

飞机电推进系统高效能电机及其驱动控制技术

张卓然, 陆嘉伟, 张伟秋, 高华敏, 薛涵

(多电飞机电气系统工信部重点实验室(南京航空航天大学), 江苏省 南京市 211106)

High-performance Electric Machine and Drive Technologies for Aircraft Electric Propulsion Systems

ZHANG Zhuoran, LU Jiawei, ZHANG Weiqiu, GAO Huamin, XUE Han

(Key Laboratory of More-Electric-Aircraft Power System, Ministry of Industry and Information Technology (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 211106, Jiangsu Province, China)

ABSTRACT: Following the gradual unification of aircraft secondary power into electrical power, the electrification of aircraft propulsion power is an important trend and advanced stage of the development of aviation electrification. The electrified propulsion system can significantly improve the energy conversion efficiency, and it is a promising way for the green development of the aviation industry. The electric machine system is the core electromechanical energy conversion link of the aircraft electric propulsion system. High performance electric machine and power electronics technologies are basic support for the development of electric propulsion aircraft. Based on the aircraft power system architectures, the characteristics and requirements of the electric machine system for electric propulsion aircraft are analyzed first. The application and research status of permanent magnet synchronous machine, asynchronous machine, wound-rotor synchronous machine and superconducting machine in electric propulsion aircraft are summarized, and the key technologies of different types of electric machines and drives are systematically discussed. Furthermore, the key technologies of different types of electric machine and power electronics converter are also summarized. Finally, the promotion of new technologies on the development of electric machine system on electric propulsion aircraft is prospected, including new materials, new devices, new processes and artificial intelligence.

KEY WORDS: electric propulsion aircraft; power system; electric machine; power electronics; motor drive and control

摘要: 飞机动力系统的电气化是继机载二次能源逐步统一为

电能之后航空电气化发展的重要方向和高级阶段,能够大幅提升飞机动力系统能量利用效率,是航空业绿色发展的重要途径。电机系统是飞机电推进系统的核心机电能量变换环节,高效能电机、电力电子变换及其驱动控制技术是电推进飞机发展的基础支撑。该文从电推进飞机动力系统架构出发,分析电推进飞机电机系统的特征与要求。总结永磁同步电机、异步电机、电励磁无刷同步电机和超导电机4种类型电机在电推进飞机上的研究和应用现状,系统讨论电推进系统中不同类型电机和电机驱动器的关键技术。最后,展望新材料、新器件、新工艺、人工智能和综合热管理等技术对电推进飞机电机及其驱动控制技术发展的推动作用。

关键词: 电推进飞机; 动力系统; 电机; 电力电子; 电机驱动控制

0 引言

2019年,全球航空业碳排放量达9.2亿吨^[1]。2020年,中国航空业二氧化碳排放量达1.3亿吨^[2]。与此同时,航空业仍在蓬勃发展,航空业碳排放量也在不断增长,若不采取有效措施,至2050年,航空业碳排放可能达到全球碳排放总量的25%^[1]。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)在环保航空(environmentally responsible aviation, ERA)项目中要求,以2005年的技术水平为基准,到2025年,亚音速客机燃油消耗需要降低60%^[3];欧洲航空研究咨询委员会(Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, ACARE)在Flightpath 2050中计划2050年的航空碳排放量相较于2000年降低75%^[4]。因此,绿色发展是航空业的迫切需求,减少航空器油耗、降低碳排放是绿色航空的核心任务。

飞机电气化有两个重要阶段。第一阶段为飞机

基金项目: 国家自然科学基金“叶企孙”联合基金重点项目(U2141223)。

Project Supported by the Key Project of the National Natural Science Foundation of China “Ye Qisun” Joint Fund (U2141223).

的“多电/全电”化，主要指机载二次能源系统的电气化，通过电作动、电驱动、电加热装置等取代传统液压系统和引气系统，避免了传统系统中液压、气压管路的泄漏问题，提高了系统效率、可靠性和维护性^[5-9]。然而，二次能源在飞机能源总量中的占比低，围绕二次能源的优化对飞机整体效率的提升较为有限。针对占能源消耗总量绝大部分的一次能源(动力系统)的电气化变革是目前发展的新趋势，此为飞机电气化的第二阶段。该阶段的主要特点为采用电能作为推进系统的部分或全部能源，通过电机系统传动推进装置提供飞机所需的部分或全部动力，构成电推进飞机。飞机动力系统的电气化从能源系统的源头出发，重塑了飞机能源体系架构，能够全面优化能量利用效率，有效降低飞行污染物排放和噪音^[10-14]，显著增强动力系统的高原适应性，是飞机系统电气化发展进程的高级阶段，是航空科技领域的重大创新与变革^[15]。

欧美各国已全面实施电推进飞机发展战略，美国 NASA 于 2015 年提出了电动飞机发展路线图，对多条技术路线同步开展研究^[16-19]。英国航空技术研究所(Aerospace Technology Institute, ATI)以 2050 年实现航空净零排放为目标，制定了英国航空工业的中长期技术发展战略，该战略将电推进飞机作为实现零碳排放飞机技术的 3 条技术路径之一^[20]。空客公司也发布了包含通航飞机、城市通勤飞机和干线飞机在内的电动飞机发展路线图。空客、波音、达索、GE 航空、罗罗、赛峰和联合技术公司 7 家单位的首席技术官于 2019 年和 2021 年先后两次发布联合声明，将电推进技术列为航空科技“第三时代”的重要标志之一。

2022 年，我国印发的《工业领域碳达峰实施方案》中指出要“推动下一代国产民机绿色化发展，积极发展电动飞机等新能源航空器”。《“十四五”通用航空发展专项规划》指出要推动行业绿色发展，鼓励研发新能源航空器。电推进飞机是我国航空业实现绿色发展的必然选择，是实现与世界航空强国并驾齐驱的重要领域^[21]。

电推进技术是电推进飞机发展的关键性支撑，也是推动航空动力与电气系统交叉融合、创新发展的前沿技术。电机系统作为电推进系统中的核心动力单元，主要包括电机和电机驱动器，直接决定了电推进系统的能源利用率和推进效能。而电推进飞机对电机系统的安全性、轻量化和效率等提出了更

为严苛的要求，航空推进电机系统在负载特征、功率容量、功率密度和冷却方式等方面都与传统航空电机系统有很大区别，对航空大功率高压电机与电机驱动器设计和控制方法等方面提出了新的要求。

本文从电推进飞机动力系统架构出发，分别阐述电推进飞机推进电机系统和发电机系统的特征与要求。随后，对目前研究和应用中的飞机电推进系统电机和驱动器的发展现状进行梳理，并对高效能电机和电机驱动器关键技术进行总结和分析。最后，探讨新技术在飞机电推进系统中的应用。

1 电推进飞机电机系统特征与要求

1.1 动力系统架构

根据电推进系统是否为电推进飞机提供全部飞行动力，电推进飞机动力系统架构可分为部分电推进架构和全电推进架构，如图 1 所示。在部分电推进系统架构中，电推进系统和发动机共同提供飞行动力；在全电推进系统中，飞行动力完全由电推进系统提供。

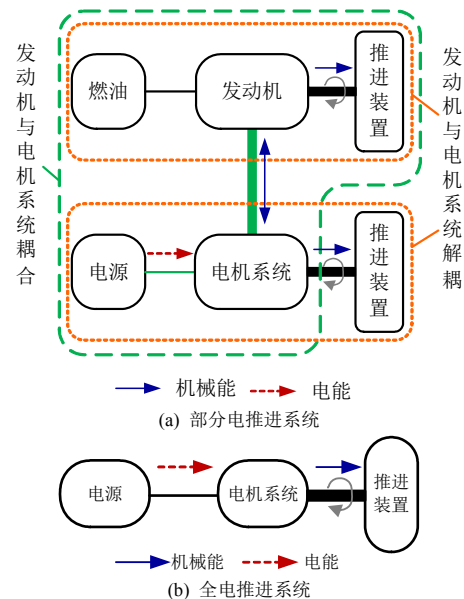


图 1 电推进飞机动力系统架构
Fig. 1 Power system architecture of electric propulsion aircraft

部分电推进系统架构主要指并联式混合动力系统架构，根据电推进系统是否与发动机直接耦合，可分为两种类型，如图 2 所示。图 2(a)为电机与发动机直接耦合时，两者在动力系统层面构成混合动力装置，共同提供动力，如罗罗公司推出的 EVE 发动机和 H3PS 飞机混合动力发动机、波音公司 SUGAR Volt 概念飞机的混合动力发动机以及 UTRC 提出的混合动力齿轮传动涡轮风扇发动

机^[16], 该类型的动力系统通过优化发动机功率和工作点实现更低的能量消耗。图 2(b)为电推进系统与发动机相互独立时, 两者在飞机整体层面构成混合动力系统, 如 NASA STARC-ABL 概念飞机和波音公司 SUGAR Freeze 概念飞机^[17, 22], 该类型的动力系统主要通过独立的电推进系统优化飞机阻力特性, 实现更高的飞机气动效率。

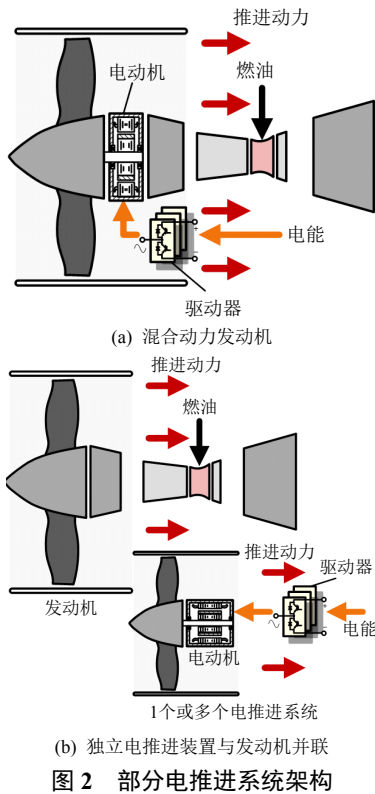


Fig. 2 Partial electric propulsion system architecture

全电推进系统架构中的飞行动力完全由电推进系统提供, 根据是否包含发动机, 该类型的电推进飞机动力系统架构可分为纯电动动力系统架构和串联式混合动力系统架构, 如图 3 所示。纯电动动力系统架构的电源主要为蓄电池、燃料电池和太阳能电池等, 串联式混合动力系统架构由发动机驱动的发电机系统供电。根据动力形式, 该类型的动力系

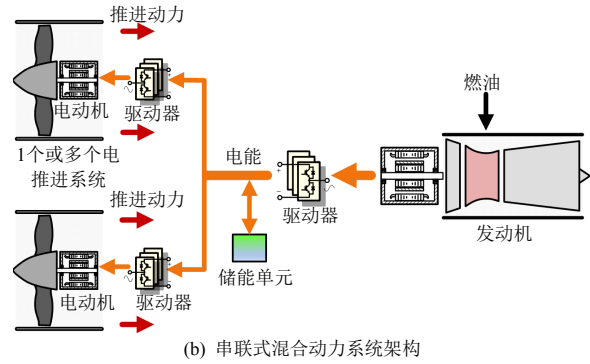
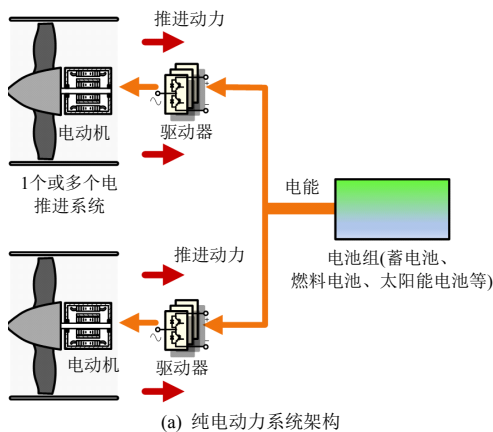


图 3 全电推进系统架构

Fig. 3 All electric propulsion system architecture

统架构又可分为集中式动力系统架构和分布式动力系统架构。集中式动力系统架构依靠集中式大功率电推进系统提供动力, 如罗罗公司研制的“创新精神”号电推进飞机; 分布式动力系统架构更倾向于将动力系统融入气动布局, 以优化气动性能, 如 NASA 正在研制的 X-57 分布式电推进飞机^[18]。

无论在何种架构中, 电机都属于核心动力单元, 为了实现电机转速与转矩的灵活高效控制, 需要以逆变器为主体的电机驱动器对电能进行变换。与传统机载电机系统不同, 电推进系统中的电机与电机驱动器面临全新的挑战。传统飞机上, 电机系统主要用于向整机供电(发电机)和驱动泵类负载(电动机)等, 在多电飞机上还负责驱动压气机等大功率电动负载, 功率等级从十千瓦级至百千瓦级不等。相较于地面应用的电机系统, 航空电机系统对可靠性和功率密度的要求更高。目前, 装机应用功率最大的航空电机为 B-787 配备的 250 kV·A 起动发电机, 其重量仅 97 kg, 通过多余度供电满足系统可靠性要求。而对于电推进飞机, 推进电机系统承担提供推进动力这项关键基础功能, 其可靠性需要提高至航空动力系统的水平, 且其功率也远远超过相应等级的传统机载电机系统。A-380 飞机供电总容量为 600 kV·A, 仅为最大推进功率的 0.2%, B-787 飞机两台发动机提供的发电功率达到了 1 MV·A, 也仅有最大推进功率的 1.5%^[23]。电推进系统取代传统发动机后, 推进电机系统的重量对整机的影响更为显著, 推进电机系统对功率密度的要求更高。此外, 电推进飞机主要的能量转化过程由推进电机系统进行, 因而推进电机系统的效率直接影响飞机的能量转化效率, 推进电机系统在实现高可靠性和高功率密度的同时, 对效率的要求也高于传统航空电机系统。

