

多电/全电飞机供电系统架构发展及关键技术

王莉¹, 殷子涵¹, 杨善水¹, 荀倩², 王帮亭³, 严仰光¹

- (1. 多电飞机电气系统工信部重点实验室(南京航空航天大学自动化学院电气工程系),
江苏省 南京市 210016; 2. 瑞典研究院能源转换部门, 瑞典 布罗斯 50462;
3. 中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院, 上海市 浦东新区 200126)

Advancements in Power Architectures and Enabling Technologies for More Electric/All-electric Aircraft

WANG Li¹, YIN Zihan¹, YANG Shanshui¹, XUN Qian², WANG Bangting³, YAN Yangguang¹

- (1. Center for More-electric-aircraft Power System (Department of Electrical Engineering, College of Automation,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 210016, Jiangsu Province, China; 2. Unit of
Energy Conversion, RISE Research Institutes of Sweden, Borås 50462, Sweden;; 3. Shanghai Aircraft Design and
Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Pudong New District, Shanghai 200126, China)

ABSTRACT: As aircraft evolve towards greater electrification, the limitations of traditional power system architectures are becoming more evident. To achieve the urgent demands for high-performance, high-efficiency, and cost-effective aircraft development in next-generation aviation, it is essential to explore innovative power system architectures and cutting-edge technologies. This paper begins by reviewing recent advancements in power generation and distribution systems, as well as the evolution of both conventional and emerging power system architectures. Based on the existing limitations and future development trends, the paper identifies the key challenges in designing next-generation power systems. In response to complex mission requirements, three advanced power system architectures are proposed, and their supporting technologies and corresponding research pathways are discussed in detail. Breakthroughs in these areas will significantly accelerate the autonomous and rapid development of power systems for new types of aviation vehicles in China, such as large aircraft, drones, and aerospace vehicles.

KEY WORDS: more electric/all-electric aircraft; aircraft power system architecture; power supply system; integrated optimize design; regulation and dynamic control; architecture validation and evaluation

摘要: 随着飞机电气化发展, 传统飞机供电系统的局限性逐

渐显现。为满足新一代航空器对高性能、高能效和低成本研制的迫切需求, 亟需探索新型供电系统架构并实现关键技术突破。首先, 梳理飞机电源系统与配电系统的发展现状, 分析当前典型架构与新兴供电架构的技术演进路径; 在此基础上, 结合当前架构发展中存在的问题以及未来发展趋势, 归纳未来飞机供电系统架构研究所面临的技术挑战; 最后, 针对复杂任务场景下的供电需求, 提出 3 种具有代表性的先进飞行器供电系统架构, 并详细论证支撑新型架构研发的关键技术路径。这些技术的突破将推动我国大飞机、无人机、空天飞行器等新型航空器供电系统的自主化和快速发展。

关键词: 多电/全电飞机; 飞机供电系统架构; 供电体制; 集成优化设计; 动态调控; 架构验证及评估

0 引言

随着全球航空运输规模的持续扩大, 预计到 2050 年, 航空业的碳排放将占全球总排放量的 25%^[1]。航空业快速增长的能源消耗不仅加剧了全球能源危机, 也对生态环境产生了深远负面影响, 迫使航空业发展更加高效、清洁的能源技术。

为应对日益严峻的能源与环境挑战, 国际航空界提出了一系列减排目标。美国国家航空航天局 (national aeronautics and space administration, NASA) 提出到 2025 年亚音速客机燃油消耗应降低 60%^[2]。欧洲航空研究咨询委员会也规划了 2050 年将航空碳排放量比 2000 年减少 75% 的目标^[3]。为实现这些目标, 绿色航空逐渐成为主流发展方向, 飞机电气化技术应运而生。飞机电气化的发展大致可

基金项目: 国家自然科学基金“叶企孙”联合基金重点项目 (U2341279)。

Project Supported by Key Project of National Natural Science Foundation of China “Ye Qisun” Joint Fund (U2341279).

以分为 2 个阶段:第 1 阶段以多电/全电技术的发展为标志;第 2 阶段以电推进技术的发展为标志^[4-5]。

20 世纪 80 年代,美国 NASA 率先启动了“多电飞机”(more electric aircraft, MEA)计划^[6],通过使用电作动、电驱动、电加热等装置取代传统液压系统和引气系统,成功提高了飞机的能源效率和可靠性,同时减少航空业的碳排放^[7]。欧盟提出的 Clean Sky 项目及能量优化飞机项目(power optimised aircraft, POA)通过使用清洁能源、提高航空发动机的燃烧效率以优化飞机能量利用率,有效降低了航空运输的能源消耗和温室气体排放^[8]。

在多电飞机的基础上,为进一步提升飞机能量转化效率,电推进飞机作为一项革命性的航空技术得到发展。电推进飞机通过电动机和风扇取代传统发动机^[9],从能源源头对飞机动力系统进行重塑,被视为飞机电气化进程的高级阶段^[10-11]。目前,美国 NASA、英国航空技术研究院以及空客、波音、达索、GE 航空等公司均将电推进技术作为航空业未来发展的核心研究方向,通过引入更环保、高效的能源,优化能源效率和燃油消耗,以实现航空领域环境友好和可持续发展^[11-14]。

近年来兴起的面向城市低空飞行的电动垂直起降飞行器(electric vertical take-off and landing, eVTOL)通过电推进系统实现垂直起降与悬停,在特种作战、应急救援、紧急运输等领域表现出巨大潜力,尤其适用于交通拥堵与灾难应急场景^[14-15]。2022 年,我国交通运输部与科技部明确提出加快低碳交通技术研发与应用,并设定了 2035 年实现飞行汽车部署的目标。这一政策为 eVTOL 技术的快速发展提供了更有力的保障^[16]。

常规跑道水平起降、宽域高超声速飞机是破除强敌空天威胁、夺取战略主动权的新质力量。该类飞机在高速飞行、能量机动、大功率作动及远距离探索等复杂任务中,对电能的需求已达到兆瓦级,远超现有技术体系^[17]。但随着飞行速度的提升,传统涡轮发动机的输出功率能力显著下降,导致主能源生成能力不足,难以满足不断增加的任务载荷和能源需求^[18]。为了应对这一挑战,2022 年,美国国防部制定了《国家高超声速倡议 2.0》,其中水平起降高超声速飞机的能量与热管理技术成为关键突破方向之一。美国空军启动的 INVENT 计划也明确提出,力争将能源系统功率与热管理能力提升 5~10 倍,为下一代先进飞机、超音速长航时飞机及高超

声速飞行器提供足够的能源支持^[19]。

由此可见,随着航空业不断发展,飞机对电力系统的依赖显著增强,传统供电系统的局限性逐渐暴露。未来飞机对能源生成、供电架构、能源管理与调控均提出了更高、更复杂的需求,亟需解决诸多新兴的科学问题和技术挑战。因此,研究新型飞机供电系统架构,通过合理规划能源系统、减轻系统重量、科学分配资源、提高能源利用效率,对于现代航空系统发展具有十分重要的意义。

本文首先分析飞机电源/配电系统中关键技术的发展趋势,明确系统基本特征;对比分析变频交流与高压直流两种典型架构,探讨当前新兴飞机的供电系统架构特点,并总结未来供电系统发展面临的挑战;最后,提出 3 种先进飞行器的供电系统架构,系统阐述支撑未来新型供电系统研制的关键技术与技术途径,为飞机供电系统的研究与发展奠定基础。

1 飞机供电系统发展综述

飞机供电系统是保障机载电气设备正常运行的核心,主要由负载、发电系统、配电系统和储能构成,如图 1 所示。其中,发电系统作为电能主要来源,为用电设备提供基础电力支持;配电系统实现电能在各功能模块间的合理分配,同时具备故障隔离与保护等功能;储能系统则在飞行过程中承担应急供电、能量动态调节等任务,并与其他能源协同供电,提升系统运行的稳定性与灵活性。

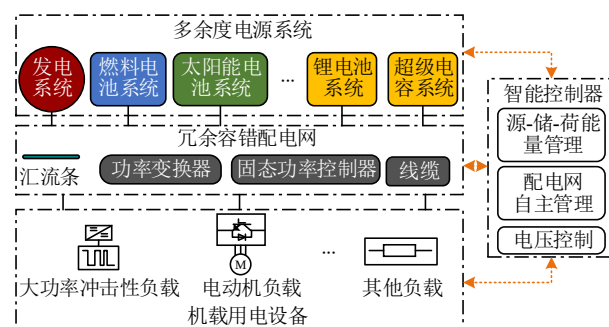


图 1 飞机供电系统架构组成示意图

Fig. 1 Diagram of aircraft power system architecture

1.1 飞机电源系统发展历程

飞机电源系统的发展经历了低压直流、恒频交流、变频交流以及高压直流等多种供电形式的迭代和革新^[11],其中高压直流与变频交流是两种最具代表性的典型供电体制^[20],如图 2 所示^[12]。在多电飞机的基础上,为进一步提升飞机的能量转换效率,混合动力飞机(hybrid electric aircraft, HEA)及全电

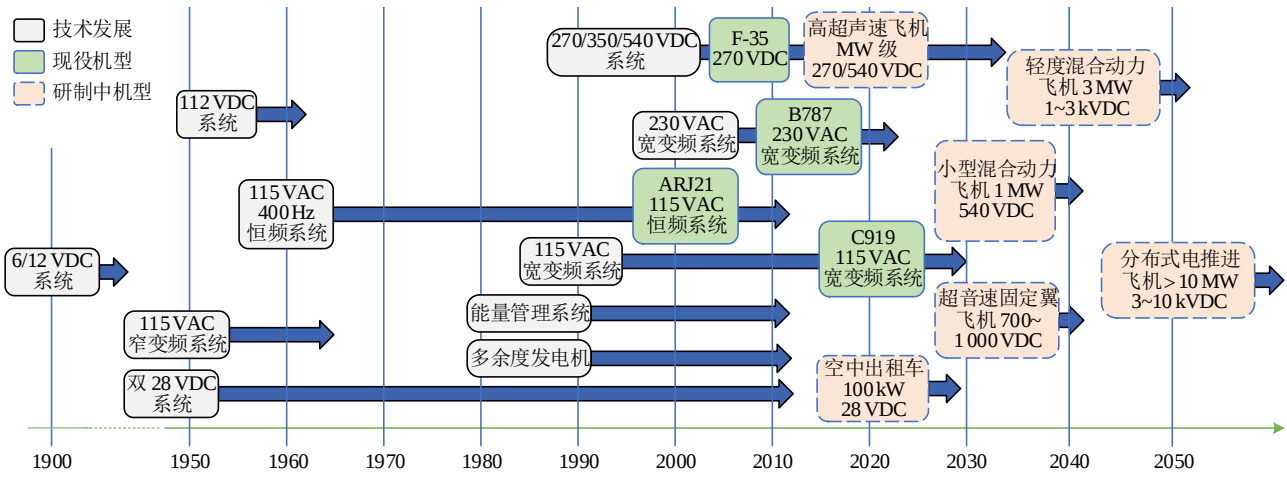


图 2 飞机电源系统发展及电压等级需求

Fig. 2 Development of aircraft power systems and voltage level requirements

动飞机(all-electric aircraft, AEA)应运而生。HEA 不仅在电动机驱动方面有所创新,还结合了燃气轮机等传统动力源,形成了多能源互补的高效推进系统。AEA 则完全采用电力驱动螺旋桨。随着负载功率需求的增加以及关键技术的突破,MW 级的功率等级、kV 级的高压直流供电体制将成为未来飞机电源系统的发展方向^[21-24]。

