th International Congress of the Aeronautical Sciences. Hamburg: ICAS, 2006: 3479-3487.
- [24] Taneja D N, Huang H, Padgett G A, et al. Dual-structured air-

- craft engine starter/generator: US7687928B2[P]. 2010-3-30.
- [25] 张卓然, 李进才, 韩建斌, 等. 多电飞机大功率高压直流启动发电机电系统研究与实现[J]. 航空学报, 2020, 41(2): 323537.
- Zhang Zhuoran, Li Jincai, Han Jianbin, et al. Research and implementation of high-power high-voltage DC brushless starter generator system for more-electric-aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 323537. (in Chinese)
- [26] Lafuze D, Webb R, Triebel C F, et al. 150 kVA samarium cobalt VSCF starter generator electrical system [R]. AFAPL-TR-78-104, 1978.
- [27] Koerner G P, Siddiqui E U A. Permanent magnet variable speed constant frequency power generation system[R]. AFWAL-TR-85-2112, 1986.
- [28] Siddiqui E U A. Permanent magnet generator rotor containment study[R]. AFWAL-TR-83-2031, 1983.
- [29] Balachandran A, Boden M, Sun Zhigang, et al. Design, construction, and testing of an aero-engine starter-generator for the more-electric aircraft[J]. The Journal of Engineering, 2019, 2019(17): 3474-3478.
- [30] Wan Y. Fault behavior and management of a permanent magnet aerospace starter-generator[D]. Sheffield, UK: University of Sheffield, 2019.
- [31] Bozhko S, Yang Tao, Le Peuviedic J M, et al. Development of aircraft electric starter-generator system based on active rectification technology[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2018, 4(4): 985-996.
- [32] Antonino L R. Thermal analysis of a high speed electrical machine[D]. Nottingham, UK: University of Nottingham, 2016.
- [33] Zhang Xiaochen, Zhang He, Gerada C, et al. Eddy current loss control in high speed PM starter-generator[C]//Proceedings of 2019 IEEE Workshop on Electrical Machines Design, Control and Diagnosis. Athens, US: IEEE, 2019: 46-50.
- [34] Guo Hong, He Xu, Xu Jinqian, et al. Design and analysis of a novel hybrid cooling method of high-speed high-power permanent magnet assisted synchronous reluctance starter/generator in aviation applications[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(3): 285-302.
- [35] 郭宏, 何旭, 孙青青, 等. 一种抗短路高速大功率永磁辅助式同步磁阻启动发电机电系统: CN202011478060.6[P]. 2022-03-18.
- [36] Radun A, Richter E. A detailed power inverter design for a 250 kW switched reluctance aircraft engine starter/generator[R]. SAE Technical Paper Series 931388, 1993.
- [37] Ferreira C A, Richter E. Detailed design of a 250 kW switched reluctance starter/generator for an aircraft engine[R]. SAE Technical Paper Series 931389, 1993.
- [38] Richter E, Lyons J P, Ferreira C, et al. Initial testing of a 250 kW starter/generator for aircraft applications[R]. SAE Technical Paper Series 941160, 1994.
- [39] Ferreira C A, Legros C R. Switched reluctance starter/generator: US00523635A[P]. 1996-06-04.
- [40] 胡子慧. 大功率开关磁阻启动/发电系统控制策略研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2021.
- Hu Zihui. Research on control strategy of high-power switched reluctance starter/generator system[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2021. (in Chinese)
- [41] Wu Yiyang, Li Zixin, Wang Shuanghong, et al. Angle position compensation control strategy for high-speed power generation of aerospace integrated switched reluctance starting/generating system[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2023, 11(6): 5690-5700.
- [42] Latos T S, McArthur M J. System design considerations for an APU starter-generator[R]. SAE Technical Paper Series 932559, 1993.
- [43] Anghel C. A novel start system for an aircraft auxiliary power unit [R]. SAE Technical Paper Series 2000-1-3624, 2000.