在 NASA 针对特定机型提出的电推进系统性

能需求中，对于 SCEPTOR 9 座概念飞机配备的百千瓦级电推进系统，期望电机功率密度达到 6 kW/kg，效率达到 96%，期望逆变器功率密度达到 13 kW/kg，效率达 98%^[24]；对于 STARC-ABL 概念飞机配备的兆瓦级电推进系统，期望电机功率密度达到 13 kW/kg，效率达 96%，期望逆变器功率密度达到 19 kW/kg，效率达 99%^[24]；对于 N3-X 概念飞机上的 3 MW 推进电机系统，则要求电机功率密度达到 12.7 kW/kg^[25]。

1.2 推进电机系统的特征与要求

电推进飞机的动力由推进电机传动的桨叶类装置提供。推进电机向桨叶输出转矩和功率，若不考虑传动导致的转矩和功率损失，桨叶与推进电机的转矩、功率关系可由式(1)表示。

$$P_{propeller} = P_{motor} = 2\pi nT / 60 \quad (1)$$

式中： n 为桨叶和推进电机的转速； $P_{propeller}$ 、 P_{motor} 分别为桨叶和推进电机的功率； T 为转矩。

桨叶功率与推进功率 $P_{propulsion}$ 的关系如式(2)所示。

$$P_{propulsion} = \eta P_{propeller} = Fv \quad (2)$$

式中： F 为桨叶提供的推进力，与桨叶转矩直接相关； v 为推进力方向的飞行速度； η 为该状态下的推进效率。

飞行器依靠推进功率维持飞行状态，因此，人们对推进电机系统的功率更为关注，追求系统的高功率密度。对推进力需求大的飞行器，如需要桨叶提供升力的垂直起降飞行器，则对推进电机系统的转矩密度要求更高。

桨叶类装置主要有螺旋桨和涵道风扇两大类。这两类推进装置的负载特性类似，其转矩 T 与转速 n 的平方正相关，可由式(3)计算。结合式(1)，推进装置的功率 $P_{propeller}$ 与转速 n 的三次方正相关，可由式(4)计算。

$$T = k_T \rho n^2 D^4 \quad (3)$$

$$P_{propeller} = k_P \rho n^3 D^4 \quad (4)$$

式中： ρ 为空气密度； D 为桨叶直径； k_T 为转矩系数； k_P 为功率系数。

同时，由式(3)、(4)可知，同等功率的推进装置，若其直径越大，则其转速越小，转矩越大。桨叶转速受叶尖线速度极限和飞行器飞行速度影响，叶尖线速度一般不超过音速，飞行速度越高的飞行器倾向于采用直径更小的桨叶。

螺旋桨一般适用于飞行速度较低的飞行器，具有推进效率高的优点。电动螺旋桨多为直驱系统，如图 4(a)所示，功率多为千瓦级至百千瓦级，NASA X-57 飞机巡航螺旋桨功率为 60 kW，最高转速为 2 250 r/min，最大转矩为 254 N·m^[26]；罗罗公司 Extra 330LE 飞机螺旋桨功率为 261 kW，最高转速为 2 500 r/min，最大转矩为 1 000 N·m，Eviation Aircraft 公司的 Alice 飞机采用了现役功率最大的电动螺旋桨，达 560 kW，最高转速为 2 300 r/min，最大转矩超过 3 000 N·m。功率越大的螺旋桨一般直径越大，所需转矩越大，而转速较低。对于推进电机系统而言，大功率螺旋桨一般为低速大扭矩负载。此外，对于桨距可调的螺旋桨，其转速一般在小范围内波动，通过调节桨距控制螺旋桨拉力，所需转矩与拉力正相关，该类型螺旋桨类似于恒转速、变转矩负载。

由于外涵道对推进气流的优化作用，涵道风扇的拉力/推力略大于同等功率水平的螺旋桨，但在飞行速度较低时，涵道风扇的推进效率较低，同时涵道结构也会带来更大的重量和更高的飞行阻力。涵道风扇的主要优势在于飞行速度较高时损失的推力更少，因此更适合于飞行速度较高的飞行器^[27]。一般而言，与螺旋桨相比，同等功率等级的涵道风扇对转速的需求更高，对转矩的需求更小。电动涵道风扇的驱动方式有轴驱和边缘驱动(见图 4(d))两种类型，其中轴驱又可分为直驱(见图 4(b))和通过减速器驱动(见图 4(c))两种方式。电动涵道风扇功

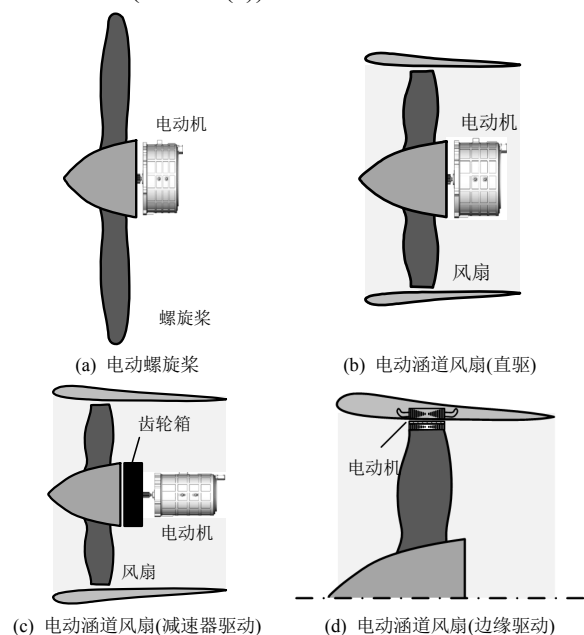


图 4 电推进装置示意图

Fig. 4 Diagrams of electric propulsion unit

率范围在十千瓦级至兆瓦级,锐翔无人机电动涵道风扇功率为30 kW,最高转速为3 900 r/min,转矩约为70 N·m^[28]; NASA STARC-ABL 概念飞机电动涵道风扇功率达2.6 MW,转速为3 000 r/min,最大转矩超过了8 000 N·m^[29]; NASA N3-X 概念飞机电动涵道风扇功率为3 MW,转速为4 500 r/min,转矩超过6 000 N·m^[25]。此外,由于涵道对桨叶的约束作用和对噪声的抑制作用,目前一些电动垂直起降载人飞行器同样倾向于使用涵道风扇,该类型的涵道风扇多采用大直径桨叶,对于电机系统而言仍为低速大转矩负载。

除了涵道风扇以外,电动垂直起降飞行器大多采用多旋翼、倾转旋翼和复合翼类型的电推进装置。这些类型的电推进装置负载特性与螺旋桨和涵道风扇类似,可归类于螺旋桨或涵道风扇进行讨论。

分布式电推进飞机的电推进系统采用分布式布局,包含了数量较多的小功率推进装置。小功率推进装置结构紧凑,能够更为灵活地融入飞机气动布局,实现增加升力、减小阻力的效果。同时,分布式电推进系统在容错控制和功率冗余方面具有优势。NASA X-57 飞机依靠安装于机翼前缘的12台高升力螺旋桨提高流经机翼的气流速度,以提高升力,单台螺旋桨功率为11 kW,最高转速为5 460 r/min,最大转矩为24 N·m^[30]。与集中式大功率推进装置相比,小功率推进装置的桨叶直径更小,转速更高。

对于以上不同类型的推进装置,推进电机系统大多始终工作在恒转矩区。与采用定桨距桨叶的推进装置负载特性类似,当转速越高、气压越高、气温越低时,转矩需求越大。

1.3 发电机系统的特征与要求

混合电推进飞机配备有以发电机系统为核心的供电系统,根据混合电推进系统类型和功率等级的不同,其中的发电机系统特征存在较大差异。

在小型并联式混合电推进飞机上,同一电机系统在不同工况下分别作为电动机和发电机使用,主要考验电机系统的四象限运行能力。该类型电机一般需要与活塞发动机共同耦合到齿轮箱上,因此其转速的选取较为灵活,功率一般在数十千瓦至上百千瓦级别。

在小型串联式混合电推进飞机上,通常由活塞发动机驱动的发电机构成发电系统,该类型发电

机一般与发动机直连,转速和功率与活塞发动机相匹配,每分钟数千转,功率几十至上百千瓦。一些混合电推进无人机采用了小型涡轮发动机驱动十千瓦级发电机,该类型发电机转速可达到每分钟数万转。

大型串联式混合电推进飞机推进功率将达到兆瓦级至十兆瓦级,该功率等级的混合电推进系统需要依靠涡轮发动机驱动的大功率发电机系统提供电能,单发电机系统的功率等级将达到兆瓦级至十兆瓦级。传统航空发电机与发动机功率相差悬殊,对发动机的影响较小,多通过附件机匣等机械机构从发动机核心机提取功率。大型串联式混合电推进系统中的发动机绝大部分功率用于驱动发电机,两者功率等级相近,且负载特性与传统航空发动机不同,发电机与发动机的耦合程度更深,功率提取问题较为突出。目前,涡轮发动机驱动发电机的方式主要有直接驱动、通过齿轮箱驱动和通过涡轮驱动3种方式^[31]。发动机直接驱动发电机时的转速可达每分钟上万转,通过齿轮箱驱动时一般设置较高的转速以降低发电机重量,通过涡轮驱动时能够实现发动机核心机与发电机的解耦,此时发电机转速低于直驱时的转速,但也可通过增加齿轮箱的方式提高发电机转速。

发电机系统可以通过交流电或直流电的形式提供电能。小型混合电推进飞机电力系统多包含蓄电池,通过蓄电池补充过载功率以降低发电机系统的容量。由于蓄电池的存在,发电机系统多采用直流供电形式。大型混合电推进飞机体量更大,发电机系统供电形式受电力系统架构影响,在直流电力系统架构中输出直流电,在交流电力系统中直接提供交流电。直流电力系统架构采用直流供电形式,将发电机系统和电动机系统解耦,实现了发电机系统和推进电机系统的灵活控制。直流电力系统架构需要先将发电机输出的交流电变换为直流电,在推进电机侧再将直流电逆变为交流电。直流电力系统架构涉及多次电能变换,为了降低电能变换过程中的损耗,也可采用基于交-交变换器(交流电直接变换为另一频率和幅值的交流电)的交流电力系统架构,在实现系统解耦的同时,由于系统中仅存在一次电能变换,理论上损耗较低、效率较高。但当发电机系统与电动机系统距离较远时,该类型系统架构存在交流馈线重量较大和电磁干扰的问题。

2 电推进系统高效能电机研究现状与关键技术

表 1 给出部分研发和应用中的电推进系统电机参数,电机类型主要涵盖永磁同步电机、异步电机、电励磁无刷同步电机和超导电机。其中, RFPMSM (radial-flux permanent magnet synchronous machine) 为径向磁通永磁同步电机, AFPMSM(axial-flux permanent magnet synchronous machine)为轴向磁通永磁同步电机, PMSM 为永磁同步电机(permanent

magnet synchronous machine), IM(induction machine) 为异步电机, WRSM(wound-rotor synchronous machine)为电励磁无刷同步电机, Semi SCM (semi-superconducting machine)为半超导电机, Fully SCM (fully-superconducting machine)为全超导电机, SC-PMM(superconducting permanent magnet machine)为超导-永磁电机。图 5 为目前电推进系统电机功率等级和功率密度现状,总体上飞机电推进系统中电机在向更大功率、超高功率密度方向发展。

表 1 飞机电推进系统电机参数

Table 1 Electric machine parameters of aircraft electric propulsion system

类型	功率/kW	转速/(r/min)	功率密度	效率/%	状态	冷却方式	参考文献
RFPMSM	260	2 500	5.2 kW/kg ^a	95	装机	直接液冷	[32]
RFPMSM	100	1 300	4.6 kW/kg ^a	—	装机	直接液冷	—
RFPMSM	65	11 000	5.0 kW/kg ^a	—	装机	液冷	[32]
PMSM	280	1 200~2 300	2.5 kW/kg ^b (含散热器)	—	装机	—	—
PMSM	560	1 200~2 300	2.8 kW/kg ^b (含散热器)	—	装机	—	—
PMSM	300	42 000	8 kW/kg ^b	—	样机	—	—
PMSM	2 500	14 500	—	98.9	样机	—	[7]
RFPMSM	4 000	15 000	16.1 kW/kg ^a	98.3	样机	直接液冷	[33]
AFPMSM	30~210	—	4~5 kW/kg ^a	92~98	装机	液冷	[32]
RFPMSM	300	3 600	5 kW/kg ^a	97	设计	风冷	[34]
RFPMSM	1 000	15 000	14 kW/kg ^a	96.4	样机	风冷	[35]
RFPMSM	2 600	3 000	11 kW/kg ^a	98	设计	风冷	[29]
RFPMSM	1 000	20 000	23.7 kW/kg ^c	97.2	设计	液冷	[36]
RFPMSM	250	15 000	16.6 kW/kg ^c	94.5	设计	—	[37]
IM	1 000	4 000~5 000	10.2 kW/kg ^a	—	样机	直接液冷	[38]
IM	250	14 000	13.2 kW/kg ^c	97.2	设计	风冷	[39]
WRSM	1 000	19 000	7.9 kW/kg ^a 6.4 kW/kg ^b	97	样机	油冷	[40]
Semi SCM	1 400	6 800	17.4 kW/kg ^c	98.9	设计	定子液冷、转子 62.8 K 低温冷却	[41]
Fully SCM	3 000	4 500	36.6 kW/kg ^a	99.87	设计	20 K 低温冷却	[25]
Fully SCM	2 000	2 500	40 kW/kg ^a	99.5	设计	20 K 低温冷却	[42]
Fully SCM	10 000	9 000	25.6 kW/kg ^a	99.2	设计	20 K 低温冷却	[43]
SC-PMM	10 000	3 600	40 kW/kg ^a	—	设计	20 K 低温冷却	[44]