飞机电源系统按功能可分为主电源、辅助电源、应急电源等;按种类可分为旋转发电机和储能装置等。目前,大型客机的电源系统通常采用由发动机驱动的旋转发电系统。然而,包括轴向磁通永磁电机、绕线场同步电机、开关磁阻电机、同步磁阻电机、径向磁通永磁电机以及感应电机在内的主流电机与商用产品功率密度仍然较低^[25-27],难以满足未来飞机对能源系统的需求。针对上述情况,当前研究主要从电机结构设计、材料选择与系统集成层面开展电机本体优化,从而提高发电机功率密度与效率。相关研究对未来电机的发展进行了展望,明确了短期、中期和长期的目标^[28],如表 1 所示。

表 1 未来飞机电机功率密度和技术预测

Table 1 Power density and technological forecast of future aircraft motors

时间	功率密度预测/(kW/kg)	技术
2025	10	液冷,低损钢,高击穿强度材料,自适应
2035	20	制造技术,基于纳米复合材料的永磁体
2050	40	超导材料

此外,随着航空领域对绿色低碳发展的迫切需求和新能源技术的迅速发展,新能源技术开始受到广泛关注和研究。当前,以燃料电池、锂离子电池为代表的高能量密度储能系统已从传统的辅助供

电装置逐步拓展为飞行器主要电源,被广泛应用于电动/混合动力飞机、无人机以及城市空中交通等领域^[29-30]。同时,超级电容以及锂离子电容等新型储能技术也正积极开展研究,力求在提高系统安全性、续航能力和功率密度方面取得突破。

图 3 为典型储能装置能量和功率密度对比图^[26],其中电容与超级电容在功率密度方面表现突出,而锂电池与燃料电池则拥有更高的能量密度。利用不同能源动态特性互补的特点构成混合能源系统,可满足不同时间尺度负载的稳定可靠供电需求及对功率的“削峰填谷”管理^[31-32],具有高鲁棒、高效率、高灵活性以及冗余容错供电的优势。

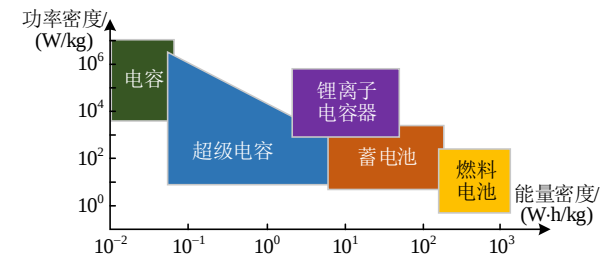


图 3 多能源能量密度和功率密度对比图

Fig. 3 Comparison of the power and energy density of several electrochemical energy storage option

1.2 飞机配电系统演进趋势

配电系统是连接电源与负载的重要环节,是实现不间断供电的关键^[33]。随着配电系统的发展,高可靠性、轻量化和低损耗成为未来的重要发展方向。

为了减小配电系统的重量与损耗,NASA 提出了下一代航空变换器的目标:非低温冷却变换器的效率和功率密度达到 99%和 19 kW/kg,低温冷却变换器则超过 99%和 26 kW/kg^[34]。相关研究也对未来变换器的发展进行了前瞻性规划,如表 2 所示。

预计到 2050 年，变换器的功率密度将达到 60 kW/kg。

表 2 变换器功率密度和技术发展
Table 2 Power density and technological forecast of converter

设备类型	技术发展	功率密度发展(kW/kg)		
		2026	2030	2050
AC-DC	以两电平、中点钳位和三电平为主的有源变换器 ^[35]	22	40	60
	具有双向功率变换能力	22	40	60
	隔离式 LLC 和串联谐振变换器 ^[36]	15	40	60
DC-DC	有源钳位隔离型双向变换器	15	40	60
	双有源桥、三端口三有源桥和四端口有源桥等多端口变换器 ^[37-38]	15	40	60

由其发展趋势可知，航空变换器正朝高频化、高功率密度、高效率、模块化、高可靠方向持续演进。一方面，宽禁带半导体器件的应用显著提升开关频率，有助于降低系统体积与重量；另一方面，软开关技术、先进拓扑结构与控制优化不断提高能量转换效率。与此同时，模块化设计与多功能集成提升了系统的可扩展性与配置灵活性。上述技术发展为实现高压大功率航空供电系统的轻量化、高效化和智能化提供了坚实支撑^[39-40]。

为了提高配电系统可靠性，国内外开始大力发展固态配电技术。其中的核心就是固态功率控制器(solid state power controller, SSPC)。由于 SSPC 具有无触点操作、快速响应、无开关电弧、重量轻、固态可靠性高以及便于计算机远程控制等优势，可满足未来配电系统发展需求。

如图 4 所示，固态功率控制器技术起源于飞机配电系统，并逐步应用于航天、车辆、船舶等其他领域。随着飞机电源系统容量和电压等级的不断提

高以及应用场景的持续扩展，SSPC 正向高电压、大电流和高功率密度、数字化、智能化等方向发展。因此，开展 SSPC 状态检测与预测^[41-42]、保护特性优化^[43]、漏电流控制^[44]及集成与高效热管理^[45]等关键技术的研究，进一步降低 SSPC 的体积重量，同时提高配电装置的可靠性及对空间环境的适应能力已成为当前研究的关键。

1.3 多电/全电飞机供电系统基本特征

随着电源系统与配电系统的持续发展，飞机供电系统表现出一系列新的技术特征，主要体现在以下几个方面：

1) 系统供电需求增加：随着机载设备电气化程度的提升以及机电系统一体化集成特征的增强，飞机对供电系统的功率需求显著增长。尤其是电推进技术的引入，使系统需支持数十 MW 级的大功率输出，不仅显著提升了对供电容量与性能的要求，也加大了系统资源综合利用与协调分配的复杂性。

2) 配电系统可靠度要求提高：未来飞机将大范围实现设备电气化，所有机载功能均依赖稳定的电能供应，这对配电系统的可靠供电提出了更高要求。

3) 负载的多样性和复杂性对供电质量影响：在飞机电气化过程中，负载类型日益增多且复杂性显著提高。例如，恒功率负载具有明显的负阻抗特性；电机类负载启动时会产生较大的冲击电流和能量回馈特性；脉冲类负载则存在高峰均比与高峰值功率的特点。这些特点对系统供电稳定性、动态调节能力和供电质量带来了严峻挑战。

2 飞机供电系统架构现状及发展分析

由于飞机电气化进程的不断加速，传统供电系统架构在能源利用效率、负载适应能力、动态响应性等方面已逐渐暴露出不足，难以满足未来航空任务需求。本节在分析当前典型飞机供电系统架构的基础上，结合航空发展需求，探讨新兴飞机供电架构创新方案，明确未来飞机供电系统的发展方向。

2.1 典型飞机供电系统架构

2.1.1 变频交流供电系统

A380 与 B787 为两个典型的采用变频交流供电系统架构的机型。A380 采用的是 115 V、370~800 Hz 的变频交流供电系统，机载发电总容量高达 910 kVA。B787 在 A380 的基础上提高了电压等级，采用 230 V、360~800 Hz 的变频交流供电体制，电源系统总发电功率可达 1 460 kVA^[46]。

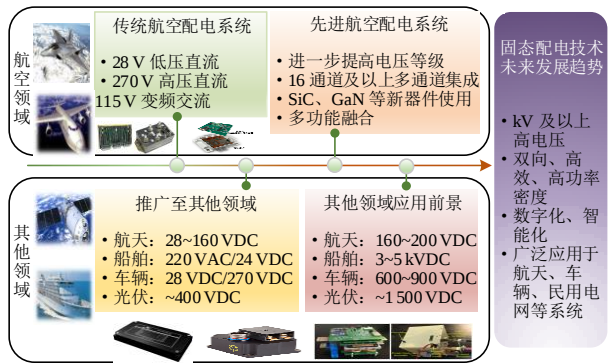


图 4 固态功率控制器技术现状及未来发展趋势

Fig. 4 The current situation and development trends of solid state power control technology

图 5 为一种变频交流系统架构(variable frequency alternating current, VFAC)示意图。主发电机可直接耦合到喷气发动机上, 可提供 360~800 Hz 变频交流供电, 具有重量更轻、可靠性更高、损耗更低的优势。270 V 高压直流母线通过自耦变压整流器(auto transformer rectification unit, ATRU)

连接到 230 V 交流母线, 以便为环境控制系统等大负载供电。同时, 为了保证系统中传统负载供电需求, 该架构保留了 115 V/400 Hz 恒频交流母线和 28 V 直流母线, 并通过自耦变压器(auto transformer unit, ATU)和变压器整流器(transformer rectifier unit, TRU)完成 230~115 VAC 和 28 VDC 的电