- [44] Haag J E, Jennings C H. VSCF cycloconverter reliability review of the 30/40 kVA F/A-18 electrical generating system[R]. SAE Technical Paper Series 892228, 1989.
- [45] VanNocker R C, Carmine W A. Cost of ownership advantages with a shared oil system[R]. SAE Technical Paper Series 811082, 1981.
- [46] Smith R A. Joint strike fighter integrated subsystems technology (J/IST) demonstration program overview[R]. SAE Technical Paper Series 962259, 1996.
- [47] Demel H F, Richter E, Triebel C F, et al. Samarium cobalt (SmCo) generator/engine integration study[R]. AFWAL-TR-80-2022, 1980.
- [48] Richter E, Anstead D H, Bartos J W, et al. Preliminary design of an internal starter/generator for application in the F110-129 engine[R]. SAE Technical Paper Series 951406, 1995.
- [49] Mitcham A J. Permanent magnet generator options for the More Electric Aircraft[C]//Proceedings of 2002 International Conference on Power Electronics, Machines and Drives. Bath: IET, 2002: 241-245.
- [50] Lemmers G C, Spierling T A. Tail cone generator with integral speed increasing gearbox: US20160149469[P]. 2016-05-26.
- [51] Mcloughlin A. Engine powerplant electrical systems[C]//Proceedings of More Electric Aircraft Forum. Barcelona, Spain: MOET Project Consortium, 2009: 1-9.
- [52] James P D. Modelling of high power density electrical machines for aerospace[D]. Sheffield, UK: University of Sheffield, 2004.
- [53] Jacobs S, Liebermann E, Babad C. Altitude performance test results for low pressure turbine mounted generator[R]. SAE Technical Paper Series 2006-1-3056, 2006.
- [54] Klaass R M F, McFadden B. More-electric aircraft integrated power unit designed for dual use[R]. SAE Technical Paper Series 941159, 1994.
- [55] Klaass R M, DellaCorte C. The quest for oil-free gas turbine engines[R]. SAE Technical Paper Series 2006-01-3055, 2006.
- [56] Dower J H. Feasibility demonstration of a turbine engine rotor mounted electrical generator[R]. SAE Technical Paper 760520, 1976.
- [57] Jacobs S, Liebermann E, Babad C. Generator survivability in the hot environment associated with low pressure turbine installation [R]. SAE Technical Paper Series 2004-01-3155, 2004.
- [58] Liebermann E. Rotor cooling arrangement: US6661133[P]. 2003-12-09.
- [59] Brand J H, Dooley K A, Dowhan M J, et al. More electric small turbofan[R]. SAE Technical Paper Series 2004-01-1804, 2004.
- [60] Bhangu B S, Rajashekara K. Electric starter generators: their integration into gas turbine engines[J]. IEEE Industry Applications Magazine, 2014, 20(2): 14-22.
- [61] Ganey E, Koerner M. Power and thermal management for future aircraft[R]. SAE Technical Paper Series 2013-01-2273, 2013.
- [62] Chen Yuzheng, Yang Tao, Khowja M R, et al. Mild hybridization of turboprop engine with high-power-density integrated elec-

- tric drives[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2022, 8(4): 4148-4162.
- [63] Hill J E. Control of a variable speed, fault-tolerant permanent magnet generator[C]//Proceedings of 2002 International Conference on Power Electronics, Machines and Drives. Bath: IET, 2002: 492-497.
- [64] Ede J, Jewell G, Atallah K, et al. Design of a 250 kW, fault-tolerant PM generator for the more-electric aircraft[R]. AIAA 2005-5644, 2005.
- [65] Sun Zhigan, Ede J, Wang Jiabin, et al. Experimental testing of a 250 kW fault-tolerant permanent magnet power generation system for large civil aero-engines[R]. AIAA 2007-4829, 2007.
- [66] Ismagilov F R, Papini L, Vavilov V E, et al. Design and performance of a high-speed permanent magnet generator with amorphous alloy magnetic core for aerospace applications[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2020, 67(3): 1750-1758.