注：“^a”表示根据电机总重量计算的功率密度;“^b”表示根据电机及电机驱动器总重量计算的功率密度;“^c”表示根据电机有效材料重量计算的功率密度。

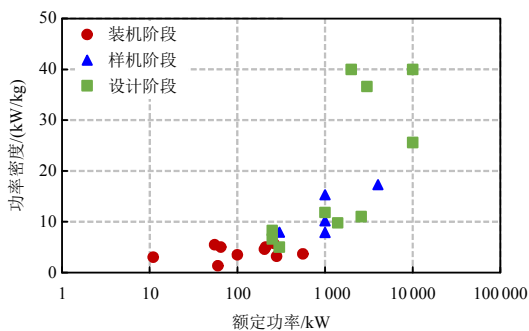


图 5 电推进系统电机功率等级和功率密度现状

Fig. 5 States of art of electric machine power rating and power density in electric propulsion system

2.1 永磁同步电机

永磁同步电机通过永磁体提供励磁,结构简单,没有电励磁损耗,同时由于稀土永磁材料的高磁能积,永磁同步电机能够同时获得较高的效率和功率密度,是中小型电推进飞机较合理的动力源方案,目前永磁推进电机系统得到了较为广泛的应用^[32]。

永磁同步电机在传统飞机上主要用于中小功率电驱动系统和应急电源系统,在多电飞机上还应用于百千瓦级的电动压气机系统等^[45-46]。这些应用场合与飞机电推进系统差别很大,永磁推进电机仍

面临功率密度、效率和可靠性方面的挑战。

百千瓦级电推进系统永磁同步电机和兆瓦级电推进系统永磁同步电机的要求不尽相同，百千瓦级系统主要用于中小型电推进飞机，兆瓦级系统主要面向大型电推进飞机。中小型电推进飞机对电推进系统电机的功率密度要求远高于相应功率等级的传统航空电机。NASA 在飞机电推进系统评估中期望百千瓦级电机功率密度需不小于 6 kW/kg，兆瓦级电机功率密度不小于 13 kW/kg，效率均应不小于 96%^[24]。

伊利诺伊大学研制的 1 MW 分布绕组外转子无槽永磁电机是兆瓦级推进电机的典型代表，如图 6 所示^[47]，电机采用了 120 槽 20 极拓扑，重量仅 65.4 kg，转速 15 000 r/min，通过减速器驱动电动涵道风扇，功率密度达到了 15.3 kW/kg，计算效率达到了 96.4%^[35]。威斯康辛大学研究的 1 MW 分数槽集中绕组永磁电机为兆瓦级永磁推进电机另一个典型方案，电机采用 18 槽 12 极拓扑，转速 20 000 r/min，同样通过减速器驱动电动涵道风扇，计算有效材料功率密度达到了 23.7 kW/kg，计算效率可达 97.2%^[36]。

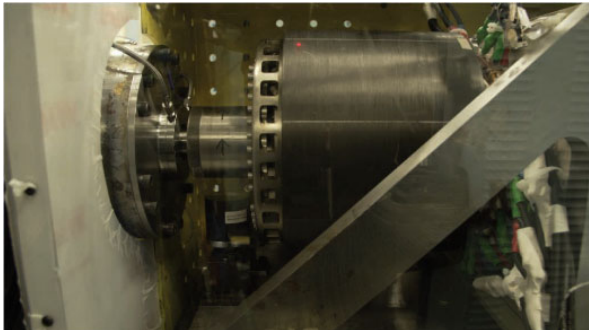


图 6 1 MW 分布绕组外转子无槽永磁电机(伊利诺伊大学)

Fig. 6 1 MW distributed-winding outer-rotor slotless permanent magnet synchronous machine (University of Illinois)

针对混合电推进飞机发电机系统应用，诺丁汉大学研究了 4 MW 分布绕组高速永磁发电机(见图 7)，电机采用 48 槽 8 极拓扑，转速 15 000 r/min，电机总重 249 kg，预计功率密度可达 16.1 kW/kg、效率可达 98.3%^[33]。罗罗公司研制了 2.5 MW 高速永磁发电机(见图 8^[7])，并将其与 AE2100 燃气轮机相结合，构成了燃气涡轮发电机系统，作为混合电推进飞机的供电电源。

永磁同步电机功率密度的影响因素主要有电负荷、磁负荷和转子线速度 3 个方面，电负荷和磁

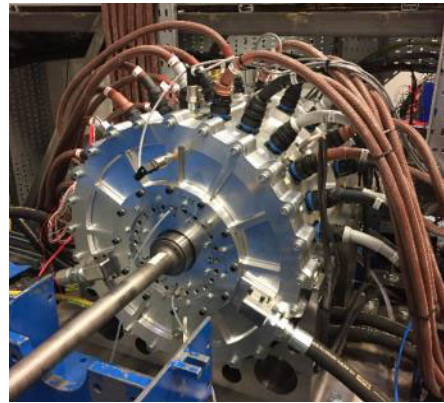


图 7 4 MW 高速永磁发电机(诺丁汉大学)

Fig. 7 4 MW high-speed permanent magnet generator (University of Nottingham)

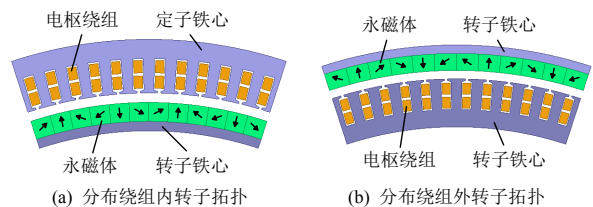


图 8 2.5 MW 高速永磁发电机(罗罗公司)

Fig. 8 2.5 MW high-speed permanent magnet generator(Rolls-Royce)

负荷又是效率的主要影响因素，需要从电机拓扑结构、损耗抑制和冷却角度进行综合设计。

飞机电推进系统永磁同步电机多采用图 9 所示拓扑结构，具有多对极和环形结构特征。根据磁场方向，永磁同步电机有径向磁通和轴向磁场两种主要类型，图 9 所示不同拓扑结构径向磁通永磁同步电机在百千瓦级和兆瓦级、直驱和通过减速器驱动的电推进系统均有研究与应用^[32]。轴向磁通永磁电机对径向空间的利用率高，在长径比较小的场合，功率密度和转矩密度具有优势。由于轴向磁通永磁电机单位径向长度的功率是由外向内递减的，而径向磁通永磁电机单位轴向长度的功率是均匀的，在相同气隙面积和相同最大转子线速度的前提下径向磁通永磁电机更具优势。受转子线速度限制，



(a) 分布绕组内转子拓扑

(b) 分布绕组外转子拓扑

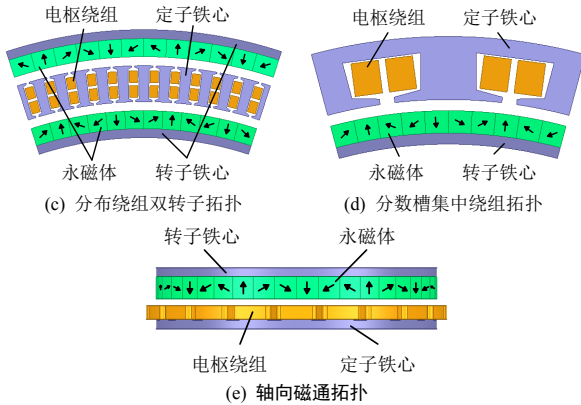


图 9 多对极环形永磁同步电机

Fig. 9 Multi-pole ring permanent magnet synchronous machine

轴向磁通永磁同步电机多应用于十千瓦级至百千瓦级的直驱式推进电机系统，文献[48]对比研究了轴向磁通永磁电机拓扑结构，优化其功率密度和效率，并研制了 50 kW 轴向磁通永磁推进电机。轴向磁通永磁电机也可通过轴向多模块组合，在飞机兆瓦级电推进系统中有重要应用前景^[49]。

采用高性能稀土永磁材料的表贴式永磁转子磁负荷高、重量轻，且能够通过 Halbach 阵列的形式进一步提高磁负荷，并降低转子铁心重量，同时可通过护套提高转子强度，实现更高的转子线速度。不论对于径向磁通永磁同步电机还是轴向磁通永磁同步电机，表贴式永磁转子均是当前电推进系统永磁同步电机常用的转子拓扑形式。除了表贴式结构，美国马凯特大学提出了采用两相铁磁材料的切向磁钢永磁转子拓扑，通过局部渗氮工艺使磁桥磁导率降为 1，在实现聚磁效应的同时，可采用较宽的磁桥实现较高线速度^[38]。此外，双转子结构的采用也是提高电机功率密度的有效途径。百千瓦级电推进系统永磁同步电机的转子线速度大多在 60~100 m/s，功率密度可达 5 kW/kg 左右；兆瓦级电推进系统永磁同步电机为了实现 10 kW/kg 以上的功率密度，通常需要将转子线速度提高至 200 m/s 以上^[35,37-38]。

永磁转子的损耗主要为导电永磁体在谐波磁场下的涡流损耗，永磁体可通过分块实现涡流损耗的抑制。电推进系统功率大，对于损耗更为敏感，威斯康辛大学通过类似于铁心冲片的叠片式永磁体，大幅降低了涡流损耗^[36]。此外，由导电材料制成的转子护套同样会带来涡流损耗。对于金属护套，同样可采用叠片的形式抑制护套涡流损耗^[50]；对于碳纤维等各向异性材料制成的护套，可采用控

制纤维缠绕方向的方法降低护套损耗^[36]。

永磁同步电机绕组结构多为分布式绕组或分数槽集中绕组两种类型，分布绕组的磁动势谐波小，但是端部结构复杂；分数槽集中绕组端部结构简单，用铜量小，但是谐波较大。两种绕组结构在电推进系统电机中均有研究与应用，其中分数槽集中绕组结构多用于中小功率应用场合^[27,31]，分布式绕组结构多用于大功率应用场合^[36,51]。解决转子损耗问题后，分数槽集中绕组也有应用于兆瓦级推进电机系统的潜力^[36]。

由于电推进系统永磁同步电机频率高，绕组交流铜损较为严重，多采用 Litz 线或大长宽比的扁线绕组以抑制交流铜损。在铁损抑制方面，由于电机高基频的特性，传统航空电机 0.35 mm 的铁心冲片损耗过大，需要采用更薄的铁心冲片，如 0.2 mm 甚至 0.1 mm 厚度的冲片。伊利诺伊大学在其 1 MW 永磁同步电机上采用了无槽结构，虽然牺牲了部分气隙磁密，但定子损耗得到了有效抑制，同时定子重量也得到了下降。对于无槽结构永磁定子，由于绕组直接暴露于交变磁场，需采用 Litz 线以抑制绕组涡流损耗^[51]。

电推进电机系统多采用多通道架构提高系统可靠性。单电机多绕组、多通道供电架构需要从电机拓扑角度综合优化冗余能力、容错特性和功率密度^[52]；多电机系统架构则是从系统层面实现故障工况下的容错和协调控制。

2.2 异步电机

在具有大外径转子特征的电推进系统中，如通过边缘驱动的涵道风扇，以及电机与风扇轴直接耦合的混合动力涡轮风扇，永磁同步电机的应用存在难题。由于外径大，电机为环形结构，需要极多的极对数以降低重量。多极对数和相对较高的转速带来较高的电频率，一方面电机驱动控制的难度大，另一方面高频率使损耗较大，难以提高电机效率^[40]。

大外径环形结构使得电机转子线速度较高，异步电机在该条件下可实现较高功率密度，同时在极对数的选取方面更为灵活，可选取合适的电频率以抑制铁损，并降低对驱动控制技术的要求。电推进系统异步电机拓扑主要有图 10 所示的两种类型。

曼彻斯特大学提出的 250 kW 边缘驱动异步电机采用了 72 槽 12 极内转子拓扑，转子线速度达到了 260 m/s，电机在 65 000 A/m 线负荷下的有效材料功率密度超过 13 kW/kg，同时达到 97.2% 的计算