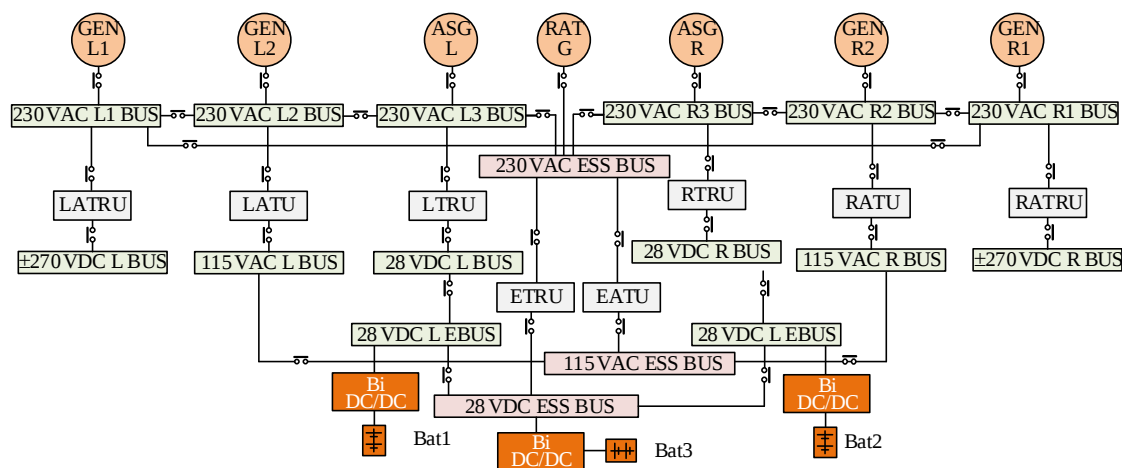


图 5 交流供电系统架构示意图

Fig. 5 Schematic diagram of VFAC power system

2.1.2 高压直流供电系统

与交流系统相比, 高压直流系统(high voltage direct current, HVDC)无需考虑频率和相位问题, 因此具备高可靠性、重量轻、对非线性负载适应性强等明显优势。这些优势使得高压直流系统成为现代飞机电源系统的理想选择。例如, 美国第四代战斗机 F-22 与 F-35 均采用了 270 V 高压直流

供电^[47]。

图 6 为一种高压直流供电系统架构示意图。该系统由 270 VDC、115 VAC 和 28 VDC 等 3 种不同供电体制的组成。相同电压等级的汇流条之间通过接触器连接, 不同电压等级的汇流条须通过变换器进行连接和转换。基于此架构, HVDC 系统能够确保不同电压需求的负载得到稳定、可靠的供电。

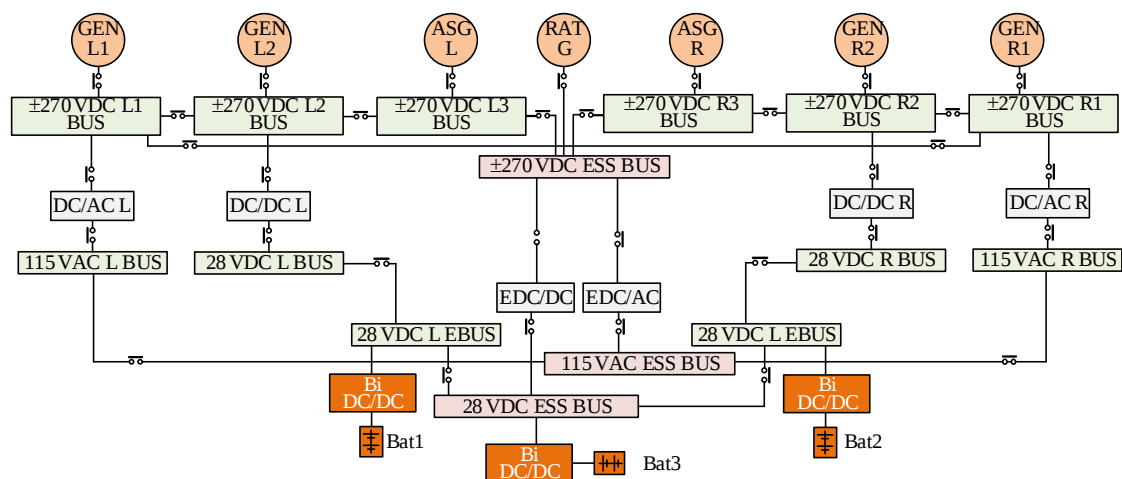


图 6 高压直流供电系统架构示意图

Fig. 6 Schematic diagram of HVDC power system

2.1.3 架构对比与综合权衡

变频交流与高压直流架构分别在不同的任务场景中具有各自优势。为明确其适用范围与发展潜

力, 有必要对两种架构开展对比分析, 从而为未来多电/全电飞机供电系统架构的发展提供依据。

1) 交直流系统可靠性对比。

系统供电任务可靠度主要关注供电系统在飞行任务中的实时表现,确保即便部分部件发生故障,飞机仍能顺利完成任务并安全着陆。结合文献[48]所示的典型部件失效率,基于深度优先搜索(depth-first search, DFS)算法,求取源节点到汇流条节点的所有供电路径,并采用最小路径不变化分别针对图 5、6 所示的变频交流(VFAC)和高压直流(HVDC)系统架构开展汇流条供电任务可靠度计算^[49]与评估,结果如表 3 所示。

表 3 VFAC 与 HVDC 系统架构失效率对比
Table 3 Failure rates comparison of VFAC and HVDC

汇流条	$\lambda_{\text{HVDC}}/(\times 10^{-9})$	$\lambda_{\text{VFAC}}/(\times 10^{-9})$
主应急汇流条	5.03	5.250
115 V 交流应急汇流条	6.18	6.420
28 V 直流应急汇流条	0.20	0.207

飞机的任务可靠性通常按负载等级进行划分。根据适航标准以及国产某大型飞机的设计要求,系统中重要负载的失效率应低于 10^{-7} , 关键负载失效率则要求低于 10^{-9} 。由结果可知, HVDC 与 VFAC 两种架构均满足飞机电力系统对系统可靠性的设计要求。进一步对比交直流架构可知, HVDC 系统中各汇流条的失效率均小于 VFAC 系统, 表明 HVDC 系统的供电可靠度更优。此外, 系统中的 28 V 直流应急汇流条由于供电冗余度高, 具有最高的可靠性, 这与许多与飞行控制相关的关键负载都挂载在 28 V 应急汇流条上的事实一致。

2) 配电网线缆重量分析。

交直流供电系统架构的线缆敷设方式存在显著差异, 直接影响系统的布线复杂度与线缆重量, 进而影响整机的轻量化设计和能效水平。目前, 飞机交流供电系统主要采用图 7(a)所示的 115 和 230 V (三相四线制)供电体制, 而直流供电则以 270 V(双线制)(图 7(b))和 ± 270 V(双线制)(图 7(c))为主。除主馈线连接方式外, 线缆重量主要受系统功率等级、电压水平及传输距离等因素共同影响。为深入分析 VFAC 与 HVDC 架构在线缆重量方面的差异, 本文基于现有供电体制, 探讨了单位长度线缆重量随功率等级及电压等级变化的趋势, 相关结果如图 8、9 所示。

由图 8、9 可知, 在 50~250 kW 功率范围内, 115 V 交流与 270 V 高压直流及 230 V 交流与 ± 270 V 高压直流这两组供电体制的线缆重量差异较小, 表明在当前技术水平下, 这两种供电体制可以根据实

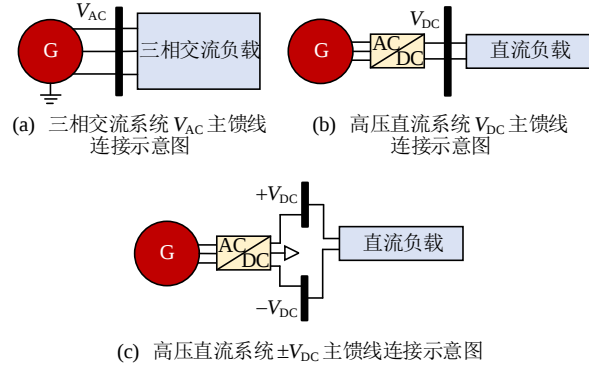


图 7 飞机电源系统主馈线连接示意图
Fig. 7 Diagram of the feeder connections in the aircraft power system

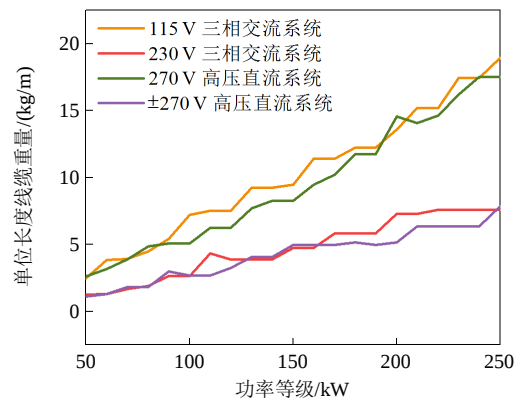


图 8 单位长度线缆重量随功率等级变化趋势
Fig. 8 Trends in cable weight per unit length with changes in power levels

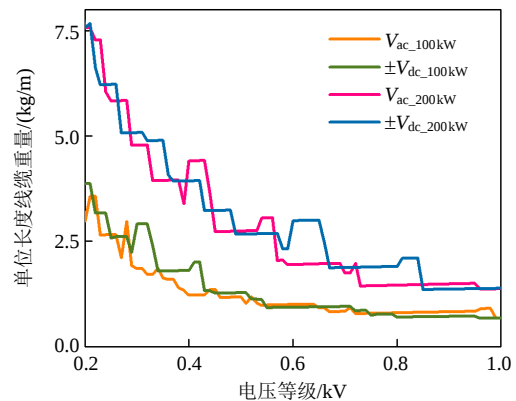


图 9 单位长度线缆重量随供电体制变化趋势
Fig. 9 Trends in cable weight per unit length with changes in voltage levels

际需求进行互相替换。具体计算中, 不同功率和电压等级下需对电缆导体的线规进行优化选型, 以实现线缆重量最小, 这种线缆选型差异导致图 8、9 中线缆重量呈现出明显的跳变现象。而从总体趋势来看, 系统的电压等级和功率等级对线缆重量的影响明显高于交直流供电形式本身所带来的差异。此

外，当系统电压超过 900 V 后，电缆重量随电压变化的敏感度显著降低。因此，面向未来大功率供电系统的发展需求，在现有技术条件允许的前提下，尽可能提高系统电压等级，对于降低电网重量、实现系统高效供电具有重要意义。

3) 系统综合性能与适用性评估。

飞机供电系统架构评估不仅受限于单一指标，还需综合考虑系统结构特点、安全性、技术成熟度、电能品质可维护性等多个因素。因此，本文针对交直流架构进一步开展基于多维指标的综合分析，以全面评估两种典型架构在不同应用场景下的适应性与发展潜力，结果如表 4 所示。