- [67] MacMinn S R, Jones W D. A very high speed switched-reluctance starter-generator for aircraft engine applications[C]//Proceedings of the IEEE National Aerospace and Electronics Conference. Piscataway, US: IEEE, 1989: 1758-1764.
- [68] Jones W D, Fletcher A R. Electric drives on the LV100 gas turbine engine[R]. ASME Paper 93-GT-7, 1993.
- [69] Ferreira C A, Jones S R, Heglund W S, et al. Detailed design of a 30 kW switched reluctance starter/generator system for a gas turbine engine application[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 1995, 31(3): 553-561.
- [70] Richter E, Anderson R E, Severt C. The integral starter/generator development progress[R]. SAE Technical Paper Series 920967, 1992.
- [71] Himes M, Schauer J. Measurement of heat transfer in a switched reluctance generator[R]. AIAA 1998-2463, 1998.
- [72] Smith G, Halsey D, Hoffman E P. Integrated power unit-advanced development[R]. SAE Technical Paper Series 981281, 1998.
- [73] Grennan R, Greenlee W, Halsey D, et al. Air cooled dynamoelectric machine: US005994804A[P]. 1999-11-30.
- [74] Powell D, Jewell G, Ede J, et al. An integrated starter/generator for a large civil aero-engine[R]. AIAA 2005-5550, 2005.
- [75] Leon R. High temperature embedded electrical machines for aerospace turbine applications[D]. Sheffield, UK: University of Sheffield, 2013.
- [76] Song S. Detailed design of a 30 kW switched reluctance starter/generator system used in more/all electric aircraft[D]. Berlin: Technical University of Berlin, 2009.
- [77] Sun Guilin, Song Shoujun, Jiang Jianan, et al. Characteristics testing and torque control of aero-engine shaft-line-embedded switched reluctance starter/generator[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2023, 59(6): 7295-7305.
- [78] Sawata T, Paskell L, Dinu A, et al. Initial test results for the fan shaft driven generator[C]//Proceedings of 25th International Congress of the Aeronautical Sciences. Hamburg, Germany: ICAS, 2006: 1-8.
- [79] 张健. 高速电励磁双凸极电机损耗分析与热管理技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- Zhang Jian. Research on loss analysis and thermal management technology of high-speed doubly salient electromagnetic machine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [80] 于立. 多电发动机高速双凸极起动发电机系统关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- Yu Li. Research on key technologies of high-speed doubly salient starter/generator system for more electric engine application[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [81] 蒋思远. 应用于多电发动机的电励磁双凸极电机电磁热分析与设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
- Jiang Siyuan. Electromagnetic-thermal analysis and design research of doubly salient electro-magnetic machine for more electric engine application[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022. (in Chinese)
- [82] Hirst M, McLoughlin A, Norman P J, et al. Demonstrating the more electric engine: a step towards the power optimised aircraft [J]. *IET Electric Power Applications*, 2011, 5(1): 3-13.
- [83] Ganey E. High-reactance permanent magnet machine for high-performance power generation systems[R]. SAE Technical Paper Series 2006-01-3076, 2006.
- [84] Powell D J, Jewell G W, Howe D, et al. Rotor topologies for a switched-reluctance machine for the 'more-electric' aircraft engine[J]. *IEE Proceedings - Electric Power Applications*, 2003, 150(3): 311-318.
- [85] Xu Z, Galea M, Tighe C, et al. Mechanical and thermal management design of a motor for an aircraft wheel actuator[C]//2014 17th International Conference on Electrical Machines and Systems. Hangzhou: IEEE, 2014: 3268-3273.
- [86] Balachandran T, Srimmana S, Anderson A, et al. Assembly and qualification of a slotless stator assembly for a MW class permanent magnet synchronous machine[R]. AIAA 2020-3584, 2020.
- [87] Anghel C, Davis T S, Phielix T, et al. Compact high speed generator having respective oil and air cooling passages: US10715013 [P]. 2020-07-14.