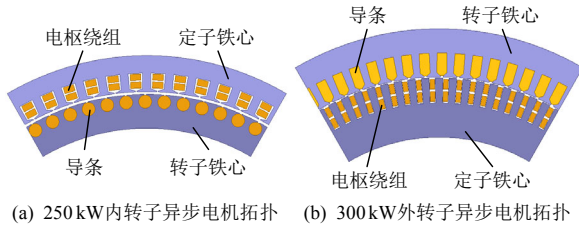


图 10 多对极环形异步电机

Fig. 10 Multi-pole ring asynchronous machine

效率^[40]。俄亥俄州立大学正在对应用于混合动力涵道风扇的异步推进电机进行研究,电机采用外转子拓扑,并采用背绕式环形绕组,定子背轭侧的绕组与冷却液直接接触,大幅提高了电机电负荷,研制的 1 MW 样机如图 11 所示,功率密度达到了 $10.2 \text{ kW/kg}^{[39]}$ 。



图 11 1 MW 异步电机(俄亥俄州立大学)

Fig. 11 1 MW asynchronous machine
(The Ohio State University)

由于异步电机由定子电流提供励磁,且转子导条存在铜损,异步电机在效率和功率密度的平衡方面更具挑战。同时,定子励磁的特征导致异步电机的功率因数较低,对电机驱动器的功率需求更高。另外,定转子损耗抑制、高线负荷下定子的冷却散热以及高线速度下导条与端环的结构设计等也需着重考虑。

2.3 电励磁无刷同步电机

航空应用的电励磁无刷同步电机传统上大多作为发动机、辅助动力装置和冲压空气涡轮等驱动的发电机使用,在部分系统中还可以通过电机的电动运行能力起动发动机,实现起动发电一体化。在大型混合电推进飞机上,单台发电机通常需要为多套推进电机系统供电,从而构成了庞大的电力系统。除了推进电机系统,电力系统负载端还有各类机载电气设备。因此,大型混合电推进飞机在供电系统的可靠性和稳压性能方面挑战更大。电励磁无刷同步电机的结构原理如图 12 所示,通过励磁机和旋转整流器实现无刷励磁。航空电励磁无刷同步电机多包含永磁副励磁机,从而构成三级式结构。

永磁副励磁机作为独立电源,为发电机控制器等关键设备供电。电励磁无刷同步电机凭借其可靠性高和调磁灵活的特点,主要适合于推进飞机中的发电应用。

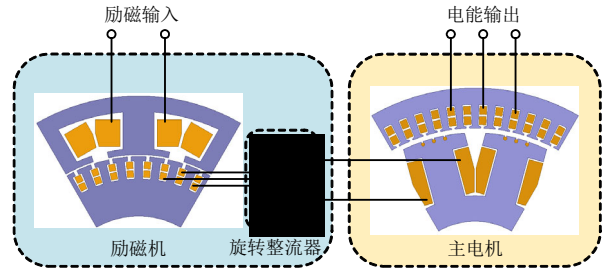


图 12 电励磁无刷同步电机结构原理图

Fig. 12 Structural schematic diagram of electrically excited brushless synchronous motor

霍尼韦尔公司针对混合电推进飞机应用研制了 1 MW 电励磁无刷同步发电机,如图 13 所示,转速 19000 r/min ,电机功率密度达到了 7.9 kW/kg ,实测效率可达 97%。该发电机采用二极管整流,系统简单,重量轻,整合整流器、整流器散热器和发电机控制器之后系统功率密度仍可达 $6.4 \text{ kW/kg}^{[41]}$ 。

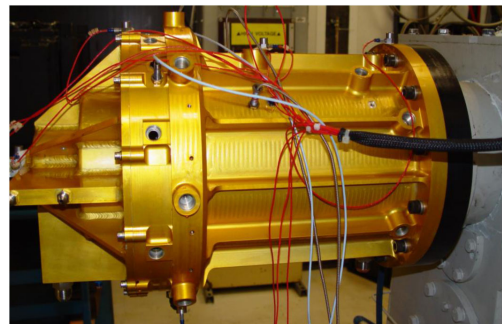


图 13 1 MW 电励磁无刷同步发电机(霍尼韦尔公司)

Fig. 13 1 MW wound-rotor brushless synchronous generator (Honeywell)

电励磁无刷同步电机转子结构较为复杂,高转速大容量下高可靠结构设计是关键。由于电励磁无刷同步电机磁场由电流激励产生,在此过程中会产生铜损,导致其效率难以提高到同等条件下永磁同步电机的水平,电励磁无刷同步电机的损耗抑制与热管理是关键。

2.4 超导电机

超导电机通过超导线材部分或完全替代了传统铜导线,由于超导线材的零电阻特性,超导电枢绕组和超导励磁绕组能够承载的电流密度远大于铜绕组,使得电机的电负荷和磁负荷均能得到极大提升。相比于常导电机,超导电机在效率和理论功率密度方面的优势使其在飞机大功率电推进系统上更具应用潜力。

超导电机拓扑结构如图 14 所示，主要有半超导电机和全超导电机两种类型。半超导电机的定子和转子其中之一为超导结构，因此又可分为转子超导型半超导电机和定子超导型半超导电机两种拓扑；全超导电机的定转子均为超导结构。

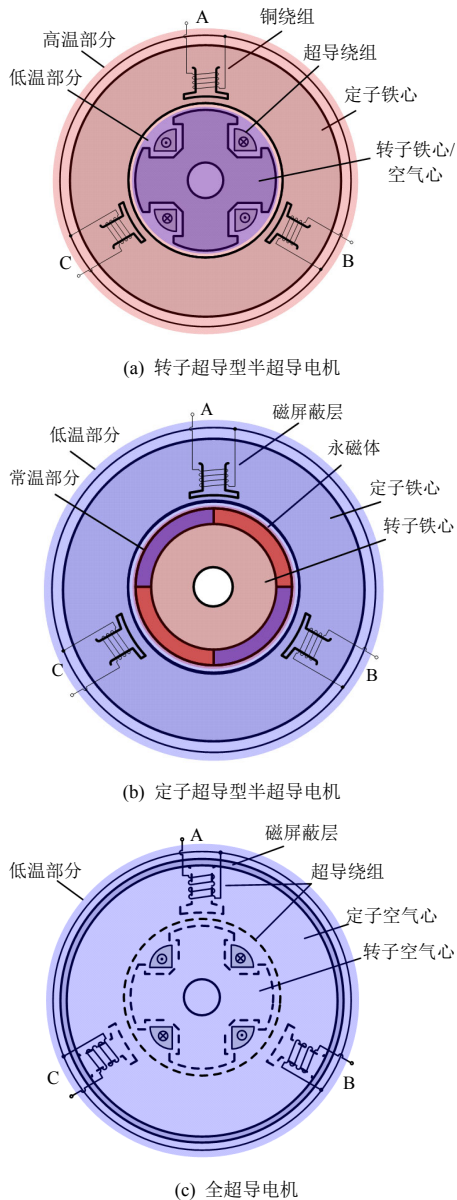


图 14 超导电机拓扑

Fig. 14 Topology of superconducting machine

转子超导型半超导电机本质上为电励磁无刷同步电机，其励磁绕组由超导线圈制成。该类型半超导电机可在转子上集成制冷机，使得电机转子自成独立的低温体系，从而不需要外部支持^[53]。NASA Glenn 研究中心为 STARC-ABL 概念飞机研制的 1.4 MW 发电机采用了该类型拓扑，其超导励磁绕组由 REBCO 线材绕制而成，工作电流 57.2 A，电流密度 220 A/mm^2 ，转子自带的制冷机提供不大于

62.5 K 的设计工作温度。由于超导励磁绕组的引入，该 1.4 MW 半超导电机设计效率达到了 98.9%，同时其设计有效材料功率密度达到了 17.4 kW/kg ^[42]。

定子超导型半超导电机多为超导-永磁电机，采用超导电枢绕组和永磁转子，超导定子需要外部冷源维持超导状态。在大型混合电推进飞机上，液氢可以作为低温无碳液态燃料，获得了广泛的关注与研究。液氢沸点 20 K，能够满足 MgB_2 、YBCO、REBCO 等多类型超导线材的冷却要求。使用低温燃料冷却超导组件避免了额外的闭式循环冷却机构，简化了系统结构，降低了系统整体重量，特别值得重视和研究。克兰菲尔德大学针对采用液氢燃料的 BW-11 混合电推进飞机提出了采用 YBCO 超导电枢绕组和永磁转子的半超导电机，该半超导电机采用了 3D 磁路结构，环形超导定子的 3 个面各与一个永磁转子进行机电能量转换。三转子结构提高了等效磁负荷。采用该拓扑结构的 10 MW、3600 r/min 的涵道风扇推进电机功率密度预计可达 40 kW/kg ，20 MW、10000 r/min 的发电机功率密度预计可达 80 kW/kg ^[45]。

全超导电机本质上同样为电励磁无刷同步电机，其转子励磁绕组和定子电枢绕组均由超导线材制成，从而获得了远超传统电机的线负荷和磁负荷，进而实现超高功率密度和超高效率。西门子公司基于 N3-X 概念飞机 3 MW、4500 r/min 涵道风扇推进电机对全超导电机和半超导电机进行了对比研究，其中全超导电机的超导励磁绕组绕制在非导磁结构件上，超导电枢绕组安装在定子轭上，构成了转子无铁心、定子无槽结构，转子励磁绕组由高温超导线材绕制，励磁电流密度 300 A/mm^2 ，电枢绕组由液氢冷却的 MgB_2 超导线材制成，电流密度为 177.2 A/mm^2 ，电机功率密度达到了 36.6 kW/kg ，转矩密度 $77.7 \text{ N}\cdot\text{m/kg}$ ，效率 99.87%^[25]。无铁心、无槽结构重量轻，同时避免了铁磁材料在交变磁场中的损耗，可实现超高效率。九州大学针对飞机混合电推进系统提出的 2 MW 全超导电机采用了全空气心结构，磁密达到了 2.69 T。为了对旋转磁场进行约束，需要在定子绕组外侧设置屏蔽层，基于超导材料完全抗磁特性的超导屏蔽层可以远小于铁磁屏蔽层的厚度实现相同的磁屏蔽效果，从而大幅提高电机功率密度^[43]。

目前，兆瓦级以下的超导电机在效率方面具有优势，但是在功率密度方面与传统方案相当。在兆

瓦级及以上的应用领域,超导电机在功率密度方面的优势开始显现。在电推进系统中,超导电机方案与传统电机方案的取舍需要结合具体功率需求等进行,大功率驱动和发电领域倾向于采用超导电机方案。随着超导技术的发展,超导电机将显现更大的优势。据公开报道,俄罗斯西伯利亚航空研究院研制的 500 kW 高温超导电机已在雅克-40 飞机上进行了飞行验证^[54]。

超导电机在航空电推进系统中的成熟应用仍面临诸多技术问题。冷却与隔热是超导绕组安全稳定运行的重要前提;交流绕组在强磁场下的失超问题仍需要关注;基于液氢燃料的开放式冷却架构是较为合理的选择,低温隔热技术在地面和航天领域均有实践,但其在航空上的应用仍需要进一步探索。超导转子结构复杂,电推进飞机应用多要求较高的转速,高可靠转子结构与密封也是其中的重点与难点。

2.5 电推进系统电机的冷却

航空电机的传统冷却方法一般有液冷和风冷两大类,液冷电机主要通过滑油或燃油等冷却介质将热量带离电机,风冷电机通过气流带走废热。在液冷电机中,根据冷却介质是否与电机发热部分直接接触,又可分为直接液冷和间接液冷两种形式。当然,液冷电机冷却液的热量仍需要通过气流或燃油经由热交换机带走。

在以上几种冷却方式中,液体冷却介质的比热容较大,冷却效果好,且绝缘的液体冷却介质能够与绕组等部件直接接触,快速带走热量,冷却效果最好。因而电推进系统电机大多采用了液冷方案,部分采用了具有密封定子结构的直接液冷方案,大幅提高了绕组能够承载的电流密度,从而获得了电机本体的高功率密度^[33]。基于空心导体的直接液冷方法是目前较为新兴的航空电机冷却方法,获得了较多关注。一方面,电推进系统中的高频电机趋肤效应明显,空心导体可在不显著增加铜损的同时降低铜重;另一方面,冷却液与导体直接接触,冷却效果好,可大幅提高电负荷^[55]。

热管冷却是除传统液冷和风冷方法之外具有前景的电推进系统电机冷却方式。热管两端分别置于电机内部和机壳外侧,通过管内液体的蒸发与液化实现热量的传递,具有导热性能好、传热距离远和冷热两侧传热面积可灵活改变等优势。美国马凯特大学将热管冷却方法应用于驱动涵道风扇的

250 kW 永磁同步电机,设计电负荷达到了 94 266 A/m^[56]。

由于桨叶对气流的加速作用,流经桨叶后侧电推进系统的气流流速高,通过该推进气流带走推进电机系统的热量,可以省去额外的冷却散热机构,从而获得较高的系统功率密度。NASA X-57 飞机 60 kW 和 11 kW 螺旋桨推进电机均通过推进气流实现电机系统的冷却,其中 60 kW 推进电机通过额外在短舱上开设引气通路,主动引入高速气流实现电机冷却^[27,31]。伊利诺伊大学兆瓦级永磁推进电机采用离心风扇增强了散热效果^[57-58]。虽然风冷推进电机具有结构简单的优点,但是不同工况下桨叶气流条件不同,满足全工况散热需求是风冷设计的重点与难点。此外,大功率风冷推进电机一般需要将绕组直接暴露在气流中实现高效冷却,绕组绝缘的可靠性需要进行额外关注。