表 4 交直流系统架构综合分析

Table 4 Comprehensive analysis of VFACAC and HVDC systems

比较维度	变频交流供电系统	高压直流供电系统
1) 发电系统结构特点	- 结构简单：交流发电主要由发电机和控制器构成，只有一次能量变换过程。 - 并联困难，难以实现不中断供电：由于交流系统在频率、相位方面难以实现精确匹配，并联运行在技术上存在巨大挑战。因此交流供电系统常采用各发电机独立供电的方式，避免并联供电。	- 结构复杂：直流系统需要额外增加整流桥将交流电转换为直流电输出。但直流发电机不受频率限制，可在任意转速下工作，因此可优化本体结构，进而提高发电机功率密度，减小体积重量。 - 易于并联，可实现不中断供电：直流系统并联无需考虑频率和相位匹配问题，简化了多源并联的控制难度，因此发电机可以随时并入系统，实现供电路径快速切换。
2) 配电系统结构特点	- 配电系统部件简单可靠：交流系统中的 ATU、TRU 等主要以传统变压器为核心，结构简单且具备一定的电流冲击耐受能力。但由于其控制方式简单，缺乏精准控制能力。 - 配电系统部件功率密度较低：变频交流系统中的功率变换装置主要以铁芯变压器为主要构成，且工作于中低频频段，尺寸和重量较大，整体功率密度较低。 - 配电网损耗较大：交流电缆中的积肤效应将增加线路阻抗和有功损耗。另外，线缆中的感抗将产生线路压降，增加无功损耗。	- 配电系统部件复杂：高压直流系统中的核心部件主要为 DC/DC、DC/AC 等，其构成主要依托高频磁性器件与电力电子开关技术，因此对电磁干扰和电流冲击较为敏感，且结构与控制策略也更为复杂。但能够实现高精度控制。 - 配电系统部件功率密度较高：高压直流系统中高频磁性器件与电力电子开关技术的应用在显著缩小器件体积的同时能够实现更高的能量传输效率，因此其功率密度远高于传统交流系统的功率变换装置。 - 配电网损耗较小：直流电缆中只有电阻，没有电感，因此，系统中不存在无功损耗。
3) 供电系统可靠性与安全性	- 电弧形成及危害较小：交流电弧有周期性的自然过零点，有助于熄灭电弧。且电弧能量较低，相对容易控制与熄灭。 - 保护系统简单：交流系统电流会在每个周期内自然变为零，这使得交流断路器能够在此时切断电流，故障保护装置简单。	- 电弧形成及危害严重：直流电弧能量集中，温度更高。且电弧持续时间长，难以断开，易引发火灾和设备损坏。 - 保护系统复杂：直流系统由于缺乏自然过零点，故障电流一旦发生将持续上升，切断难度大，因此导致保护装置设计和实现更复杂。另外，直流系统易形成环网供电，导致保护系统的匹配性设计更加复杂。
4) 技术成熟度	- 电源系统成熟度高：恒频交流供电系统已广泛应用于商用和军用航空器数十年，系统结构完善。变频交流系统是在恒频交流系统基础上演变而来，技术成熟度高。 - 配电系统成熟度高：交流配电系统部件(如 ATU、TRU)技术成熟，可靠性高，且符合航空标准。 - 供电体制应用成熟度：恒频交流供电体制已广泛应用于传统飞机，如波音 737、空客 A320 等。230V 变频交流供电体制逐步在新一代飞机(如波音 787、空客 A350)上推广，但尚未全面替代恒频交流系统。 - 传统负载适用性强：传统电机、加热器和机械设备多基于交流供电设计。因此，变频交流系统在传统负载(如厨房、货舱加热、环控再循环风扇等)上具有稳定性高、技术成熟的优势。	- 电源系统成熟度低：高压直流系统的发展需要适应多种新型设备，且其应用需考虑到高压保护以及电机、电缆的绝缘等问题。目前技术成熟度较低。 - 配电系统成熟度低：高压直流配电系统依赖于高效的电力电子。在实际应用中面临多项技术挑战。包括：高压直流开关器件技术、功率电子设备的高压应力等问题。解决这些问题需要高水平的技术开发、新材料的应用和多学科协作。 - 供电体制应用成熟度：28VDC 主要用于为传统飞机的飞控系统、通信设备供电，技术成熟。$\pm 270V$ 直流供电体制在多电飞机(如波音 787、空客 A350)中得到了局部应用，但并未作为主电源使用。 - 发展潜力大与新技术应用：直流供电系统是未来的发展趋势，且高压直流系统能够与超级电容器和电池等储能装置并联，能够提供稳定的大功率输出，平抑大功率负载对系统稳定性和电能品质的影响。
5) 电能品质	- 电压稳定性较低：输出电压频率随发动机转速变化，此外负载变化也会影响输出电压的稳定性。 - 频率波动较大：交流系统频率在 360Hz-800Hz 之间变化，对频率敏感的设备产生不利影响。 - 谐波问题严重：非线性负载会引入谐波，增加系统损耗，并可能干扰敏感设备。 - 无功功率影响严重：存在无功功率问题，可能导致电能损耗和系统效率降低，需要采用功率因数补偿。	- 电压稳定性较高：输出电压可以通过变换器实现精确调控，适合对电压稳定性要求较高的电子负载。 - 频率波动较小：直流系统没有频率波动问题，电能质量更容易控制。 - 存在电磁干扰问题：虽然没有谐波问题，但系统中的高频开关装置可能产生高频电磁干扰。 - 无功功率影响较小：没有无功功率问题，电能传输效率较高，系统管理相对简单。

由表 4 可知, 高压直流供电系统具有易于并联的优势, 不仅能够提升供电可靠性, 还可直接与电池等储能装置集成, 实现不间断供电。此外, 高压直流发电机不受频率限制, 能够在任意转速下工作, 为发电系统的结构优化与轻量化设计带来更大灵活性, 因而高压直流供电体制被视为未来供电系统的主要发展方向。

然而, 采用高压直流供电仍面临诸多技术挑战。由于直流电缺乏过零点, 熄弧更为困难, 需配置额外的灭弧装置^[50], 从而使大功率高压直流系统的保护机制更为复杂。此外, 直流供电在航空领域尚处发展阶段, 开关器件、绝缘设计、热管理等方面仍面临技术挑战, 技术成熟度较低, 全面推广存在不确定风险。相比之下, 变频交流供电系统技术成熟、维护经验丰富, 可有效降低新机型开发的技术风险, 同时与现有航空设备兼容性高, 减少了设备改造和供应成本, 更有利于保障飞机的商业化运营。

因此, 尽管高压直流供电系统被认为是未来的发展方向, 但现阶段飞机供电系统仍主要采用基于变频交流供电的交直流混合模式。该模式能够在高压直流技术逐步成熟的过程中, 实现新旧技术的平衡过渡。通过分阶段引入直流系统, 不仅有助于降低技术转换风险, 还能在实际应用中测试和完善新技术, 为高压直流供电系统的全面推广奠定基础。

2.2 新兴飞机供电系统架构

为适应绿色航空与高超声速飞行这两大发展方向, 当前国内外已初步开展了对新兴飞机供电系统架构的研究, 旨在探索不同任务需求的飞行器在能源生成及供配电系统方面的特点与局限性。本文选取典型的新兴飞机供电架构进行具体阐述与分析, 以明确其技术特点与发展方向。

2.2.1 eVTOL 飞行器供电系统架构

城市空中交通作为一种新型交通模式, 通过利用低空空域, 能够有效缓解地面交通拥堵, 提升城市交通效率^[51]。电动垂直起降飞行器(electric vertical take-off and landing, eVTOL)作为城市空中交通的主要载人交通工具, 因其噪音低、成本低、运行灵活等优势, 具有广阔的发展前景。

近年来, 国内外多款 eVTOL 均采用锂电池或燃料电池等清洁能源作为主电源, 如美国的 Joby S4 和 Archer Midnight、英国的 Vertical X4 以及国内时的科技 E20^[15], 典型架构如图 10 所示^[14,52]。

在该架构中, 电动机作为飞行器的主要推进装

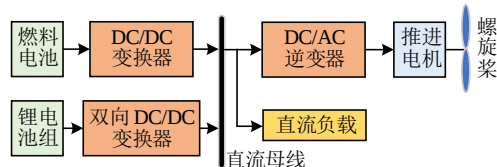


图 10 垂直起降飞行器混合能源系统架构

Fig. 10 Hybrid energy system architecture for eVTOL

置, 由燃料电池与锂电池组成的混合电源联合供电, 并可根据实际任务需求动态切换多种工作模式, 包括燃料电池与锂电池并联供电、燃料电池为负载供电的同时为锂电池充电及燃料电池独立供电等不同运行状态。这种多模态的供电策略增强了 eVTOL 动力系统的灵活性和适应性, 有助于满足飞行器在不同飞行阶段的能量与功率需求, 进一步提升飞行性能与续航能力。

尽管 eVTOL 在城市空中交通领域展现出广阔应用前景, 但仍存在诸多关键问题亟待突破, 包括高能量密度高电压电池的安全性保障、混合能源系统高效管理与系统集成优化等。

2.2.2 宽体商用全电飞机供电系统架构

NASA N3-X 是一种典型的宽体全电飞机, 架构如图 11 所示^[23-24]。在该架构中, 电源系统由 4 个电化学能量单元(electro-chemical energy unit, EEU)单元组成, EEU 主要包括了锂电池、燃料电池以及超级电容。起飞时所需的最小功率通过分布在飞机机身上的 14 个电机机组提供, 每个电机的额定功率约为 1.785 MW。为了维持飞机起飞所需推力, 系统电压等级需达到 $\pm 4.5 \sim 12 \text{ kV}$ 为系统中的推进负载供电^[23-24]。此外, 还需在系统中配置 ± 270 或 $\pm 540 \text{ V}$ 直流电源为系统中的非推进大功率负载供电, 配置 28 V 直流电源为航空电子设备供电, 此部分与现有常规机型基本相同。

与致力于城市内短距离、高频次空中交通的 eVTOL 不同, 宽体全电飞机主要面向长距离、大容量的商业航线。在巡航阶段, 宽体全电飞机需要约 7.2 MW 的电力, 起飞时电力需求超过 25 MW。因此, 宽体全电飞机的发展对电力系统提出了更高的要求, 亟需开展 MW 级发电机轻量化设计^[53]和适应不同应用场景的分布式推进系统架构等技术研究。

2.2.3 电推进飞机混合能源系统架构

区别于 2.2.1 和 2.2.2 节的全电飞机能源/电力系统架构, 在混合动力系统中, 机载能量由燃气涡轮发动机和储能装置联合提供, 使整个系统能够在最佳效率模式下运行。混合动力推进系统主要包括以