- [88] Vannini A, Di Nardo M, La Rocca A, et al. Design and testing of a direct oil-cooled homopolar synchronous generator with dual DC-link via diode rectifiers[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2025, 11(4): 10099-10112.
- [89] Dai Hang, Yagielski J, Jahns T, et al. Supercritical carbon dioxide (sCO₂)-cooled current source inverter-based integrated motor drive for MW-scale electric aviation applications[C]//Proceedings of 2025 IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC). San Antonio, US: IEEE, 2025: 3174-3180.
- [90] Zhang Jian, Zhu Xiqing, Zhang Zhuoran, et al. AC loss calculation and analysis of hollow conductor for doubly salient brushless DC generator[J]. *IEEE Transactions on Magnetics*, 2022, 58(8): 8106805.
- [91] Mecrow B C, Jack A G, Atkinson D J, et al. Design and testing of a four-phase fault-tolerant permanent-magnet machine for an engine fuel pump[J]. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 2004, 19(4): 671-678.
- [92] Sangha P S, Sawata T, Yon J, et al. Assessment of fluid drag loss in a flooded rotor electro-hydrostatic actuator motor[C]//2015 IEEE International Electric Machines & Drives Conference. Coeur d'Alene, US: IEEE, 2015: 139-142.
- [93] Al-timimy A, Giangrande P, Degano M, et al. Design and losses analysis of a high power density machine for flooded pump applications[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2018, 54(4): 3260-3270.
- [94] Xu Jinquan, Jin Wenbo, Guo Hong, et al. Design and analysis of a high-speed wet-type fault-tolerant permanent magnet motor considering oil frictional loss for aerospace electrohydrostatic actua-

- tor application[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2024, 10(3): 4667-4677.
- [95] Denk J, Ashmore J H, Kouyoumjian O, et al. 270 VDC variable speed generator and control unit, aircraft electric power system[R]. NADC-80014-60, 1980.
- [96] El-refaie A M, Shah M R, Huh K K. High-power-density fault-tolerant PM generator for safety-critical applications[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2014, 50(3): 1717-1728.
- [97] Golovanov D, Gerada D, Sala G, et al. 4 MW class high-power-density generator for future hybrid-electric aircraft[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2021, 7(4): 2952-2964.
- [98] Wang Jin, Jahns T M, Mccluskey P, et al. 2 kV 1 MW 20 000 r/min integrated modular motor drive for electrified aircraft propulsion[J]. *IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics*, 2025, 13(1): 394-407.
- [99] Shortte M. Electro-thermal optimisation of a 50 kW synchronous permanent magnet generator for aerospace application[D]. Sheffield, UK: University of Sheffield, 2016.
- [100] 陆嘉伟, 张卓然, 李进才, 等. 电推进飞机移相双绕组永磁电机特性分析[J]. *航空学报*, 2022, 43(5): 325230.
- Lu Jiawei, Zhang Zhuoran, Li Jincai, et al. Characteristic analysis of dual-winding permanent magnet synchronous machine with phase-shifted windings for electric propulsion aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(5): 325230. (in Chinese)
- [101] 王立坤, 李靖琰, 乔治, 等. 大容量隐极同步电机冷却关键技术综述[J/OL]. *中国电机工程学报*, (2025-04-15). <https://doi.org/10.13334/j.0258-8013.pcsee.242512>.
- Wang Likun, Li Jingyan, Qiao Zhi, et al. Review of cooling key technology of large capacity non-salient pole synchronous generator[J/OL]. *Proceedings of the CSEE*, (2025-04-15). <https://doi.org/10.13334/j.0258-8013.pcsee.242512>. (in Chinese)
- [102] Ghanekar M. Vapor cycle system for the F-22 raptor[R]. SAE Technical Paper Serie 2000-01-2268, 2000.
- [103] 屠敏, 袁耿民, 薛飞, 等. 综合热管理在先进战斗机系统研制中的应用[J]. *航空学报*, 2020, 41(6): 523629.