液冷方案需要额外的泵组、管路和散热器等配套组件,这些组件和冷却液将降低系统整体的功率密度,而风冷电机不需要额外设备提供冷却介质,结构更简单。NASA 对电推进飞机热管理系统的散热功率密度要求为 0.68 kW/kg^[24],按此标准可推算出 5 kW/kg 功率密度、96%效率的永磁同步电机匹配相应的散热器之后功率密度为 3.86 kW/kg。即针对同一电推进系统应用,5 kW/kg 功率密度的液冷电机与 3.86 kW/kg 功率密度的风冷电机在整体重量上是接近的。

在大型混合电推进飞机上,低温燃料的使用为电机的冷却提供了新的方案。由于铜绕组具有正温度特性,通过低温燃料使电机绕组低温工作可大幅降低铜损,提高铜绕组的载流能力,实现更高的效率。利用液氢燃料冷却的低温常导电机和高温超导电机值得重点研究与实践。

3 电推进系统电机驱动技术

如图 15 所示,飞机电推进系统基本架构由推进电机,与电机相连的桨叶或风扇一类的负载,以及电机驱动器组成。其中,电机驱动器由逆变器和数字控制器等组成,逆变器将外部直流电变换为交流电后向电机提供电能以驱动电机,数字控制器通过外部传感器获取电机的绕组电流、转子位置角度和转速等信息,并运行控制程序控制逆变器输出的交流电流的幅值、频率及相位,从而调节推进电机的转速和转矩,最终控制桨叶、风扇等负载的输出动力。

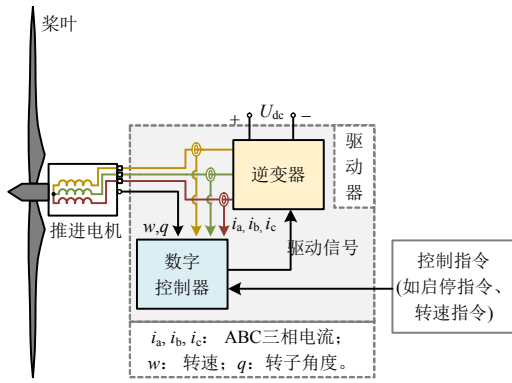


图 15 飞机电推进系统基本架构
Fig. 15 Basic architecture of aircraft electric propulsion system

航空电推进系统推进电机功率大、轻量化要求高，通常采用高电压设计以减小电流，从而降低电缆重量。同时，推进电机多采用高线速度、多极对数设计实现高功率密度，即使采用高压，转子线速度较高时仍需要限制每相串联匝数，以避免反电势超过母线电压极限，这使得绕组电感较小。多极对数设计能够有效降低铁心重量，但导致了电机基频较高。高电压、高基频和小电感会导致电机电流谐波增大，故逆变器需在高压大电流下，提高开关频率以实现推进电机的低谐波控制，但高压大电流及高开关频率又会使得逆变器损耗增大，散热系统体积、重量增大。如何在高压大电流下实现高开关频率、高效率及轻量化设计，是电推进系统大功率逆变器的研究重点。

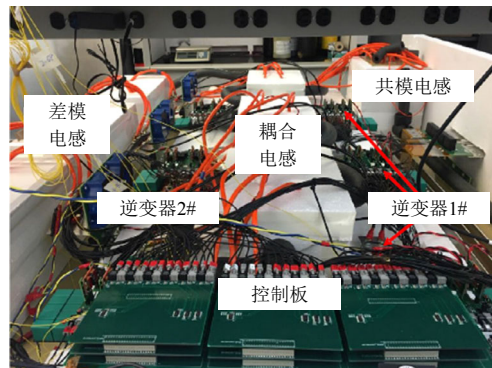
3.1 飞机电推进系统逆变器研究现状

为了实现高压大功率下电推进系统逆变器的高频化，新一代宽禁带功率器件逐步替代传统的功率器件。相比于传统的硅(Si)基功率器件，宽禁带功率器件具有高耐压、低导通电阻、开关速度快的优点，且宽禁带材料中的碳化硅(SiC)材料热导率更高，使得 SiC 功率器件散热性能更好，可运行于更高温度下，故 GE、波音公司的电推进系统逆变器均采用 SiC 功率器件^[59-60]，阿肯色大学设计的逆变器则采用 Si IGBT/SiC MOSFET 混合模块^[61-62]。氮化镓(GaN)材料具有更高禁带宽度及电子迁移率，故 GaN 功率器件的体积更小，且开关频率更高，伊利诺伊大学研发的逆变器采用了 GaN 功率器件^[63]。

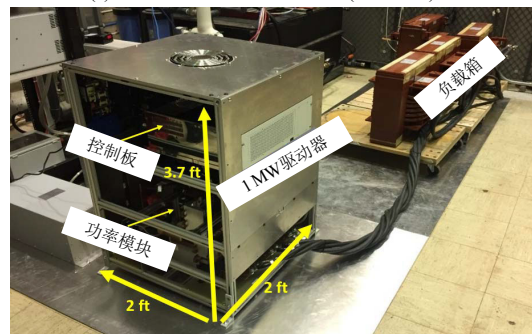
为了应对推进系统的高电压等级和大电流，电推进系统大功率逆变器可以采用多电平拓扑降低单个功率器件的电压应力，并采用多个多电平逆变器进行串并联，以提升系统容量。如诺丁汉大学开

展了基于 Si IGBT 和三电平串并联拓扑的 4 MW 变换器研究^[64]，该变换器用于驱动诺丁汉大学研制的 4 MW 高速永磁发电机，在拓扑结构上与逆变器相同，可作为逆变器使用。

宽禁带器件与新电路拓扑结合可以进一步提高逆变器开关频率及功率密度。波音公司基于 SiC 功率器件，采用中性点有源钳位三电平拓扑设计了两台 500 kW 逆变器，并使用交错并联技术构建 1 MW 逆变器^[59](参见图 16(a))；GE 公司采用中性点有源钳位 SiC/Si 混合三电平拓扑，研制了 1 MW 逆变器^[60](参见图 16(b))；伊利诺伊大学基于 GaN 功率器件及飞跨电容九电平交错并联拓扑，提出了单板卡 9.7 kW 的模块化逆变器^[63]；阿肯色大学基于 Si IGBT/SiC MOSFET 混合模块和 T 型多电平拓扑研制了 48 kV·A 逆变器^[61-62]。多电平拓扑降低了功率器件的电压应力，有助于进一步提高开关频率，同时降低了输出电压谐波，进而降低输出电流谐波。交错并联技术可以提高等效开关频率，降低输出电流谐波。



(a) 1 MW SiC 三电平拓扑逆变器(波音公司)^[59]



(b) 1 MW SiC/Si 混合三电平拓扑逆变器(GE 公司)^[60]

图 16 电推进系统兆瓦级逆变器

Fig. 16 MW-class inverters in electric propulsion systems

另外，逆变器可通过多通道驱动架构，降低单台逆变器的容量要求，同样有助于提高开关频率，且可以实现多通道冗余驱动，提高系统的容错性能。

高压大电流体制下，即使采用宽禁带功率器件及优化的拓扑、架构，也难以实现很高的开关频率。

同时,大功率逆变器冷却系统的体积和重量会显著影响逆变器的功率密度和可靠性,故冷却系统优化设计非常重要。GE公司1 MW逆变器SiC MOSFET模块在常规水冷下开关频率为20 kHz;波音公司1 MW逆变器SiC MOSFET模块采用液氮冷却,开关频率达到了60 kHz。

3.2 大功率逆变器关键技术

中小功率电推进系统逆变器与常规地面应用类似,本节主要讨论大功率电推进系统逆变器的关键技术。飞机电推进系统逆变器基本结构如图17所示,主要涉及功率器件及驱动、拓扑结构、电磁兼容、高压绝缘和冷却散热等方面的关键技术。

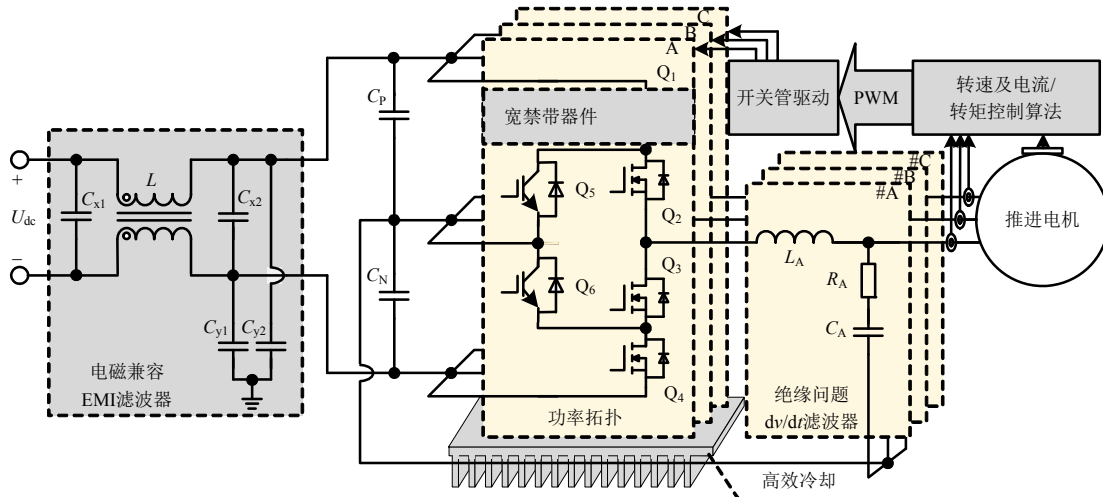


图17 飞机电推进系统逆变器基本结构

Fig. 17 Basic structure of power converter for aircraft electric propulsion system

3.2.1 低寄生参数、高可靠性的功率器件及其驱动
第三代宽禁带器件具备高禁带宽度、高击穿场强、高电子迁移率、高饱和速率和高导热系数,理论上,相对于传统硅基功率器件,宽禁带器件应具备耐高温、耐高压、损耗低和开关频率高的优势。而当前工艺下,横向GaN HEMT器件中的GaN材料一般生长在硅以及蓝宝石衬底材料上,由于晶格的不匹配,在GaN材料的生长过程中易引入缺陷^[65]。在高压阻断状态下,较高的缺陷密度,易产生更多漏电流的路径,引发可靠性问题。因此,GaN器件一般不应用于高压、高可靠性的场合,目前GaN器件在电推进电机驱动逆变器中应用较少。而SiC器件沟道迁移率受限,导致导通电阻较大,未充分发挥其理论上的低损耗特点,且栅极可靠性也难以评估^[66]。因此,生产工艺及器件结构的优化是发挥宽禁带器件潜力的基础。

目前,部分商用SiC器件仍采用传统Si器件的封装方式,造成功率器件杂散电感较大的问题,SiC的高速开关过程易产生严重电压过冲,进而导致损耗增大、电磁干扰加剧等问题。为了发挥SiC器件高速开关的优势,需采用低寄生电感封装技术^[67-69]。同时,目前的功率模块封装结构在高温下易失效,难以支持SiC功率器件工作在高温下,故高温封装

技术、降低功率芯片到外壳的热阻以优化散热性能是SiC器件工作于高温环境的重要保障^[70-72]。最后,由于SiC功率器件通常用于高压场合,且更快的开关速度带来更高的电压变化率,SiC功率器件对封装结构的绝缘性能提出了更高要求^[73-74]。

功率器件开通过程中,由于寄生电感的影响通常会造成电压尖峰和功率振荡^[75]。文献[76-77]通过分析和实验得出结论:栅极电感对功率变换器的损耗影响最为严重,栅极电感会造成驱动回路振荡,严重时可能导致器件损坏。文献[78]从物理层面对寄生电感造成的开关暂态过程进行建模,并分析过程中损耗的产生机理,在特定的驱动电路和负载的状况下可以实现开关损耗的最小化。过高的开关速率除了带来电压尖峰和功率振荡外,还可能导致串扰现象的发生。如果驱动采用负压关断,过高的负压可能会导致栅极损坏,且长时间的负压关断会导致开启门限电压提高,进而增大通态电阻。为减小串扰影响可以选择采用不对称驱动电阻,以及三极管进行米勒电流短路或者有源米勒钳位的方法对串扰进行抑制,进一步还可以设计具有一定复杂度的栅极辅助电路获得更佳的抑制效果^[79-82]。并且SiC功率器件通常工作在高温、高压、高频的环境下,因此对应的驱动电路通常要对高温、高压和高

频等条件有一定的适应性^[83]。由于 SiC 材料击穿电场大、电流密度高，器件内部发热率高，可以在更短时间造成器件热失效，驱动还须具备定位准确、响应迅速的过流保护、短路保护等保护功能。

最后，从提升系统可靠性的角度考虑，还需研究 SiC 等宽禁带器件的失效机理，进一步实现对功率器件和逆变器的寿命预测。

3.2.2 高频、高效率的大功率逆变器拓扑

针对电推进系统高压电机应用，以图 18 所示三电平逆变器为代表的多电平逆变器因其功率器件电压应力较低的优势，可应用于电推进系统逆变器^[62-63]，同时，较低的电压应力降低了功率器件损耗，使得功率器件可以工作于更高的开关频率，且电平数的增加，降低了输出电压谐波，进而可以降低输出电流谐波，适合于驱动高压、小电感、高频、大功率的电推进电机。