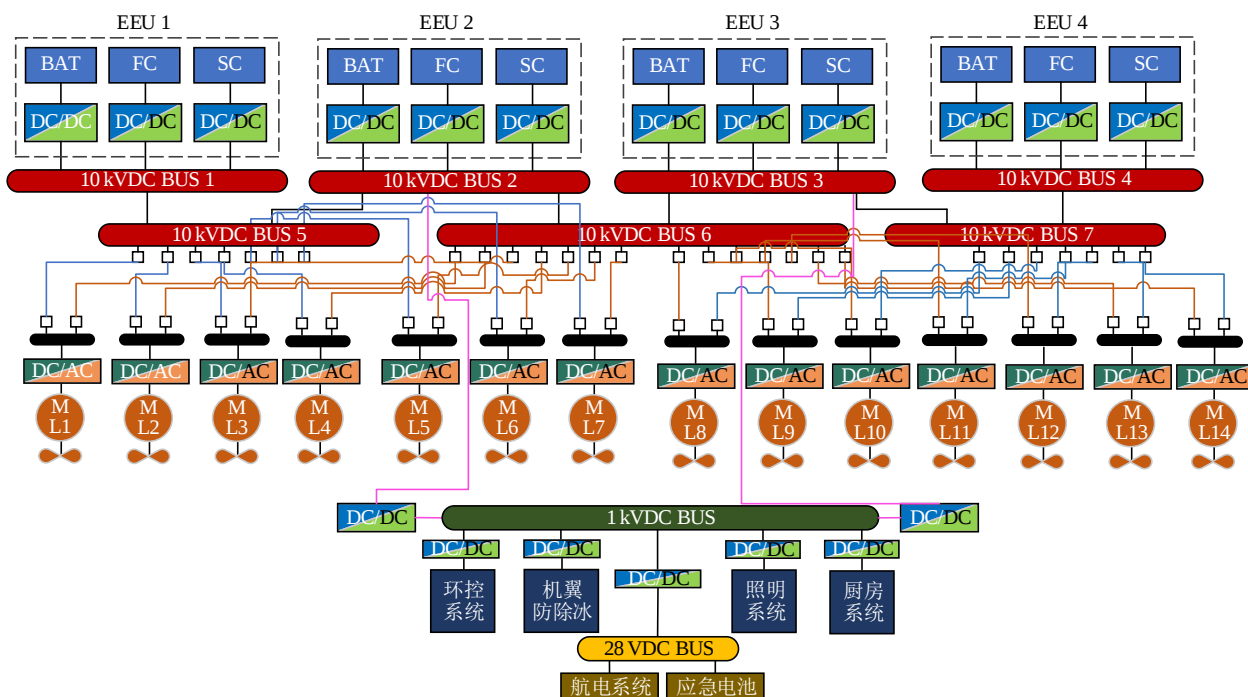


图 11 N3-X 供电系统架构示意图

Fig. 11 Schematic diagram of N3-X power system

下 3 种结构^[54]。

1) 串联混合动力系统: 在该架构中, 燃气涡轮机主要用于驱动发电机发电。发电机与电池协同为电动机提供电力, 从而驱动风扇旋转以产生推力, 其工作原理如图 12 所示^[54]。串联架构能够保证涡轮发动机和发电机在峰值效率点运行, 提高系统的整体能效。然而, 由于系统内涉及多次能量转换, 可能会造成较大的能量损失。

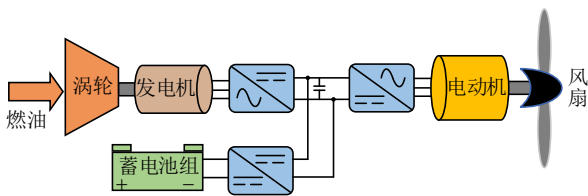


图 12 串联混合能源系统架构

Fig. 12 A series hybrid energy system architecture

2) 并联混合动力系统: 在该架构中, 电池驱动的电动机与燃气涡轮发动机共同安装在同一个风扇上, 使得两个动力源能够单独或协同提供推力, 如图 13 所示^[54]。

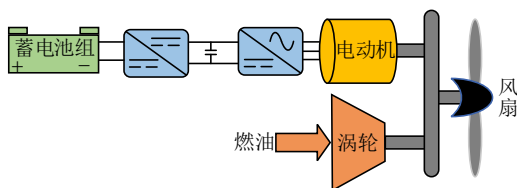


图 13 并联混合能源系统架构

Fig. 13 A parallel hybrid energy system architecture

该架构显著增强了飞机动力系统的冗余性, 即使在涡轮发动机发生故障时, 系统仍能通过电动机维持基本飞行任务的执行。然而, 与串联架构相比, 并联架构的控制系统设计更为复杂, 对系统集成和协调控制提出了更高的要求。

3) 串/并联混合动力系统: 在该架构中, 风扇可由涡轮驱动, 也可由电动机驱动。系统中的电动机能够同时从电池和由涡轮驱动的发电机获得联合供电, 其具体结构如图 14 所示^[54]。串/并联混合动力系统结合了串联与并联架构的优势, 在设计上能够更灵活地整合发动机、电池和电动机模块, 从而提高系统的整体性能。然而, 这种系统在物理结构和控制系统设计上更为复杂, 导致其体积和重量增加, 同时维护难度较高。

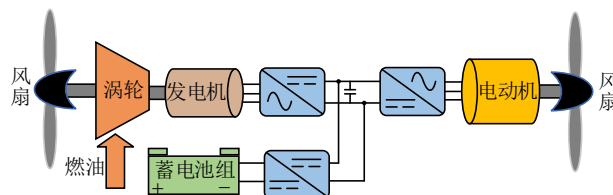


图 14 串/并联混合能源系统架构

Fig. 14 A series/parallel hybrid energy system architecture

混合动力架构相较于纯电动架构在一定程度上缓解了航程焦虑。然而, 在实际应用中仍需结合具体任务场景、滞空时间、续航里程、巡航速度与

加速度等关键指标,合理分配电机与电池容量^[14],以实现系统重量与能效水平的优化。

2.2.4 基于TBCC的飞机能源系统架构

与商用飞行器注重绿色飞行不同,军用飞行器更关注任务完成的可靠性和保障能力。因此,高效的能源系统是高超声速飞机实现卓越性能并执行复杂任务的关键。

当前,高超声速飞机能源系统主要采用涡轮基冲压组合动力(turbine based combined cycle, TBCC),架构如图15所示。在低马赫飞行阶段,通过涡轮发动机转动对外输出轴功,从而带动发电机发电。随着飞行马赫数的增加,飞机气动加热问题变得更加突出,涡轮前温度突破材料极限,因此,在高马赫数阶段使用无旋转部件的冲压发动机来提供动力^[55]。

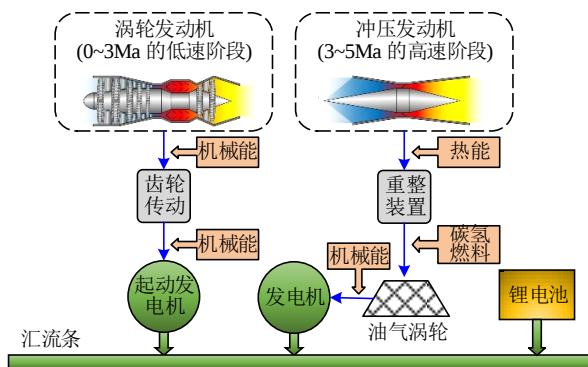


图15 并联式TBCC电能提取架构

Fig. 15 TBCC power extraction architecture

现有架构主要集中于解决能源生成问题,尚未充分考虑飞行器实际运行中发电机出力的不确定性以及任务负载投入对系统造成的冲击。因此,现有供电架构难以应对高超声速飞机在实际运行中面临的“热多能少”问题以及电能灵活重构等任务需求。

3 飞机供电系统架构研究技术挑战

为满足未来飞机高功率密度、智能化、多能源融合等发展趋势,供电系统架构在设计、调控与验证评估等方面将面临一系列关键技术挑战,主要体现在以下4个方面。

3.1 有限容量与大功率负载约束下的新型架构需求

由于飞机燃油携带量有限,导致飞机电源容量受到严格约束。然而,大功率负载的瞬态功率需求巨大且变化剧烈,极易引发功率失衡,甚至可能导致整个供电系统崩溃。因此,传统电力系统架构已

难以满足复杂任务场景下的供电需求。

在此背景下,亟需开展基于多能源的新型飞机供电系统架构的研究。其中的关键在于结合任务需求,识别并分析系统运行过程中的多元不确定性与负载波动性,深入揭示多能源动态响应机制,提出具备高鲁棒性、高效率、宽稳定裕度以及良好的灵活性与冗余容错性能的新型系统架构,并开展多模态工况下的能源动态组合与能量规划,以实现在复杂飞行任务下的电能高效稳定供给。

3.2 高维多目标系统集成优化问题

传统飞机供电系统架构设计在飞机性能指标向下分解后,各个系统使用不同的方法和工具开展独立设计^[56]。这种局部化的设计方法不仅无法充分发挥整体系统的潜在性能,还可能导致系统设计趋于片面和保守。此外,基于传统经验的设计方式难以有效适应新技术的创新应用需求。

为降低设计难度、成本和研制周期,提高设计的科学性和自主创新能力,基于模型的系统工程 and 智能优化的正向设计思想被应用于飞机电力系统的设计中^[57-58]。研究人员提出了一种集成设计流程,如图16所示^[59]。该流程具有并行、数据驱动和模型化的特点,可通过系统之间的耦合参数连接各子系统以及整体飞机,从而实现飞机科学化、综合化、集成化和优化的设计。

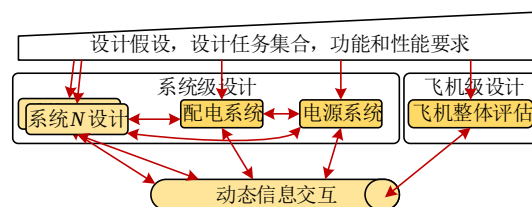


图16 飞机电力系统动态集成设计过程

Fig. 16 Dynamic integration design process for aircraft power system

然而,飞机供电系统的集成设计通常涉及网络拓扑、技术选型、容量配置、能量调度和控制参数等多个层次,各层次之间相互耦合、相互影响,共同构成了一个多层次、多学科、高维设计空间的复杂优化问题。因此,亟需建立新型多能源系统架构与设计范式,发展高效的多目标、多约束系统设计与方法,同时,为应对设计变量维度高、参数间关系复杂等问题,必须选择合理的优化结构,对高维问题进行有效分解与建模,以缓解“设计参数维度爆炸”带来的求解难度。

此外,相较于传统飞机,未来供电系统在储能

充放电行为、冲击性负载投入时序等方面均表现出显著的不确定性。而且高比例储能和电力电子装置的投入对电力系统稳定性与鲁棒性也提出了更高要求,进一步增加了系统设计的复杂度和难度。

3.3 多源多储异构系统协同供电问题

根据不同能源的性能特征,优化多能源调控策略,在有效提高系统瞬态响应能力的同时,最大程度地降低系统燃油消耗是未来飞机电力系统动态调控的关键。

上层能量管理与下层电压协同控制已成为未来供电系统动态调控技术的重要研究方向,并在飞机供电系统中开展了初步探索^[60-62]。然而,随着供电系统架构日益复杂,储能系统状态与能量管理策略间的高度耦合及负载投切的不确定性增强,进一步加大了能量管理的复杂性与实现难度^[63]。