- Tu Min, Yuan Gengmin, Xue Fei, et al. Application of integrated thermal management in development of advanced fighter system [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(6): 523629. (in Chinese)
- [104] Cakal G, Sarlioglu B. Two-phase immersion cooling of high-performance electric traction motors[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2025, 11(2): 6866-6874.
- [105] Chen Yuankang, Spakovszky Z S, Greitzer E M, et al. Novel channel-type heat exchanger for a megawatt-class integrated motor drive technology demonstrator[R]. AIAA 2023-4159, 2023.
- [106] Booker J D, Yon J, Williamson S, et al. Development of a power generation system and quadruplex direct electric drive for a helicopter tail rotor[R]. AIAA-2020-0118, 2020.
- [107] Stephenson J M. Improvements in electric reluctance machines: US5780949[P]. 1998-07-14.
- [108] Hebala A, Nuzzo S, Connor P H, et al. Passive in-slot heat path realization for extending the operating limits of an aircraft propulsion motor[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2025, 11(2): 6952-6961.
- [109] Hebala A, Connor P H, Nuzzo S, et al. A holistic analysis and experimental testing of a passive heat path for electric motors slots [J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2025, 11(3): 8128-8138.
- [110] Wrobel R, Hussein A. A feasibility study of additively manufactured heat guides for enhanced heat transfer in electrical machines[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2020, 56(1): 205-215.
- [111] Wu Fan, El-refaie A M, Al-qarni A. Additively manufactured hollow conductors integrated with heat pipes: design tradeoffs and hardware demonstration[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2021, 57(4): 3632-3642.
- [112] Vahid S, Koushan S, Chowdhury T, et al. A comprehensive characterization of hollow conductor additively manufactured coils and thermal management system for a 250 kW SPM machine[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2025, 61(1): 115-125.
- [113] 李立毅, 张江鹏, 闫海媛, 等. 高功率密度电机三维温度场计算及导热优化研究[J]. *中国电机工程学报*, 2016, 36(13): 3642-3650, 3384.
- Li Liyi, Zhang Jiangpeng, Yan Haiyuan, et al. Study on the optimization of thermal conductivity and 3D temperature filed calculation for the high power density motor[J]. *Proceedings of the Chinese Society for Electrical Engineering*, 2016, 36(13): 3642-3650, 3384. (in Chinese)
- [114] Nategh S, Boglietti A, Barber D, et al. Thermal and manufacturing aspects of traction motors potting: a deep experimental evaluation[J]. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 2020, 35(2): 1026-1035.
- [115] Widmer J D, Spargo C M, Atkinson G J, et al. Solar plane propulsion motors with precompressed aluminum stator windings [J]. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 2014, 29(3): 681-688.
- [116] Ou J. Improving high-speed electrical machines by amorphous metals[D]. Karlsruhe, Germany: Karlsruhe Institute of Technology, 2019.
- [117] Zhang Di, He Jiangbiao, Pan Di, et al. Development of a high power density megawatt-scale medium-voltage power converter for aircraft hybrid-electric propulsion systems[R]. AIAA-2019-4472, 2019.
- [118] Gwynne B, Lyon P. Magnesium alloys in aerospace applications, past concerns, current solutions[C]//*Proceedings of 5th triennial international aircraft fire and cabin safety research conference*. Atlantic, US: FAA, 2007.
- [119] Fetter S. JSF/F-35 pollution prevention activities[C]//*Proceedings of ESTCP/SERDP DoD Metal Finishing Workshop*. Washington DC: DoD, 2006.
- [120] Swanke J, Bobba D, Jahns T, et al. Design of high-speed permanent magnet machine for aerospace propulsion[R]. AIAA-2019-4483, 2019.
- [121] 周凤争. 高速永磁无刷直流电机转子涡流损耗的研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2008.
- Zhou Fengzheng. Investigation of rotor eddy-current loss in high-speed PM BLDC motors[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2008. (in Chinese)
- [122] Guo Hong, He Xu, Xu Jinquan, et al. Design of an aviation dual-three-phase high-power high-speed permanent magnet assisted synchronous reluctance starter-generator with antishort-circuit ability[J]. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2022, 37(10): 12619-12635.