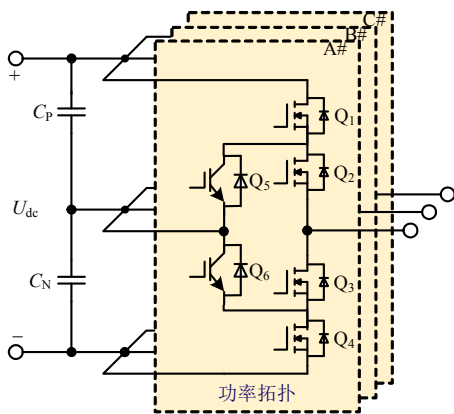


图 18 中性点有源钳位混合三电平逆变器拓扑
Fig. 18 Topology of hybrid three-level active neutral-point-clamped converter

另一方面，交错并联拓扑也可以进一步拓展逆变器容量，并降低输出电流谐波，同时，调整交错角以抑制某频段的 EMI 噪声，并可与 EMI 滤波器设计技术相结合，实现滤波器最优化设计以提高功率密度^[59]。

在高压大功率电推进系统电机驱动中，基于上述拓扑及宽禁带器件的逆变器在过高的开关频率下，损耗同样会明显增大，若需要进一步提高开关频率，则可以采用软开关技术^[84-85]。此外，软开关技术还有减少 EMI 噪声的优势。

3.2.3 电磁兼容

电推进电机电压高、阻抗小，且逆变器通常采用宽禁带功率器件，从而产生更高的电压、电流变化率，进而产生更加严重的电磁干扰，电磁兼容问题更加突出。

电机驱动系统工作时产生的共模噪声主要是由高变化率的共模电压等通过功率器件、导线、散热器和机壳等路径对地寄生电容耦合产生的噪声电流，其耦合路径主要有两类：第一类路径经过功率器件和散热器对地的分布电容^[86-87]；第二类路径经过逆变器输出电压中性点、输出导线、电机绕组或者电机壳体对地的分布电容，以及经过彼此之间的分布电容^[88]。

总的来说，减少 EMI 噪声的方法主要分为两方面。第一方面是在初期设计阶段，降低逆变器自身的 EMI 水平，此方法中，可以对宽禁带功率器件及功率电路进行建模，并进行阻抗提取及建立 EMI 等效电路^[89-92]，指导硬件电路设计。还可以从调制方法入手，通过优化的调制算法，改善 EMI 噪声的分布及幅值或有目的的抑制某频段 EMI 噪声^[93-95]，主要有混沌 PWM 技术^[96]、基于改进拓扑的 EMI 抑制调制算法^[97]等。另外，软开关技术可以降低电压电流变换率^[98]。第二方面是抑制 EMI 在干扰路径上的传播，首先可以在功率器件选型时有目的地选择寄生参数小、反向恢复电流小的器件^[99]，同时还需考虑优化 PCB 布线、逆变器功率母排及逆变器结构设计以降低 EMI^[100]；另外，可以外加无源或有源 EMI 滤波器^[101-102]，目前电推进系统逆变器中常用的无源 EMI 滤波器拓扑如图 19 所示，而在电推进系统高功率密度的需求下，滤波器的体积、重量、损耗则是设计中的关键。同时，硬件拓扑上的优化也可以实现 EMI 抑制，如交错并联拓扑配合以交错角调整算法实现某频段 EMI 噪声的抑制^[59]，多通道架构的对称布局可以实现共模电流相消的效果^[103-104]。

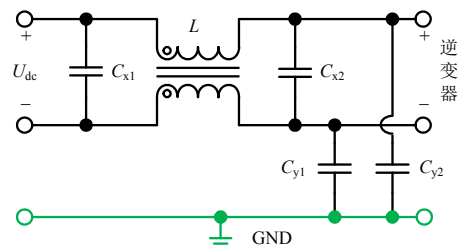


图 19 直流侧 EMI 滤波器拓扑
Fig. 19 DC side EMI filter topology

3.2.4 高频驱动下的高压绝缘问题

宽禁带开关器件提高了电压变化率，这使得当电缆和电机之间的浪涌阻抗不匹配时，特别是在逆变器和电机通过长线缆相连的情况下，电机定子绕组会有显著的浪涌电压应力，且主要集中在靠近接

线端子的定子绕组的前几匝，故在高压高频驱动场合，为了满足电机绝缘要求，需要在交流侧接入如图 20 所示的 dv/dt 滤波器，以降低电机侧的电压应力^[60]。

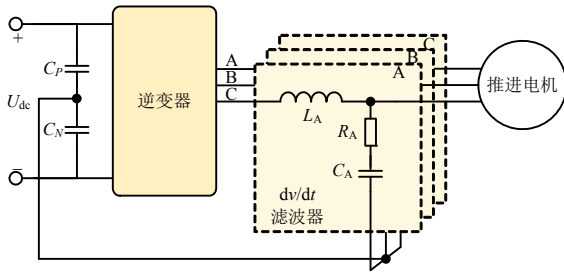


图 20 交流侧 dv/dt 滤波器拓扑

Fig. 20 AC side dv/dt filter topology

上述的滤波器须结合拓扑及控制、调制方法进行最优化设计，以使电推进驱动系统满足高功率密度的需求。

3.2.5 高效冷却技术

高效冷却是高压大功率高频逆变器长时间可靠工作的必要保障，且冷却系统通常在逆变器体积重量中占据较大比重。为了满足高功率密度的需求，冷却系统需采取低热阻、轻量化设计。表 2 给出常用的逆变器冷却技术及其优缺点。高压、高频、大功率电推进系统逆变器的常用冷却方式主要为液冷及低温冷却^[17,62-63]。液冷散热方面的研究主要集中在流道设计、扰流柱设计以及微通道的模式上。相对液冷，液氮和液氢等冷却剂可进一步降低热阻，并使得逆变器可工作于更高的开关频率，但其需要复杂的辅助装置，通常应用于有低温冷却架构的飞机。

表 2 大功率逆变器冷却技术

Table 2 Cooling technology for high-power converters

散热方式	优点	缺点
自然冷却	系统简单、可靠、成本低、辅助设备少	体积大、性能低
强迫风冷	系统简单、可靠、成本较低、辅助设备较少	体积大、性能较低、风扇磨损及噪音、积尘
水冷	外形轻薄体积小、散热效率高、无噪音	系统复杂、辅助设备多、成本高、漏液风险
低温冷却(液氮、液氢等)	外形轻薄体积小、散热效率更高、无噪音	系统复杂、辅助设备多、成本高、漏液风险

另一方面，传统逆变器散热通常是通过实验进行迭代以满足散热需求，耗费大量时间及资金成本，且依靠迭代实验确定的散热系统设计很难达到最优化设计目标，并且会影响整机功率密度，故需建立大功率逆变器损耗及散热模型以指导冷却系

统正向最优化设计。

3.3 强鲁棒性控制技术

电推进电机作为飞机动力装置，其控制方法需要具有强鲁棒性。其中，电推进系统电机的控制技术主要分为电流控制和转速控制两方面，此外还包括系统层面的控制技术。

3.3.1 电流控制技术

对于电流控制，电推进电机电感较小，极易受外部因素干扰，造成实际参数与标称参数的不匹配，进而影响电机控制性能，如因制造工艺或外部功率电缆引入的电感参数误差及三相不平衡，易产生较大电流超调、振荡及稳态电流脉动，甚至导致控制失稳，故高精度、高鲁棒性的参数辨识技术是电流控制实现预期性能的保证，且用于推进电机的参数辨识方法，不应需要如实验室那样的特殊环境，并可以在不断开负载的情况下实现稳定精确的辨识^[105]。另一方面，电推进电机同时具备高压、高频、大功率、小电感的特点，要求逆变器具备足够高的开关频率以降低开关谐波，但开关频率及功率拓扑的复杂度是受限的，而电机设计中，电感参数作为输出量，无法配合母线电压、开关频率及谐波要求随意改动，故若在受限的开关频率及一定的系统复杂度下，电流谐波仍未满足要求，只得通过外加滤波器提高阻抗，降低谐波。此时，则需要针对带有滤波器的电机驱动系统进行重新建模，并提出有针对性的控制方法。

其次，除了 PWM 调制引入的高频谐波，反电势谐波、逆变器死区等非线性因素同样会造成电流谐波，而电流谐波会造成电机损耗上升、转矩脉动增大等不利影响，故谐波抑制算法是提高推进电机效率，保证推进电机控制系统运行质量的重要因素。

3.3.2 转速控制技术

对于转速控制，负载转矩是最主要的影响因素^[106]。电推进电机驱动桨叶类负载，探究实际飞行过程中不同工况下桨叶的负载特性及其与推进电机强耦合关系是实现高精度转速控制的基础。稳定的转速控制需要算法具备相应的抗扰动性能，以快速且精确地补偿负载转矩的扰动，保证调速系统的鲁棒性。

3.3.3 系统控制技术

对于整个控制系统而言，飞机飞行所处的环境使功率器件、位置传感器等发生故障的风险更大^[107-110]，而电推进系统作为飞机动力来源，对可

靠性的要求更高,故研究强鲁棒性无位置传感器技术及定位精准、响应迅速的故障诊断及容错控制方法是非常必要的。

此外,在分布式电推进系统中,除了提升电机控制系统的鲁棒性,单个电机系统对给定指令的精确跟踪,以及对所有电机功率的精确分配和协调,是分布式电推进技术实现的基础。同时,还需要在整个系统中实现故障的快速诊断和精确定位,并在故障后进行快速响应,调整电机系统功率的分配。

4 技术发展与展望

目前,国内外的电推进飞机的适航审定和电机与电机驱动器的研究均处于起步阶段,为了满足飞机电推进系统严苛的综合性能要求,亟需进行技术创新与突破。

4.1 高性能电机材料与先进制造技术

兆瓦级电推进飞机的电压等级将达到上千伏特,对绝缘系统造成挑战。新型绝缘材料需要在实现高工作温度和高介电常数的同时,具有高热导率、热稳定性和较强的耐电晕放电能力。氮化硼纳米管是较具应用潜力的新型绝缘材料,其制备工艺需要进一步研究。

导电材料是高性能电机技术的基础。碳纳米管导体与传统铜导体相比理论电导率极高且密度很低,虽然目前技术成熟度不足,但颇具发展潜力。超导材料是导电材料的另一重要发展方向,强磁场环境下低交流损耗、高临界电流密度的超导材料是超导电机发展的重要基础。

磁性材料的进步同样对电机性能的突破至关重要。软磁材料方面,铁钴合金等材料相比传统软磁材料具有更高的饱和磁通密度,有助于电机功率密度的提高;硬磁材料方面,以纳米永磁材料为代表的新型高磁能积永磁材料有望进一步提高永磁电机的功率密度。

碳纤维复合材料等新型轻质高强度复合材料可应用于电机结构件和转子补强,有助于电机的高强度、轻量化设计。铝碳化硅复合材料等新型导热复合材料可应用于冷却系统,提高电机系统的散热效能。

此外,制造技术的进步也有助于电推进系统性能的提升。增材制造等技术可应用于电机电磁部件(如导线、空心铜管等)、热管理部件(如微通道、微翅片等)或其他结构部件,实现电机整体的精细化和

轻量化设计。

4.2 高功率密度高效电机容错型拓扑结构

为提高飞机能源利用率,需要对电推进电机系统进行高功率密度与高效率的权衡设计。电机功率密度与其转矩密度和转速的乘积成正比,中小功率(百千瓦级及以下)推进电机可采用直驱式高转矩密度拓扑结构,在满足功率密度要求的同时,减小减速器和高基频带来的效率损失;大功率(兆瓦级及以上)推进电机则通常需要采用较高的转速,以实现超高功率密度。

高转矩密度设计方面,双转子、无轭分块定子等新型拓扑结构有望进一步提升永磁电机的转矩密度;高转速设计方面,转子及轴承的高强度轻量化设计、高基频下的铁损和交流铜损抑制,以及电机与减速器的集成设计是高速电机的研究重点。

另一方面,具有高可靠性与容错性的电机系统对飞机的飞行安全至关重要,双/多通道绕组结构和冗余控制是提高系统可靠性的重要方向。双/多通道电机系统的工作特性、配置方法和容错技术等均需要进一步研究。

超导电机作为未来大型电推进飞机极具潜力的电机方案,其拓扑结构的设计规律与传统常导电机存在很大差异,超导线材与热管理系统也会对系统可靠性带来更大挑战。

4.3 大功率逆变器与智能控制技术

逆变器在电推进飞机上的应用存在单管功率不足和开关频率较低等问题,碳化硅、氮化镓等宽禁带功率器件的技术进步将有助于更大功率电推进系统的实现和效率的提高。基于宽禁带功率器件的电流源型逆变器有望缓解其母线电感体积重量过大的问题,是目前大功率逆变器的研究方向之一。新型导热材料和新型封装工艺等均能帮助发挥宽禁带器件的耐高温优势,可使逆变器结构更紧凑、重量更轻。新型逆变器拓扑和软开关技术是降低损耗、进一步提高开关频率的重要手段。滤波器材料和制作工艺方面的创新也将有助于提高系统效率,降低系统重量。大功率模块化结构逆变器与模块化容错推进电机的集成也是重要的研究方向。逆变器、驱动器和推进电机的综合优化应双向迭代,除了驱动控制要考虑推进电机对象的运行特性,推进电机的设计与优化也需充分考虑驱动控制的拓扑结构和调制方式等。