另一方面,未来负载呈现出高峰值功率与大电流波动特性,现有配电管理系统难以区分正常的冲击性负载工作电流和故障电流,显著限制了其在复杂场景下的保护能力。因此,为了提高飞机配电系统的可靠性,亟需构建具备自主管理能力的智能化配电网络,开展考虑故障保护的系统分层协同调控技术研究,从而保障飞行任务的安全与稳定执行。

3.4 新型供电架构系统级验证与性能评估问题

在新型飞机电力系统架构研究中,具备设计-验证-评估迭代优化能力的技术至关重要。目前,国内外针对飞机供电系统设计与验证平台已开展了初步研究。研究建立了飞机电力系统设计与仿真验证平台,从飞机电力系统的重量、成本、效率和可靠性等方面进行系统架构设计^[64]。并且为兼顾仿真速度与仿真精度,研究建立了飞机供电系统模块化、层次化的部件模型以实现系统不同性能的验证。

然而,当前仍面临多项“卡脖子”问题亟待突破。一方面,相应的设计软件和测试平台被国外管控,供电系统全流程仿真平台协同性差,导致新型架构验证成本高、研制周期长。另一方面,新型飞机供电系统中,电、热、燃气等异质能源系统耦合紧密,其动态特性差异显著、响应过程复杂,且时间尺度跨度大。统筹仿真效率与精度,实现对能源生成、存储、利用及控制策略的全数字与半物理联合验证是成为当前研究中的关键难题。

此外,针对未来先进飞机供电系统,现有综合评估方法尚存在多项亟待突破的关键问题,主要包括:评估指标体系缺乏对特殊任务需求的系统性覆

盖;权重赋值机制在主观与客观方面不成熟,难以准确反映决策结果;评估结果与系统设计优化关联度不高,缺乏可追溯性与工程指导意义。为此,构建面向复杂系统的科学评估指标体系,发展更具适应性的评估方法,并优化权重赋值机制,是增强综合评估的工程实用性与决策科学性的关键。

4 面向复杂任务的供电架构及关键技术

为适应未来飞机供电系统复杂任务需求,亟需开展架构与关键技术的创新研究,明确技术发展方向与路径,为供电系统升级提供坚实的理论支撑。

4.1 复杂任务场景下先进供电系统架构

随着科技变革加速演进以及作战任务需求的持续提升,具备多环境适应能力的先进飞行器正逐步成为航空航天发展的关键方向。其中,集成高超声速、可变构型与跨空域能力的海-陆-空-天多域飞行平台将成为典型代表,进而对供电系统提出了更为严苛的要求。为满足这一趋势,供电系统需在能源生成、电源灵活切换、任务快速响应以及动态控制等方面实现突破。基于此,本文提出了3类具有代表性的未来飞行器系统架构。

4.1.1 携带特殊负载的高超声速飞机能源系统架构

相比传统民用飞机,高超声速飞机面临冷源匮乏、能源生成受限、能源需求剧增以及负载脉冲冲击效应等挑战^[18]。本文根据负载需求和能源类型,突破现有架构现状,提出了一种携带脉冲负载的高超声速飞行器高鲁棒架构,如图 17 所示^[65]。

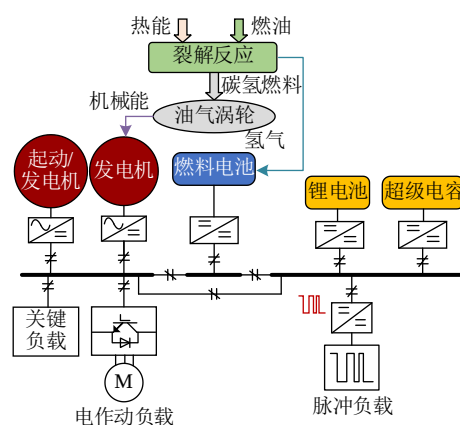


图 17 携带脉冲负载的高速飞行器电力系统架构

Fig. 17 Power system architecture for high-speed aircraft with pulsed loads

架构巧妙利用不同飞行状态下余热,包括喷管冷却余热、机体蒙皮冷却余热、冲压发动机燃烧室冷却余热,并将其统一汇聚至机载燃油直接催化重

整反应中,实现氢气持续产出。该架构既保证了燃料电池、油气涡轮在全工况范围内均可输出电能,也有效解决了现有部分方案仅能工作在低速段或高速段的问题^[66]。在此基础上架构充分发挥提出的能源生成系统的优势,利用不同能源与储能的互补特性为负载供电。该架构能够解决现有架构不能满足高超声速飞机“热多能少”、快储快放以及宽频带范围重构的需求的难题。

4.1.2 变体飞行器分布式电力系统架构

变体飞行器是一类具备可变形结构的飞行器,能够根据飞行环境和任务需求自适应改变外形^[67]。与传统的固定外形飞行器相比,变体飞行器可利用变形结构改善气动特性、降低能耗,并通过改变构型适应多种飞行环境与任务,从而显著拓展飞行包线^[68]。变体结构的分布式驱动特性及其变形过程中引发的瞬时功率波动对电力系统提出了严峻挑战。

针对跨介质变体飞行器在海、陆、空多介质环境中多次穿越和长期生存的特殊需求,提出了一种分布式电力系统架构,如图18所示。该架构基于双通道高压直流供电系统,结合燃料电池与锂电池构成分布式混合能源系统,分别为空中螺旋桨与水下螺旋桨提供独立供电,确保变体过程中的常规负载供电稳定性。其中,锂电池在作动装置投入时能吸收瞬时冲击,保障主汇流条的供电质量。此外,该架构可根据任务需求,通过控制接触器的闭合,实现组合能源系统与机电作动器之间的供电路径切换。该架构不仅提升了能量控制的灵活性和容错性,同时在现有架构基础上进行优化改进,兼顾系

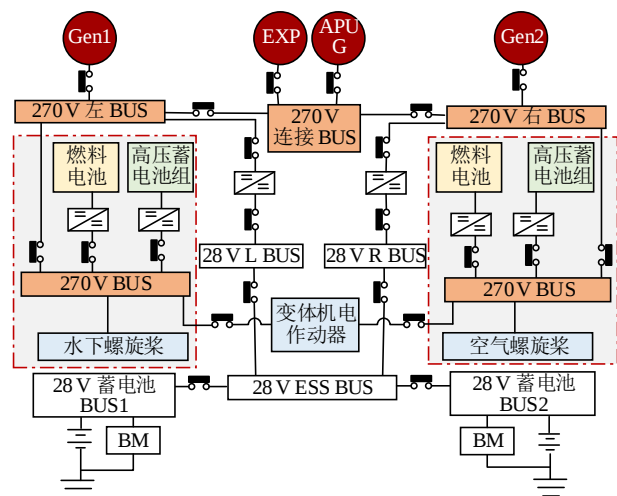


图18 一种跨介质变体飞行器电力系统架构

Fig. 18 A Power system architecture for trans-media morphing flight vehicle

统成熟度与研发成本可控性,具备良好的工程应用前景。

4.1.3 跨空域可重复使用空天飞行器电力系统架构

跨空域空天飞行器作为新一代飞行器,能够在大气层与太空之间自由穿梭,兼具航天运输和在轨运行的能力,展现出极高的适应性和机动性,是未来航空航天一体化发展的重要方向^[69]。

本文结合高超声速飞行器与航天器的能源及供电特点,提出了一种新型系统架构,如图19所示。在大气层内,该架构依托组合动力能源系统发电,以满足基本电力负载供电需求;当飞行器入轨后,主要依靠太阳能与储能系统为飞行与在轨运行提供动力和电力。该架构融合了太阳能热动力发电与太阳能电池阵的双重发电模式,相较于单独使用太阳能电池阵,该架构具有更高能量利用率。此外,由于推进器功率在总功率中的占比超过90%,因此本架构采用双母线设计:其中LVBUS主要为机载有效载荷等低功率负载供电,电压等级相对较低;而HVBUS则专门为高功率推进系统提供高压电源,电压可达270、540V甚至更高。

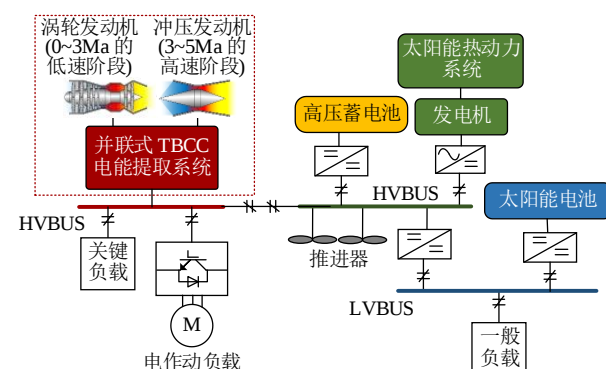


图19 跨空域可重复使用空天飞行器电力系统架构

Fig. 19 A Power system architecture for reusable trans-atmospheric aerospace vehicle

4.2 飞机供电系统架构研究关键技术

架构的创新必然伴随着一系列新的技术需求与难题。为实现对系统的高效集成设计与精准动态调控,亟需明确关键技术发展路径,包括:1)面向复杂任务的架构集成优化设计技术;2)多能源协同运行与动态调控技术;3)架构验证及综合评估技术。

4.2.1 面向复杂任务的架构集成优化设计技术

针对未来飞机供电系统运行过程中多元不确定性、多能源协同供电以及冲击性负载对系统稳定性的影响,需充分考虑运行工况与系统内部的强耦

合特性,并针对大功率冲击负载的高频瞬态特征,在架构设计阶段引入鲁棒稳定约束和多模态、多工况的源-储能量流规划约束。同时,需综合系统电压等级及源-储-荷的能量与功率特性,构建适用于未来多源多储异构系统的鲁棒稳定设计范式。

为缓解“设计参数维度爆炸”带来的求解难度,可首先采用模块化建模方法建立各部件多物理模型,通过分析复杂模型内部参数的相互影响关系,建立部件优化设计模型,降低模型计算量和参数维数。在此基础上,针对不同设计子问题,利用多层求解框架开展分层优化,缩小问题规模,加快算法收敛速度,避免陷入局部最优。同时,利用算法的自学习与互学习机制,自适应调整搜索参数,增强算法与设计环境的交互能力,提升高维设计空间中的全局寻优效率与性能。

开展架构集成优化设计技术的研究可解决传统设计方法中存在的依赖人工迭代、设计周期长以及设计结果片面等问题,降低供电系统的设计复杂度与研制成本,提升新型架构研究的科学与创新性。