- [123] McMurray W. Frequency converter technology for aircraft power systems[J]. *Journal of Energy*, 1982, 6(5): 328-333.

- [124] Fingers R T. Creep behavior of thin laminates of iron-cobalt alloys for use in switched reluctance motors and generators[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1998.
- [125] Fingers R T. Creep Behavior of thin laminates of iron-cobalt alloys for use in switched reluctance motors and generators[R]. AFRL-PR-WP-TR-1999-2053, 1999.
- [126] De Groh Iii H C, Geng S M, Niedra J M, et al. Magnetic properties of Fe-49Co-2V alloy and pure Fe at Room and Elevated Temperatures[R]. NASA/TM-2018-219872, 2018.
- [127] Geist B, Peterson T, Horwath J C, et al. Effect of high-temperature aging on electrical properties of Hiperco® 27, Hiperco® 50, and Hiperco® 50 HS alloys[J]. *Journal of Applied Physics*, 2003, 93(10): 6686-6688.
- [128] Horwath J, Turgut Z, Fingers R. High temperature properties and aging-stress related changes of FeCo materials[R]. AFRL-PR-WP-TR-2006-2176. 2006.
- [129] Tshiloz K, Smith A C, Tuohy P M, et al. Investigation of wire insulation for high-temperature motor windings[J]. *The Journal of Engineering*, 2019, 2019(17): 4442-4445.
- [130] Le Fang. High temperature electrical machine insulation for aircraft systems[D]. Manchester, UK: University of Manchester, 2015.
- [131] Wang Zijing, Fang Le, Cotton I, et al. Ni-Cu interdiffusion and its implication for ageing in Ni-coated Cu conductors[J]. *Materials Science and Engineering: B*, 2015, 198: 86-94.
- [132] Montague G, Jansen M, Ebiara B, et al. Design and fabrication of high-temperature radial magnetic bearing for turbomachinery [R]. NASA/TM-2003-212300, 2003.
- [133] Rosswurm M A. Design considerations of DC-link aircraft generation systems[J]. *SAE Technical Paper Series*, 1981, 1: 811081.
- [134] Bozhko S, Yeoh S S, GAO Fei, et al. Control design for electric starter-generator based on a high-speed permanent-magnet machine fed by an active front-end rectifier[R]. *SAE Technical Paper Series* 2014-01-2139, 2014.
- [135] Chen Rui, Niu Jiahao, Ren Ren, et al. A cryogenically-cooled MW inverter for electric aircraft propulsion[C]//*Proceedings of 2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*. New Orleans, US: AIAA/IEEE, 2020: 1-10.
- [136] Yuan Zhao, Emon A I, Wang Zhongjing, et al. A low inductance, high power density 3L-TNPC power module for more-electric aircraft applications[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2022, 8(4): 4291-4302.
- [137] Hornberger J, Mcpherson B, Bourne J, et al. High temperature silicon carbide power modules for high performance systems[J]. *Additional Conferences (Device Packaging, HiTEC, HiTEN, and CICMT)*, 2011, 2011: 159-166.
- [138] Schupbach R, Cilio E, Hornberger J, et al. A very high-temperature (400+°C) inverter for energy storage applications utilizing silicon on insulator (SOI) and silicon carbide (SiC) electronics[C]//*Proceedings of 2005 IEEE Electrical Energy Storage Systems Applications and Technologies*. San Francisco, US: IEEE, 2005: 1-7.
- [139] Bergogne D, Morel H, Planson D, et al. Towards an airborne high temperature SiC inverter[C]//*Proceedings of 2008 IEEE Power Electronics Specialists Conference*. Rhodes, US: IEEE, 2008: 3178-3183.
- [140] Ahmed S, Lai Pengyu, Chinnaiyan S, et al. High-temperature (250 °C) SiC power module integrated with LTCC-based isolated gate driver[C]//*Proceedings of 2023 IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition*. Orlando, US: IEEE, 2023: 2588-2595.