随着信息化、数字化技术的发展,将人工智能、

大数据等技术融合到飞机电推进系统的健康监测、故障诊断以及故障时动力系统重构中是未来飞机电推进系统的发展趋势,对实现飞机的安全稳定运行具有重要意义。

4.4 高性能综合热管理技术

高性能热管理技术是飞机电推进系统性能提升与可靠运行的基础。新型热管理技术一方面需要实现更高效的冷却效果,另一方面需要综合考虑冷却系统重量和体积对电推进系统的整体影响。油雾冷却、相变冷却等新型电机冷却技术有望进一步提高冷却效果;利用飞机气流的风冷方法在系统重量方面具有优势,但需要进行满足全飞行工况散热需求的风冷设计,以及高防护等级的电机系统设计。此外,低温冷却系统是超导推进电机的应用基础。值得一提的是,热管理模式的设计和优化上升到整个动力乃至飞机平台更有意义,也很必要,例如燃料和冷却介质的共用,燃油换热、液氢冷却和废热利用等都是重要的方向。

目前,大多数飞机电推进系统中的电机与逆变器冷却系统相互独立。随着电机及其逆变器的一体化设计与集成化发展,将二者进行综合热管理,共用一套冷却系统,可以进一步简化冷却系统架构,提高系统功率密度,是未来飞机电推进热管理系统的重要发展趋势。

5 结论

航空推进动力的电气化有助于大幅提高飞机能量利用效率,降低飞机碳排放,是航空电气化发展的全新方向,也是航空业绿色发展的必然选择。电推进系统是电推进飞机的动力核心,电机系统又是电推进系统的关键,高效能电机和驱动控制系统功率密度、转矩密度、效率和可靠性的提升,对电推进飞机的发展具有极大的推动作用。本文针对飞机电推进系统电机及其驱动控制技术进行总结、讨论和展望。

1) 电推进飞机由电推进装置提供部分或全部推进动力,由此可划分为两类主要的动力系统架构,不同动力系统架构均要求其中的电机系统具有高功率/转矩密度、高效率和高可靠性特征;

2) 永磁同步电机、异步电机、电励磁无刷同步电机和超导电机在飞机电推进系统中均有应用前景,高可靠、高安全性、高转子线速度、高线负荷、高磁负荷拓扑结构、高频高电磁负荷下的损耗

抑制方法和强环境适应性的冷却方法等诸多关键技术需要重点研究与突破;

3) 电推进系统电压高、电流大、基频高、电机电感小,对高功率密度高效电机驱动控制提出了全新的要求,基于宽禁带功率器件的多电平拓扑结构、高电压高开关频率下的EMI和电压变化率抑制方法、轻量化低热阻冷却散热技术和高鲁棒性控制策略是其中的重点与难点;

4) 新型电机材料、先进制造工艺和新型电机拓扑结构是提高推进电机功率密度、转矩密度、效率和可靠性的关键,大功率耐高温功率模块和智能化驱动控制技术是大功率逆变器的重要发展方向。驱动器与推进电机的物理集成以及综合优化、高效综合热管理技术是飞机电推进系统实现高度集成化和智能化的重要基础。

参考文献

- [1] GRAVER B, RUTHERFORD D, ZHENG S. CO₂ emissions from commercial aviation: 2013, 2018, and 2019[R]. Washington: ICCT, 2020.
- [2] YU Jinglei, SHAO Chaofeng, XUE Chenyang, et al. China's aircraft-related CO₂ emissions: decomposition analysis, decoupling status, and future trends[J]. Energy Policy, 2020, 138: 111215.
- [3] SUDER K L, DELAAT J, HUGHES C, et al. NASA environmentally responsible aviation project's propulsion technology Phase I overview and highlights of accomplishments[C]//Proceedings of the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine: AIAA, 2013.
- [4] High Level Group on Aviation Research. Flightpath 2050: Europe's vision for aviation[R]. Belgium: European Union, 2011.
- [5] TOM L, KHOWJA M, VAKIL G, et al. Commercial aircraft electrification—Current state and future scope[J]. Energies, 2021, 14(24): 8381.
- [6] BUTICCHI G, WHEELER P, BOROYEVICH D. The more-electric aircraft and beyond[J]. Proceedings of the IEEE, 2023, 111(4): 356-370.
- [7] NØLAND J K, LEANDRO M, SUUL J A, et al. High-power machines and starter-generator topologies for more electric aircraft: a technology outlook[J]. IEEE Access, 2020, 8: 130104-130123.
- [8] 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.
- [9] JONES C E, NORMAN P J, BURT G M, et al. A route to sustainable aviation: a roadmap for the realization of aircraft components with electrical and structural multifunctionality[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2021, 7(4): 3032-3049.
- [10] BOLAM R C, VAGAPOV Y, ANUCHIN A. Review of electrically powered propulsion for aircraft[C]//Proceedings of 2018 53rd International Universities Power Engineering Conference. Glasgow, UK: IEEE, 2018.
- [11] WHEELER P, SIRIMANNA T S, BOZHKO S, et al. Electric/hybrid-electric aircraft propulsion systems[J]. Proceedings of the IEEE, 2021, 109(6): 1115-1127.
- [12] BRELJE B J, MARTINS J R R A. Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: a review of concepts, models, and design approaches[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 104: 1-19.
- [13] ANSELL P J, HARAN K S. Electrified airplanes: a path to zero-emission air travel[J]. IEEE Electrification Magazine, 2020, 8(2): 18-26.
- [14] 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(in Chinese).
- [15] 孔祥浩, 张卓然, 陆嘉伟, 等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 021651.
KONG Xianghao, ZHANG Zhuoran, LU Jiawei, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 021651(in Chinese).
- [16] JANSEN R H, BOWMAN C, JANKOVSKY A, et al. Overview of NASA electrified aircraft propulsion(EAP) research for large subsonic transports[C]//Proceedings of the 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, USA: AIAA, 2017.
- [17] WELSTEAD J R, FELDER J L. Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion[C]//Proceedings of the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, USA: AIAA, 2016.
- [18] BORER N K, PATTERSON M D, VIKEN J K, et al. Design and performance of the NASA SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator[C]//Proceedings of the 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Washington, USA: AIAA, 2016.
- [19] KIM H D, FELDER J L, TONG M T, et al. Turboelectric distributed propulsion benefits on the N3-X vehicle[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2014, 86(6): 558-561.
- [20] DAVID D, SIMON B, MALCOLM F, et al. Zero-carbon emission aircraft concepts[R]. Cranfield: ATI, 2022.
- [21] 孙侠生, 程文渊, 穆作栋, 等. 电动飞机发展白皮书[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11): 1-7.
SUN Xiasheng, CHENG Wenyuan, MU Zuodong, et al. White paper on the development of electric aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(11): 1-7(in Chinese).
- [22] BRADLEY M K, DRONEY C K. Subsonic ultra green aircraft research phase II: N+4 advanced concept development[R]. Washington: NASA, 2012.
- [23] GHASSEMI M, BARZKAR A, SAGHAFI M. All-electric NASA N3-X aircraft electric power systems[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2022, 8(4): 4091-4104.
- [24] JANSEN R H, BOWMAN C, JANKOVSKY A. Sizing power components of an electrically driven tail cone thruster and a range extender[C]//Proceedings of the 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Washington, USA: AIAA, 2016.
- [25] CORDUAN M, BOLL M, BAUSE R, et al. Topology comparison of superconducting AC machines for hybrid electric aircraft[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2020, 30(2): 5200810.
- [26] DUBOIS A, VAN DER GEEST M, BEVIRT J, et al. Design of an electric propulsion system for SCEPTOR's outboard nacelle[C]//Proceedings of the 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Washington, USA: AIAA, 2016.
- [27] 李建波, 高正, 唐正飞, 等. 涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 164-168.
LI Jianbo, GAO Zheng, TANG Zhengfei, et al. Experimental investigation on lift and drag of ducted fan system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(2): 164-168(in Chinese).
- [28] 刘昭威, 王俊, 彭河鑫. 30kW 级航空电驱动涵道风扇设计与试验[J]. 推进技术, 2023, 44(3): 92-98.
LIU Zhaowei, WANG Jun, PENG Hexin. 30kW aviation electric drive ducted fan design and experiment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(3): 92-98(in Chinese).
- [29] YOON A, ARASTU F, LOHAN D, et al. Direct-drive electric motor for STARC-ABL tail-cone propulsor[C]//Proceedings of 2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Indianapolis, USA: IEEE, 2019.
- [30] HALL D L, CHIN J C, ANDERSON A D, et al.

- Development of a Maxwell X-57 high lift motor reference design[C]//Proceedings of 2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Indianapolis, USA: IEEE, 2019.
- [31] 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.
- [32] EL-REFAIE A, OSAMA M. High specific power electrical machines: a system perspective[J]. CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2019, 3(1): 88-93.
- [33] 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.
- [34] LEE D, BALACHANDRAN T, SALK N, et al. Design and prototype of a high power density slotless PMSM for direct drive aircraft propulsion[C]//Proceedings of 2021 IEEE Power and Energy Conference at Illinois. Urbana, USA: IEEE, 2021.
- [35] SANCHEZ R, YOON A, YI Xuan, et al. Mechanical validation of a high power density external cantilevered rotor[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2018, 54(4): 3208-3216.
- [36] SWANKE J A, BOBBA D, JAHNS T M, et al. Design of high-speed permanent magnet machine for aerospace propulsion[C]//Proceedings of 2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Indianapolis, USA: IEEE, 2019.
- [37] HEMMATI R, VAHID S, EL-REFAIE A. A novel design for a high specific power interior permanent magnet machine for aerospace applications[C]//Proceedings of 2020 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition. Detroit, USA: IEEE, 2020.
- [38] CANTEMIR C G. Electric motor demonstrator sets two world records in two hours after five years of work [EB/OL]. Ohio: The Ohio State University, 2019 [2022-12-01]. <https://car.osu.edu/news/2019/11/electric-motor-demonstrator-sets-two-world-records-two-hours-after-five-years-work>.
- [39] SMITH A C, IACCHETTI M F, TUOHY P M. Feasibility study of an induction motor rim drive for an aircraft boundary - layer - ingestion fan[J]. The Journal of Engineering, 2019, 2019(17): 4506-4510.
- [40] ANGHEL C. Modeling and simulation of a power generation system with a high power generator[C]//Proceedings of the SAE 2013 AeroTech Congress & Exhibition. Montréal: SAE, 2013.
- [41] JANSEN R H, DE JESUS-ARCE Y, KASCAK P, et al. High efficiency megawatt motor conceptual design[C]//Proceedings of 2018 Joint Propulsion Conference. Cincinnati, USA: AIAA, 2018.
- [42] SUGOUCHI R, KOMIYA M, MIURA S, et al. Conceptual design and electromagnetic analysis of 2 MW fully superconducting synchronous motors with superconducting magnetic shields for turbo-electric propulsion system[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2020, 30(4): 1-5.
- [43] KOMIYA M, AIKAWA T, SASA H, et al. Design study of 10 MW REBCO fully superconducting synchronous generator for electric aircraft[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2019, 29(5): 5204306.
- [44] LUK P C K. Superconducting machines—The enabling technology for future electric propulsion in aircraft[C]//Proceedings of the 7th International Conference on Power Electronics Systems and Applications-Smart Mobility, Power Transfer & Security. Hong Kong, China: IEEE, 2017.
- [45] SAYED E, ABDALMAGID M, PIETRINI G, et al. Review of electric machines in more-/hybrid-/turbo-electric aircraft[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2021, 7(4): 2976-3005.
- [46] CAO Wenping, MECROW B C, ATKINSON G J, et al. Overview of electric motor technologies used for more electric aircraft(MEA)[J]. IEEE transactions on industrial electronics, 2012, 59(9): 3523-3531.
- [47] SIRIMANNA S, BALACHANDRAN T, SALK N, et al. Electric propulsors for zero-emission aircraft: partially superconducting machines[J]. IEEE Electrification Magazine, 2022, 10(2): 43-56.
- [48] 高华敏, 张卓然, 王晨, 等. 电推进飞机新型高功率密度轴向磁场永磁电机对比与分析[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 325229.
- GAO Huamin, ZHANG Zhuoran, WANG Chen, et al. Comparison and analysis of new high power density axial flux permanent magnet machine for electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 325229(in Chinese).
- [49] ZHANG Zhuoran, GENG Weiwei, LIU Ye, et al. Feasibility of a new ironless-stator axial flux permanent magnet machine for aircraft electric propulsion application [J]. CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2019, 3(1): 30-38.
- [50] HAN Ting, WANG Yunchong, QIN Xuefei, et al. Investigation of various rotor retaining sleeve structures in high-speed PM brushless motors[C]//Proceedings of 2018 21st International Conference on Electrical Machines and Systems. Jeju, Korea(South): IEEE, 2018.
- [51] YOON A, YI Xuan, MARTIN J, et al. A high-speed,