4.2.2 多能源协同运行与动态调控技术

针对未来飞机多源多储异构能源特性及负载大功率冲击问题,在上层能量管理与下层协调控制的协同运行框架的基础上,可综合考虑源-储-荷状态预测,并将其作为能量管理的输入,实现飞机供电模式的实时调整和能量管理策略优化。同时,为确保大功率负载投入、电力供应不足等极端情况下的关键负载供电连续性,需深入分析系统故障模式及控制时序,研究区域协同自适应保护算法,明确各区域的保护范围及保护策略配置,实现在线保护参数整定与多区域保护的协同控制。最后,开展发电机-混合储能系统动态协调控制策略的研究,根据工作模式和功率分配要求,动态调整控制参数,确保全任务周期内母线电压的稳定性。

开展多能源协同运行与动态调控技术的研究可实现飞机供电系统在全飞行包线内的高效能量利用,显著增强有限容量系统对冲击性负载的功率平抑能力,增强了系统运行的稳定性、可靠性与电能质量,同时可有效降低系统燃料消耗。

4.2.3 架构验证及综合评估技术

面向不同验证任务所关注的系统特性,基于多层级统一建模方法将不同层级的部件模型集成系统仿真模型,以实现系统不同时间尺度特性的验证。并根据相似准则关系,采取“统一缩比系数”

的功率缩比原则以及“虚-实”结合思想,构建半物理集成验证系统。

其中,模型是构建全数字仿真验证平台的关键。根据系统动态响应的典型时间常数,将动态系统划分为快速和慢速耦合动态。快速耦合动态包括电磁暂态时间尺度与机电暂态时间尺度,时间尺度在 μs 级和 ms 级,通常由部件级和行为级模型表征;慢速耦合动态主要针对多能转换、能量流动过程关注的中长期暂态时间尺度,时间尺度在 s 级和 min 级,通常由功能级模型表征。

在设计结果验证基础上,需融合静态设计参数、动态响应性能与运行环境等多源数据,构建覆盖全生命周期的综合评估体系。评估过程中,通过削弱指标间的耦合干扰,优化权重分配机制,并建立指标与评分函数的映射关系,实现多维性能指标的统一量化,从而提升对设计结果的科学评估能力。

最终,基于上述方法可形成数字化、一体化的设计-验证-评估与半物理集成验证平台,可实现对架构设计、性能验证与综合评估的高效集成,减少设计周期与人工干预,提升方案优化效率与决策科学性。此外,半物理平台解决了传统全实物验证存在的实验成本高、灵活性差、研究变量受限、实验风险性大等问题。上述平台体系的构建可为高复杂度系统架构的快速高效研发提供有力支撑。

5 结论

随着航空业加速发展,飞机对电力系统的依赖显著增强,传统供电系统的局限性逐渐暴露,这推动了对新型飞机供电系统架构的研发需求。本文基于飞机供电系统特点以及技术研究现状,综合分析了现有典型供电系统架构,探讨了未来架构发展方向、技术挑战以及关键技术路径。

1)MW级的功率等级以及kV级的高压直流供电体制是未来飞机电源系统的发展方向。同时,随着飞机用电设备数量的急剧增加,飞机必将采用分布式配电布局,并结合冗余容错的配电系统架构,以确保机载设备在故障情况下的正常工作。在此背景下,高功率密度发电、高效功率变换、高可靠固态配电以及高效能量存储等关键技术的突破,成为推动未来飞机供电系统发展的关键因素。

2)从结构特点、可靠性与安全性、技术成熟度、电能品质等方面对变频交流与高压直流系统进行了综合评估。结果表明,高压直流供电系统具备

易于并联和不受频率限制的优势,具有更大的结构优化与轻量化设计灵活性。但在高电压大功率下其保护机制较为复杂,增加了系统的复杂性与成本。相较之下,变频交流供电系统技术更为成熟,与现有航空设备的兼容性高,能够有效减少设备改造和供应成本,更有利于保障飞机的商业化运营。

3) 探讨了 eVTOL、电推进飞机等新兴飞机架构特征,分析了其能源系统与电力系统架构的组成。总结了未来新型供电系统架构需解决的关键技术挑战,包括:有限容量与大功率负载约束下的新型架构需求、高维多目标系统集成优化问题、多源多储异构系统协同供电问题、新型供电架构系统级验证与性能评估问题。

4) 针对未来飞机供电系统任务需求,提出了携带特殊负载的高超声速飞机、变体飞行器以及跨空域可重复使用空天飞行器3类新型飞机供电系统架构,明确了未来飞行器演进所带来的关键技术及技术途径,主要包括面向复杂任务的架构集成优化设计技术、多能源协同运行与动态调控技术以及架构验证及综合评估技术。这些技术的突破为新型飞行器供电系统的自主化和快速发展奠定基础。

参考文献

- [1] GRAVER B, RUTHERFORD D, ZHENG S. CO₂ emissions from commercial aviation: 2013, 2018, and 2019 analysis[R]. Washington: ICCT, 2020.
- [2] SUDER K, 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.
- [3] High Level Group on Aviation Research. Flightpath 2050: Europe's vision for aviation[R]. Belgium: European Union, 2011.
- [4] 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.
- [5] 王莉,戴泽华,杨善水,等. 电气化飞机电力系统智能化设计研究综述[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 1-15.
WANG Li, DAI Zehua, YANG Shanshui, et al. Review of intelligent design of electrified aircraft power system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 1-15(in Chinese).
- [6] TOM L, KHOWJA M, VAKIL G, et al. Commercial aircraft electrification: current state and future scope[J]. Energies, 2021, 14(24): 8381.
- [7] BUTICCHI G, WHEELER P, BOROEYEVICH D. The more-electric aircraft and beyond[J]. Proceedings of the IEEE, 2023, 111(4): 356-370.
- [8] BROUCKAERT J F, MIRVILLE F, PHUAH K, et al. Clean sky research and demonstration programmes for next-generation aircraft engines[J]. The Aeronautical Journal, 2018, 122(1254): 1163-1175.
- [9] International Air Transport Association. Aircraft technology roadmap to 2050[R]. Switzerland: International Air Transport Association, 2019.
- [10] 张卓然,陆嘉伟,张伟秋,等. 飞机电推进系统高效能电机及其驱动控制技术[J]. 中国电机工程学报, 2024, 44(16): 6610-6631.
ZHANG Zhuoran, LU Jiawei, ZHANG Weiqiu, et al. High-performance electric machine and drive technologies for aircraft electric propulsion systems[J]. Proceedings of the CSEE, 2024, 44(16): 6610-6631(in Chinese).
- [11] ANSELL P J, HARAN K S. Electrified airplanes: a path to zero-emission air travel[J]. IEEE Electrification Magazine, 2020, 8(2): 18-26.
- [12] ARMSTRONG M, BLACKWELDER M, BOLLMAN A, et al. Architecture, voltage, and components for a turboelectric distributed propulsion electric grid[R]. Washington: NASA, 2015.
- [13] 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).
- [14] 陈起旭,王群京,钱喆,等. 小型全电/混动飞机技术路线与动力系统综述[J]. 中国电机工程学报, 2024, 44(12): 4966-4985.
CHEN Qixu, WANG Qunjing, QIAN Zhe, et al. Overview of the technical roadmap and powertrain system for small all-electric or hybrid aircraft[J]. Proceedings of the CSEE, 2024, 44(12): 4966-4985(in Chinese).
- [15] 邓景辉. 电动垂直起降飞行器的技术现状与发展[J]. 航空学报, 2024, 45(5): 47-69.
DENG Jinghui. Technical status and development of electric vertical take-off and landing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(5): 47-69(in Chinese).
- [16] 交通运输部. 交通运输部 科学技术部关于印发《交通领域科技创新中长期发展规划纲要(2021—2035 年)》的通知[EB/OL]. 北京: 交通运输部, 科技部,

- (2022-01-24). <http://www.gov.cn/zhengce/zhengceku/2022-04/06/content5683595.htm>.
Notice of the Ministry of Science and Technology and the Ministry of Transport on the issue of the Medium and Long-Term Development Plan for Scientific and Technological Innovation in the Field of Transportation (2021—2035)[EB/OL]. Beijing: Ministry of Transportation, Ministry of Science and Technology, 2022(2022-01-24).
- [17] 林鹏, 左林玄, 王霄, 等. 未来作战飞机飞发一体化技术的思考[J]. 航空动力, 2018(2): 52-57.
LIN Peng, ZUO Linxuan, WANG Xiao, et al. Discussion on aircraft/engine integration technology of future combat aircraft[J]. Aerospace Power, 2018(2): 52-57(in Chinese).
- [18] LI Haowei, JIANG Qin, WEN Bao, et al. Performance improvement of gaseous hydrocarbon fuel driven thermal power generation systems for hypersonic vehicles[J]. Energy Conversion and Management, 2019, 199: 111949.
- [19] WALTERS E A, AMRHEIN M, O'CONNELL T, et al. INVENT modeling, simulation, analysis and optimization [C]//Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2010.
- [20] XU Qianwen, CHEN Jiawei, WANG Peng, et al. Investigation of the future MEA power system architecture-from the perspective of system stability[C]//Proceedings of the 8th IET International Conference on Power Electronics, Machines and Drives (PEMD 2016). Glasgow: IET, 2016.
- [21] YIN Zihan, WANG Li, YANG Shanshui, et al. Co-optimization design for aircraft hybrid power system considering pulsed load characteristics[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2025, 11(1): 4456-4468.
- [22] 雷涛, 孔德林, 王润龙, 等. 分布式电推进飞机动力系统评估优化方法[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 33-52.
LEI Tao, KONG Delin, WANG Runlong, et al. Evaluation and optimization method for power systems of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 33-52(in Chinese).
- [23] SIDDAVATAM A K R, RAJASHEKARA K, REDDY R P, et al. Fault-tolerant architectures with enhanced bus protection for electric/hybrid aircraft systems[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2023, 9(3): 3564-3578.
- [24] 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.
- [25] ZHANG Xiaolong, BOWMAN C L, O'CONNELL T C, et al. Large electric machines for aircraft electric propulsion[J]. IET Electric Power Applications, 2018, 12(6): 767-779.
- [26] BENZAQUEN J, HE Jiangbiao, MIRAFZAL B. Toward more electric powertrains in aircraft: technical challenges and advancements[J]. CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2021, 5(3): 177-193.
- [27] WANG Yinli, NUZZO S, ZHANG He, et al. Challenges and opportunities for wound field synchronous generators in future more electric aircraft[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2020, 6(4): 1466-1477.
- [28] MADONNA V, GIANGRANDE P, GALEA M. Electrical power generation in aircraft: review, challenges, and opportunities[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2018, 4(3): 646-659.
- [29] KHALID M. A review on the selected applications of battery-supercapacitor hybrid energy storage systems for microgrids[J]. Energies, 2019, 12(13): 4559.
- [30] 张钰凡, 马睿, 张羽翔, 等. 航空燃料电池推进系统能量管理策略研究综述[J]. 中国电机工程学报, 2023, 43(13): 5012-5024.
ZHANG Yufan, MA Rui, ZHANG Yuxiang, et al. A review on the energy management strategy for aviation fuel cell propulsion system[J]. Proceedings of the CSEE, 2023, 43(13): 5012-5024(in Chinese).
- [31] 袁铁江, 张文达. 新型电力系统源-储-荷协同规划研究综述[J]. 中国电机工程学报, 2025, 45(17): 6664-6682.
YUAN Tiejiang, ZHANG Wenda. A review of research on source-storage-load coordinated planning for new power system[J]. Proceedings of the CSEE, 2025, 45(17): 6664-6682(in Chinese).
- [32] VALERA-GARCÍA J J, ATUTXA-LEKUE I. On the optimal design of hybrid-electric power systems for offshore vessels[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2019, 5(1): 324-334.
- [33] JONES C E, NORMAN P J, GALLOWAY S J, et al. Comparison of candidate architectures for future distributed propulsion aircraft[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2016, 26(6): 3601409.
- [34] MISRA A K. Technical challenges and barriers affecting turbo-electric and hybrid electric aircraft propulsion[R]. Cleveland: NASA, 2017.
- [35] 孔武斌, 刘迪, 范兴纲, 等. 航空发动机多电控制系统源-网-荷架构与关键技术综述[J]. 航空学报, 2025, 46(2): 030689.
KONG Wubin, LIU Di, FAN Xinggang, et al. Source-grid-load architecture and key technologies of aero-engine multi-electrical control system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(2): 030689(in Chinese).