- [141] Reese B, Mcpherson B, Shaw R, et al. High temperature (250 °C) silicon carbide power modules with integrated gate drive boards[J]. *Additional Conferences (Device Packaging, HiTEC, HiTEN, and CICMT)*, 2010, 2010: 297-304.
- [142] Esler D. GE SiC semiconductor device operation at extreme temperatures[J]. *Journal of Microelectronics and Electronic Packaging*, 2022, 19(3): 83-88.
- [143] Ryu S H, Krishnaswami S, Hull B A, et al. A comparison of high temperature performance of SiC DMOSFETs and JFETs[R]. AFRL-PR-WP-TP-2007-216, 2007.
- [144] Stockmeier T, Beckedahl P, Göbl C, et al. SKiN: Double side sintering technology for new packages[C]//*Proceedings of 2011 IEEE 23rd International Symposium on Power Semiconductor Devices and ICs*. San Diego, US: IEEE, 2011: 324-327.
- [145] Beckedahl P, Buetow S, Maul A, et al. 400 A, 1200 V SiC power module with 1nH commutation inductance[C]//*Proceedings of 9th International Conference on Integrated Power Electronics Systems*. Nuremberg, Germany: VDE, 2016: 1-6.
- [146] Beckedahl P, Bogen I, Steger J. SiC automotive power module with laser welded, ultra low inductive terminals and up to 900Arms phase current[C]//*Proceedings of 12th International Conference on Integrated Power Electronics Systems*. Berlin: VDE, 2022: 39-43.
- [147] Pautsch A G, Gowda A, Stevanovic L, et al. Double-sided microchannel cooling of a power electronics module using power overlay[C]//*Proceedings of 2009 International Electronic Packaging Technical Conference and Exhibition*. San Francisco, US: ASME, 2009: 427-436.
- [148] Chang H R, Bu Jiankang, Kong G, et al. 300 A 650 V 70 um thin IGBTs with double-sided cooling[C]//*IEEE 23rd International Symposium on Power Semiconductor Devices and ICs*. San Diego, US: IEEE, 2011: 320-323.
- [149] Anwar M, Teimor M, Savagian P, et al. Compact and high power inverter for the Cadillac CT6 rear wheel drive PHEV[C]//*2016 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition*. Milwaukee, US: IEEE, 2016: 1-7.
- [150] Le Henaff F, Greca G, Salerno P, et al. Double side sintered IGBT + FRD, 650 V/200 A, in a STO247 package for high performance automotive applications[C]//*Proceedings of 2017 International Exhibition and Conference for Power Electronics, Intelligent Motion, Renewable Energy and Energy Management*. Nuremberg, Germany: VDE, 2017: 1-5.
- [151] Yin Liang, Kapusta C, Gowda A, et al. A wire-bondless packaging platform for silicon carbide power semiconductor devices[J]. *Journal of Electronic Packaging*, 2018, 140(3): 031009.
- [152] Brinkfeldt K, Ottosson J, Neumaier K, et al. Design and fabrication of a SiC-based power module with double-sided cooling for automotive applications[C]//*Proceedings of 19th International Forum on Advanced Microsystems for Automotive Applications*. Berlin: Springer, 2015: 157-171.
- [153] Liang Zhenxian. Integrated double sided cooling packaging of planar SiC power modules[C]//*Proceedings of 2015 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition*. Montreal, Canada: IEEE, 2015: 4907-4912.
- [154] Wang Yangang, Li Yun, Wu Yibo, et al. High power compact automotive IGBT module with planar packaging technology[C]//*2017 International Exhibition and Conference for Power Electronics*

- ics, Intelligent Motion, Renewable Energy and Energy Management. Shanghai: VDE, 2017: 255-259.
- [155] Huang Si, Chen Zhong. A SiC double-sided stacked wire-bondless power module for high-frequency power electronic applications[J]. *Journal of Microelectronics and Electronic Packaging*, 2021, 18(3): 113-122.