- high-frequency, air-core PM machine for aircraft application[C]//Proceedings of 2016 IEEE Power and Energy Conference at Illinois. Urbana, USA: IEEE, 2016.
- [52] 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).
- [53] DYSON R W, JANSEN R H, DUFFY K P, et al. High efficiency megawatt machine rotating cryocooler conceptual design[C]//Proceedings of 2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Indianapolis, USA: IEEE, 2019.
- [54] 宋东彬, 闫炬壮, 杨文将, 等. 面向电动航空的高温超导电机技术研究发展[J]. 航空学报, 2023, 44(9): 135-160.
- SONG Dongbin, YAN Juzhuang, YANG Wenjiang, et al. Technology development of high temperature superconducting machine forelectric aviation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(9): 135-160(in Chinese).
- [55] DEISENROTH D C, OHADI M. Thermal management of high-power density electric motors for electrification of aviation and beyond[J]. Energies, 2019, 12(19): 3594.
- [56] 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.
- [57] YI Xuan, SANCHEZ R, HARAN K, et al. Self-pumped air-cooling design for a high-speed high-specific-power motor[C]//Proceedings of 2018 IEEE Transportation Electrification Conference and Expo. Long Beach, USA: IEEE, 2018.
- [58] YI Xuan, QIAO Xiaojian, YANG Tianyu, et al. Equivalent thermal conductivity prediction of form-wound windings with Litz wire considering transposition effect[C]//Proceedings of 2019 IEEE International Electric Machines & Drives Conference. San Diego, USA: IEEE, 2019.
- [59] CHEN Ruirui, 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, USA: IEEE, 2020.
- [60] ZHANG Di, HE Jiangbiao, PAN Di. A megawatt-scale medium-voltage high-efficiency high power density "SiC+Si" hybrid three-level ANPC inverter for aircraft hybrid-electric propulsion systems[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2019, 55(6): 5971-5980.
- [61] DESHPANDE A, CHEN Yingzhuo, NARAYANASAMY B, et al. Design of a high-efficiency, high specific-power three-level T-type power electronics building block for aircraft electric-propulsion drives[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2020, 8(1): 407-416.
- [62] MUSTAFEEZ-UL-HASSAN, YUAN Zhao, PENG Hongwu, et al. Model based optimization of propulsion inverter for more-electric aircraft applications using double Fourier integral analysis[C]//Proceedings of 2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. New Orleans, USA: IEEE, 2020.
- [63] PALLO N, FOULKES T, MODEER T, et al. Power-dense multilevel inverter module using interleaved GaN-based phases for electric aircraft propulsion[C]//Proceedings of 2018 IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition. San Antonio, USA: IEEE, 2018.
- [64] TRENTIN A, SALA G, TARISCIOTTI L, et al. Research and realization of high-power medium-voltage active rectifier concepts for future hybrid-electric aircraft generation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2021, 68(12): 11684-11695.
- [65] 盛况, 任娜, 徐弘毅. 碳化硅功率器件技术综述与展望[J]. 中国电机工程学报, 2020, 40(6): 1741-1752.
- SHENG Kuang, REN Na, XU Hongyi. A recent review on silicon carbide power devices technologies [J]. Proceedings of the CSEE, 2020, 40(6): 1741-1752(in Chinese).
- [66] 徐弘毅. 高鲁棒性碳化硅 MOSFET 的设计、研制和评估[D]. 杭州: 浙江大学, 2021.
- XU Hongyi. Design, fabrication and evaluation of high-robustness silicon carbide MOSFET[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2021(in Chinese).
- [67] SEAL S, GLOVER M D, MANTOOTH H A. 3-D wire bondless switching cell using flip-chip-bonded silicon carbide power devices[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2018, 33(10): 8553-8564.
- [68] CHEN Cai, HUANG Zhizhao, CHEN Lichuan, et al. Flexible PCB-based 3-D integrated SiC half-bridge power module with three-sided cooling using ultralow inductive hybrid packaging structure[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2019, 34(6): 5579-5593.
- [69] YANG Fei, WANG Zhiqiang, LIANG Zhenxian, et al. Electrical performance advancement in SiC power module package design with kelvin drain connection and low parasitic inductance[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2019, 7(1): 84-98.
- [70] KHAZAKA R, MARTIN E, ALEXIS J, et al. Evaluation of direct printed heat sinks on metallized ceramic substrate

- for high-performance power modules[J]. IEEE Transactions on Components, Packaging and Manufacturing Technology, 2021, 11(6): 955-962.
- [71] MU Wei, WANG Laili, WANG Binyu, et al. Direct integration of optimized phase-change heat spreaders into SiC power module for thermal performance improvements under high heat flux[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2022, 37(5): 5398-5410.
- [72] NAVARRO L A, PERPIÑÀ X, GODIGNON P, et al. Thermomechanical assessment of die-attach materials for wide bandgap semiconductor devices and harsh environment applications[J]. IEEE transactions on Power Electronics, 2014, 29(5): 2261-2271.
- [73] YOU Haoyang, WEI Zhuo, HU Boxue, et al. Partial discharge behaviors in power modules under square pulses with ultrafast dv/dt[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2021, 36(3): 2611-2620.
- [74] NAKAMURA S, KUMADA A, HIDAKA K, et al. Electrical treeing in silicone gel under repetitive voltage impulses[J]. IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation, 2019, 26(6): 1919-1925.
- [75] YUAN Xibo, LAIRD I, WALDER S. Opportunities, challenges, and potential solutions in the application of fast-switching SiC power devices and converters[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2021, 36(4): 3925-3945.
- [76] HAN Di, SARLIOGLU B. Comprehensive study of the performance of SiC MOSFET-based automotive DC - DC converter under the influence of parasitic inductance[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2016, 52(6): 5100-5111.
- [77] NAYAK P, KRISHNA M V, VASUDEVAKRISHNA K, et al. Study of the effects of parasitic inductances and device capacitances on 1200 V, 35 A SiC MOSFET based voltage source inverter design[C]//Proceedings of 2014 IEEE International Conference on Power Electronics, Drives and Energy Systems. Mumbai, India: IEEE, 2014.
- [78] LI Xuan, ZHANG Liqi, GUO Suxuan, et al. Understanding switching losses in SiC MOSFET: toward lossless switching[C]//Proceedings of 2015 IEEE 3rd Workshop on Wide Bandgap Power Devices and Applications. Blacksburg, USA: IEEE, 2015.
- [79] ZHANG Binfeng, XIE Shaojun, XU Jinming, et al. A magnetic coupling based gate driver for crosstalk suppression of SiC MOSFETs[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(11): 9052-9063.
- [80] ZHANG Zheyu, WANG F, TOLBERT L M, et al. Active gate driver for crosstalk suppression of SiC devices in a phase-leg configuration[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2014, 29(4): 1986-1997.
- [81] ZHANG Zheyu, DIX J, WANG F F, et al. Intelligent gate drive for fast switching and crosstalk suppression of SiC devices[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2017, 32(12): 9319-9332.
- [82] LIU Chunhui, ZHANG Zhengda, LIU Yifu, et al. Smart self-driving multilevel gate driver for fast switching and crosstalk suppression of SiC MOSFETs[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2020, 8(1): 442-453.
- [83] RICE J, MOOKKEN J. SiC MOSFET gate drive design considerations[C]//Proceedings of 2015 IEEE International Workshop on Integrated Power Packaging. Chicago, USA: IEEE, 2015.
- [84] ANTHON A, ZHANG Zhe, ANDERSEN M A E, et al. Efficiency investigations of a 3 kW T-Type inverter for switching frequencies up to 100 kHz[C]//Proceedings of the 2014 International Power Electronics Conference. Hiroshima, Japan: IEEE, 2014.
- [85] LE H N, ITOH J I. Wide-load-range efficiency improvement for high-frequency SiC-based boost converter with hybrid discontinuous current mode[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2018, 33(2): 1843-1854.
- [86] GONG Xun, FERREIRA J A. Investigation of conducted EMI in SiC JFET inverters using separated heat sinks[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(1): 115-125.
- [87] GONG Xun, FERREIRA J A. Comparison and reduction of conducted EMI in SiC JFET and Si IGBT-based motor drives[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2014, 29(4): 1757-1767.
- [88] GERBER S, WANGI R J. Reduction of inverter-induced shaft voltages using electrostatic shielding[C]//Proceedings of 2019 Southern African Universities Power Engineering Conference/Robotics and Mechatronics/Pattern Recognition Association of South Africa. Bloemfontein, South Africa: IEEE, 2019.
- [89] SHEN Zhuoxuan, DINAVAH V. Real-time device-level transient electrothermal model for modular multilevel converter on FPGA[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2016, 31(9): 6155-6168.
- [90] LIU Zhengyang, HUANG Xiucheng, LEE F C, et al. Package parasitic inductance extraction and simulation model development for the high-voltage cascode GaN HEMT[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2014, 29(4): 1977-1985.
- [91] SHANG Xiaofan, SU Donglin, XU Hui, et al. A noise source impedance extraction method for operating SMPS using modified LISN and simplified calibration procedure[J]. IEEE Transactions on Power Electronics,

- 2017, 32(6): 4132-4139.
- [92] GRIVET-TALOCIA S, GUSTAVSEN B. Black-box macromodeling and its EMC applications[J]. IEEE Electromagnetic Compatibility Magazine, 2016, 5(3): 71-78.
- [93] ZHOU Hua, LI Yunwei, ZARGARI N R, et al. Selective harmonic compensation(SHC) PWM for grid-interfacing high-power converters[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2014, 29(3): 1118-1127.
- [94] DAHIDAH M S A, KONSTANTINOU G, AGELIDIS V G. A review of multilevel selective harmonic elimination PWM: formulations, solving algorithms, implementation and applications[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2015, 30(8): 4091-4106.
- [95] LEE K, SHEN Guangtong, YAO Wenxi, et al. Performance characterization of random pulse width modulation algorithms in industrial and commercial adjustable-speed drives[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2017, 53(2): 1078-1087.
- [96] MATHE L, LUNGEANU F, SERA D, et al. Spread spectrum modulation by using asymmetric-carrier random PWM[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(10): 3710-3718.
- [97] 黄劲, 熊蕊, 王志, 等. 采用三相四桥臂抑制逆变器共模干扰的 SPWM 控制策略[J]. 电工技术学报, 2009, 24(3): 110-115.
HUANG Jin, XIONG Rui, WANG Zhi, et al. SPWM control strategy to reduce inverter common-mode interferences based on three-phase four-leg structure[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2009, 24(3): 110-115(in Chinese).
- [98] ADIB E, FARZANEHFARD H. Family of zero-current transition PWM converters[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2008, 55(8): 3055-3063.
- [99] YUAN Xibo, WALDER S, OSWALD N. EMI generation characteristics of SiC and Si diodes: influence of reverse-recovery characteristics[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2015, 30(3): 1131-1136.
- [100] CHO I K, YUN J H, JEONG M Y, et al. Optical chip-to-chip link system by using optical wiring method for reducing EMI[J]. IEEE Transactions on Advanced Packaging, 2010, 33(3): 722-728.
- [101] 陈文洁, 杨旭, 王兆安. 集成模块用有源电磁干扰滤波器的设计[J]. 中国电机工程学报, 2005, 25(24): 51-55.
CHEN Wenjie, YANG Xu, WANG Zhaoan. A study on design of an active emi filter for integrated power electronics modules[J]. Proceedings of the CSEE, 2005, 25(24): 51-55(in Chinese).
- [102] GOSWAMI R, WANG Shuo. Modeling and stability analysis of active differential-mode EMI filters for AC/DC power converters[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2018, 33(12): 10277-10291.
- [103] XING Lei, SUN Jian. Conducted common-mode EMI reduction by impedance balancing [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(3): 1084-1089.
- [104] KONG Pengju, WANG Shuo, LEE F C, et al. Common-mode EMI study and reduction technique for the interleaved multichannel PFC converter[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2008, 23(5): 2576-2584.
- [105] RAFAQ M S, JUNG J W. A comprehensive review of state-of-the-art parameter estimation techniques for permanent magnet synchronous motors in wide speed range[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2020, 16(7): 4747-4758.
- [106] YANG Jun, CHEN Wenhua, LI Shihua, et al. Disturbance/uncertainty estimation and attenuation techniques in PMSM drives — A survey[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(4): 3273-3285.
- [107] YANG Shaoyong, BRYANT A, MAWBY P, et al. An industry-based survey of reliability in power electronic converters[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2011, 47(3): 1441-1451.
- [108] LU Bin, SHARMA S K. A literature review of IGBT fault diagnostic and protection methods for power inverters[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2009, 45(5): 1770-1777.
- [109] CHOI U M, LEE K B, BLAABJERG F. Diagnosis and tolerant strategy of an open-switch fault for T-type three-level inverter systems[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2014, 50(1): 495-508.
- [110] BETTA G, PIETROSANTO A. Instrument fault detection and isolation: state of the art and new research trends[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2000, 49(1): 100-107.



张卓然

在线出版日期: 2023-07-07。

收稿日期: 2023-02-02。

作者简介:

张卓然(1978), 男, 博士、教授, 博士生导师, 研究方向为多电/全电飞机电气系统、新能源发电与电驱动技术, apsc-zzr@nuaa.edu.cn;

陆嘉伟(1993), 男, 博士研究生, 研究方向为电推进飞机高功率密度电机与控制技术, cae_ljw@nuaa.edu.cn。

(编辑 李婧妍, 胡琳琳)