- [36] CHUB A, VINNIKOV D, BLAABJERG F, et al. A review of galvanically isolated impedance-source DC - DC converters[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2016, 31(4): 2808-2828.
- [37] GAO Fei, BOZHKO S. Modeling and impedance analysis of a single DC bus-based multiple-source multiple-load electrical power system[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2016, 2(3): 335-346.
- [38] DOBAKSHARI S S, FATHI S H, MILIMONFARED J. A new soft-switched three-port DC/DC converter with high voltage gain and reduced number of semiconductors for hybrid energy applications[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2020, 35(4): 3590-3600.
- [39] 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).
- [40] 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.
- [41] YU Bin, WANG Li. Online short-term aging status prediction of SiC MOSFETs for DC solid-state power controller using adaptive variable time-steps metabolic gray model[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2024, 39(10): 12456-12469.
- [42] 钱叶彤, 王莉, 赵瑞博. 考虑老化影响的 SSPC 功率管热模型自适应在线修正方法[J]. 电源学报, 2024, 22(1): 171-178.
- QIAN Yetong, WANG Li, ZHAO Ruibo. Adaptive online update method for thermal model of SSPC power device considering aging effects[J]. Journal of Power Supply, 2024, 22(1): 171-178(in Chinese).
- [43] CHEAITO H, ALLARD B, CLERC G, et al. A design of solid state power controller for a bidirectional DC-DC converter in an aeronautic context[C]//Proceedings of the 2020 22nd European Conference on Power Electronics and Applications (EPE'20 ECCE Europe). Lyon: IEEE, 2020.
- [44] 赵瑞博, 王莉, 黄瑞. 直流固态功率控制器中 Cascode 型 GaN HEMT 开关过程的振荡问题[J]. 电工技术学报, 2022, 37(S1): 267-276.
- ZHAO Ruibo, WANG Li, HUANG Rui. Cascode GaN HEMT switching process oscillation in dc solid state power controller[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2022, 37(S1): 267-276(in Chinese).
- [45] WANG Kaijun, WANG Li, PENG Meng. Research on structure and thermal analysis of high power solid state power controller (SSPC)[C]//Proceedings of the 2020 IEEE 9th International Power Electronics and Motion Control Conference (IPEMC2020-ECCE Asia). Nanjing: IEEE, 2020: 2161-2166.
- [46] SINNETT M. 787 program | electrical system and batteries[R]. Boeing, 2013.
- [47] ROBBINS D, BOBALIK J, DE STENA D, et al. F-35 subsystems design, development & verification[C]//Proceedings of the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Atlanta: AIAA, 2018: 3518.
- [48] XU Qianwen, XU Yan, TU Pengfei, et al. Systematic reliability modeling and evaluation for on-board power systems of more electric aircrafts[J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2019, 34(4): 3264-3273.
- [49] 廖炯生. 网络可靠度的不交型算法(I)[J]. 宇航学报, 1982(3): 51-56.
- LIAO Jiongsheng, A disjoint algorithm for computing network reliability[J]. Journal of Astronautics, 1982(3): 51-56(in Chinese).
- [50] 江军, 李治, 张本栋, 等. 航空线缆的绝缘性能与检测综述[J]. 中国电机工程学报, 2023, 43(10): 4005-4021.
- JIANG Jun, LI Zhi, ZHANG Bendong, et al. A review on insulation performance and detection for aeronautical cables[J]. Proceedings of the CSEE, 2023, 43(10): 4005-4021(in Chinese).
- [51] 王兴隆, 王友杰. 面向城市低空的多机型 eVTOL 安全间隔评估[J]. 航空学报, 2025, 46(1): 275-290.
- WANG Xinglong, WANG Youjie. Safety interval evaluation for multi-aircraft eVTOL in urban low altitude[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(1): 275-290(in Chinese).
- [52] NG W, PATIL M, DATTA A. Hydrogen fuel cell and battery hybrid architecture for range extension of electric VTOL (eVTOL) aircraft[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2021, 66: 012009.
- [53] 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): 135-155.
- SONG Dongbin, YAN Juzhuang, YANG Wenjiang, et al. Technology development of high temperature superconducting machine for electric aviation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(9): 135-155(in Chinese).
- [54] THAUVIN J. Exploring the design space for a hybrid-electric regional aircraft with multidisciplinary design optimisation methods[D]. Toulouse: Institut National Polytechnique de Toulouse-INPT, 2018.

- [55] ZHANG Duo, QIN Jiang, FENG Yu, et al. Performance evaluation of power generation system with fuel vapor turbine onboard hydrocarbon fueled scramjets[J]. *Energy*, 2014, 77: 732-741.
- [56] ZOLGHADRI M, COUFFIN F. One-off or batch upgrading of complex products and systems: concepts, data model and analysis framework[J]. *Research in Engineering Design*, 2018, 29(2): 263-284.
- [57] NUZZO P, XU Huan, OZAY N, et al. A contract-based methodology for aircraft electric power system design[J]. *IEEE Access*, 2013, 2: 1-25.
- [58] REILLEY K A, EDWARDS S, PEAK R, et al. Methodologies for modeling and simulation in model-based systems engineering tools[C]//AIAA SPACE 2016. Long Beach: AIAA, 2016: 5469.
- [59] LISCOUËT-HANKE S. A model-based methodology for integrated preliminary sizing and analysis of aircraft power system architecture[D]. Toulouse: Université de Toulouse, 2008: 31-73.
- [60] WANG Xin, BAZMOHAMMADI N, ATKIN J, et al. Chance-constrained model predictive control-based operation management of more-electric aircraft using energy storage systems under uncertainty[J]. *Journal of Energy Storage*, 2022, 55: 105629.
- [61] HUSSAINI H, YANG Tao, GAO Yuan, et al. Droop coefficient design and optimization using genetic algorithm-a case study of the more electric aircraft DC microgrid[C]//Proceedings of the IECON 2022 - 48th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. Brussels: IEEE, 2022: 1-6.
- [62] BUTICCHI G, BOZHKO S, LISERRE M, et al. On-board microgrids for the more electric aircraft: Technology review[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2019, 66(7): 5588-5599.
- [63] 张博一, 郭宏, 徐金全, 等. 航空高压直流供电系统双向瞬态干扰抑制方法[J]. *航空学报*, 2025, 46(7): 267-283.
- ZHANG Boyi, GUO Hong, XU Jinqun, et al. Bidirectional transient interference suppression methodology in aviation HVDC electric power system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(7): 267-283(in Chinese).
- [64] RECALDE A A, ATKIN J A, BOZHKO S V. Optimal design and synthesis of MEA power system architectures considering reliability specifications[J]. *IEEE transactions on Transportation Electrification*, 2020, 6(4): 1801-1818.
- [65] 王莉, 殷子涵, 杨善水. 一种高超声速飞行器的电力系统: 中国, 202410744104. 7[P]. 2024-06-11.
- WANG Li, YIN Zihan, YANG Shanshui. Power system of hypersonic aircraft: CN, 202410744104. 7[P]. 2024-06-11(in Chinese).
- [66] 毛军逵, 韩枫, 张舒豪, 等. 一种面向宽速域的高超声速飞行器能量供给系统: 中国, CN, 117341958A[P]. 2024-01-05.
- MAO Junkui, HAN Feng, ZHANG Shuhao, et al. Hypersonic aircraft energy supply system oriented to wide speed range: CN, 117341958A[P]. 2024-01-05(in Chinese).
- [67] 冉茂鹏, 王成才, 刘华华, 等. 变体飞行器控制技术发展现状与展望[J]. *航空学报*, 2022, 43(10): 424-441.
- RAN Maopeng, WANG Chengcai, LIU Huahua, et al. Research status and future development of morphing aircraft control technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(10): 424-441(in Chinese).
- [68] CHU Lingling, LI Qi, GU Feng, et al. Design, modeling, and control of morphing aircraft: a review[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(5): 220-246.
- [69] 王长青. 空天飞行技术创新与发展展望[J]. *宇航学报*, 2021, 42(7): 807-819.
- WANG Changqing. Technological innovation and development prospect of aerospace vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(7): 807-819(in Chinese).



王莉

在线出版日期: 2025-07-17。

收稿日期: 2024-11-14。

作者简介:

王莉(1969), 女, 博士, 教授, 研究方向为航空航天供配电系统智能优化设计与控制、高功率密度智能固态配电、电气系统建模及仿真技术、虚拟仿真及数字孪生技术、电源系统故障诊断及健康管理技术、电能变换技术等, liwang@nuaa.edu.cn;

殷子涵(1995), 女, 博士研究生, 研究方向为飞机供电系统智能设计与能量管理, yzh19951210@nuaa.edu.cn。

(责任编辑 吕鲜艳)