- [156] Ding Chao, Liu Heziqi, Ngo K D T, et al. A double-side cooled SiC MOSFET power module with sintered-silver interposers: I-design, simulation, fabrication, and performance characterization [J]. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2021, 36(10): 11672-11680.
- [157] Ostmann A, Hofmann T, Neeb C, et al. Embedded power electronics for automotive applications[C]//Proceedings of 7th International Microsystems, Packaging, Assembly and Circuits Technology Conference. Taipei: IEEE, 2012: 163-166.
- [158] Neeb C, Teichrib J, De Doncker R W, et al. A 50 kW IGBT power module for automotive applications with extremely low DC-link inductance[C]//Proceedings of 16th European Conference on Power Electronics and Applications. Lappeenranta, Finland: IEEE, 2014: 1-10.
- [159] Kearney D J, Kicin S, Bianda E, et al. PCB embedded semiconductors for low-voltage power electronic applications[J]. *IEEE Transactions on Components, Packaging and Manufacturing Technology*, 2017, 7(3): 387-395.
- [160] Stippich A, Kamp T, Sewergin A, et al. A highly-integrated SiC power module for fast switching DC-DC converters[C]//Proceedings of 2019 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition. Baltimore, US: IEEE, 2019: 5329-5336.
- [161] Moniz T O, Cooker P, Orlando R J. Gas turbine engine assembly and method of assembling same: US7997085[P]. 2011-08-16.
- [162] Madavan N. The electrifying future of air transportation[C]//Proceedings of 2017 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition. Cincinnati, US: IEEE, 2017: 1-7.
- [163] 王辉坪, 罗智浩. 涡扇发动机低压转子轴功率提取方法及试验验证[J]. *科技经济市场*, 2019(3): 18-19.
Wang Huiping, Luo Zhihao. Power extraction method and experimental verification of low pressure rotor shaft of turbofan engine [J]. *Science & Technology Economy Market*, 2019(3): 18-19. (in Chinese)
- [164] Miller C, Zumberge J, Michael Corbett, et al. Low spool electrical power extraction using hardware-in-the-loop methods[R]. AIAA-2010-7091, 2010.
- [165] Bash M, Boyd M, Miller C. Transient engine emulation within a laboratory testbed for aircraft power systems[J]. *SAE International Journal of Aerospace*, 2014, 7(2): 191-198.
- [166] Enalou H B, Lang Xiaoyu, Rashed M, et al. Time-scaled emulation of electric power transfer in the more electric engine[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2020, 6(4): 1679-1694.
- [167] Fang Jun, Zhang Tianhong, Cen Zhaohui, et al. Multi-electric aero engine control and hardware-in-the-loop verification with starter generator coordination[J]. *Aerospace*, 2024, 11(4): 271.
- [168] 骆嘉凡. 功率提取条件下航空发动机半物理仿真及控制策略研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2023.
Luo Jiafan. Research on semi-physical simulation and control strategy of aero-engine under power extraction conditions[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2023. (in Chinese)
- [169] Chapman J W. A study of large scale power extraction and insertion on turbofan performance and stability[R]. AIAA 2020-3547, 2020.
- [170] Balaghi Enalou H, Le-Peuvédic J M, Rashed M, et al. Potential improvements in turbofan's performance by electric power transfer[R]. SAE Technical Paper Series 2018-01-1962, 2018.
- [171] Culley D E, Kratz J L, Thomas G L. Turbine electrified energy management (TEEM) for enabling more efficient engine designs [R]. AIAA 2018-4798, 2018.
- [172] Wheeler P, Clare J, Bozhko S, et al. Regeneration in aircraft electrical power systems [R]. SAE Technical Paper Series 2008-01-2898, 2008.
- [173] Ganev E, Sarlioglu B. Improving load regeneration capability of an aircraft[R]. SAE Technical Paper Series 2009-01-3189, 2009.
- [174] Xu Yanwu, Zhang Zhuoran. Regenerated energy absorption methods for more electric aircraft starter/generator system[J]. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2023, 38(6): 7525-7534.

(编辑: 陈 越)