Doi:10.12051/j.issn.1674-4942.2021.02.012

大型飞机电力推进系统关键技术

方 淳¹, 巨亚鸽¹, 李 巍¹, 谭 博^{2*} (1. 航空工业第一飞机设计研究院,陕西 西安 710089; 2. 西安工业大学 电子信息学院,陕西 西安 710021)

摘 要:针对以涡扇、涡桨发动机为代表的常规化石燃料航空动力带来的温室气体排放和噪音问题,美国与欧盟基于商业客机平台先后公布了绿色航空发展目标,进而提出了以航空电力推进为主的技术研发路径。飞机采用电力推进技术将根本性地改变现有机载电力系统,文章系统阐述了目前大型电力推进飞机的电力系统构型与相关技术,分析了航空电力推进技术的发电-配电-用电架构等核心问题,展望了未来我国航空电力推进系统亟需突破的关键技术和面临的主要工程问题。

关键词:绿色航空;电力推进;能量链;新能源 中图分类号:TN602;V237 文献标志码:A 文章编号:1674-4942(2021)02-0195-09

Critical Technology of Turboelectric Propulsion for Subsonic Transport Aircraft

FANG Chun¹, JU Yage¹, LI Wei¹, TAN Bo^{2*}

(1. The First Aircraft Institute AVIC, Xi'an 710089, China;

2. School of Electronics and Information, Xi'an Technological University, Xi'an 710021, China)

Abstract:To solve the greenhouse gas emissions and noise problems caused by conventional fossil fuel aviation power represented by turbofan and turboprop engines, the United States and the European Union have successively announced the development goals of Green Aviation based on commercial aircraft, and then the research of Electrified Aircraft Propulsion (EAP) is proposed. The electric propulsion technology in aircraft will fundamentally change the existing airborne power and propeller systems. This paper describes the large–scale EAP power configuration and technologies, also the core issues of power generation, distribution and consumption are analyzed, the key technologies and main engineering problems of Chinese EAP system in the future are prospected.

Keywords: green aviation; electrified propulsion; power train; new energy

为降低当前商业客机飞行的燃油消耗、氮氧化合物排放和运营成本,2008年美国国家航空航天局 (NASA)针对亚音速客机提出了三阶段性能目标(N+1、N+2、N+3)^{III},于2035年前后将商业客机的飞行噪声 降低71 dB,将氮氧化合物排放量降低80%,将燃料消耗降低70%。同时期,欧盟也提出未来亚音速客机计 划,其性能提升目标以2000年技术水平为基准,将于2050年前实现减少75%的二氧化碳排放、90%氮氧化 合物排放和降低65%的噪声等级^{I2I}。

截止至2019年,新型客机如波音787、737MAX和空客A350、A320neo由于采用新型涡扇发动机、机翼、 复合材料和相关多电技术,其环保经济性已接近NASA制定的N+1目标,但离N+3仍有相当大的距离。对 此,美国与欧盟又相继制定了航空电力推进技术发展规划,在N+1阶段和N+3阶段之间对化石燃料发动机

收稿日期:2020-07-14

第一作者:方淳(1986—),重庆人,工程师,研究方向为飞机机电系统。E-mail:chunfang@mail.nwpu.edu.cn

^{*}通信作者:谭博(1983—),陕西西安人,副教授,研究方向为航空航天电机驱动技术。E-mail:Tanbo345@163.com

技术发展进行支撑,并最终以电力推进飞机(Electrified aircraft propulsion, EAP)的形式代替现有布莱顿循环 发动机的飞机动力技术。电力推进飞机通过电动机驱动涵道式扇叶、螺旋桨产生推力,电能被直接转化为 机械能,能量转换过程可控程度和效率都高于常规涡扇发动机。目前燃气涡轮发动机热效率约为40%,而 大功率驱动电机的效率可以达到90%以上^[3]。

针对未来商用飞机的电力推进系统需求,NASA联合高校和企业基于1000 V机载电网电压等级开展了 兆瓦级的电机^[4]和电力变换器研究^[5],其关注的重点包括推进电机的电磁方案设计^[6]、新型储能设备^[7]、功率变 换设备和传输大功率电力的线缆系统^[8]。相比涡扇发动机领域与国外的巨大差距,中国在特高压输配 电^[9-11]、船用混合电力推进^[12-15]、高铁电力牵引^[16-19]等方面具有国际领先的技术、制造工艺和成熟的工程实践 经验,使得中国航空电力推进技术在研发伊始便具有良好的技术和工业基础。

本文将讨论美国、欧洲主流航空电力推进构型方案,梳理飞机级和系统级的关键技术,分析其对航空电 源、电机、功率变换器、大功率电网的新需求,为航空电力推进技术发展提供参考。

1 电力推进动力构型

电力推进飞机采用电能作为推进动力的能源,电能从产生经电力变换传输到用电负载终端,能量传递路径包括电源、AC/DC与DC/AC功率变换器、电机与减速器、螺旋桨或涵道桨等。

主流电力推进技术包括纯电力推进和混合电力推进。纯电力推进的电能来自于电储能设备如锂离子电池和燃料电池,而混合电力推进的电力则由化石燃料发动机带动发动机运行产生。混合电力推进根据发动机推力产生形式细分为部分涡轮电力推进构型(Partial turboelectric)和并联混动构型(Parallel hybrid)。部分涡轮电力推进构型的发动机和电动机驱动不同桨叶,同时生成推力。并联混动构型的涡扇发动机和电动机同轴驱动桨叶产生推力。构型示意图如图1所示。



Figure 1 EAP power train configuration^[1]

国外主要电力推进飞机概念的电力推进规格如表1所示。 电力推进飞机动力布局主要基于传统筒形机身和翼身融合机身设计。筒形机身构型又根据机翼结构

	Table 1 EAI	^o configurations		
型号	马赫数	电力推进形式	功率等级	
NASA STARC-ABL	0.8	涡扇电力推进	2.0 MW	
波音 SUGAR Freeze	0.7	涡扇电力推进	MW级	
NASA N3-X	0.8	涡扇电力推进	50.0 MW	
ESAero ECO-150	0.7	涡扇电力推进	MW级	
波音 SUGAR Volt	0.7	并联混动	5.0 MW	
空客 E-fan X	0.7	涡扇电力推进	2.0 MW	

表1 国外大型电力推进飞机主要架构

分为常规机翼、斜撑机翼和分离翼,以NASA STARC-ABL和空客 E-fan X为代表。NASA STARC-ABL基于 波音 737-700的传统筒形机身改装,采用尾部边界层电力推进和升高的 T型尾翼^[20]。空客 E-fan X电力推进 飞机基于 BAE 146 RJ100平台,为2台涡扇和2台推进电机的混动结构。采用 AE2100燃气涡轮原动机带动 2.5 MW 发电机,驱动输出功率为2 MW 的推进电机。

翼身融合的飞翼式布局特殊的升力特性,使其在采用相同动力配置时所消耗的燃料较少。翼身融合飞 翼式布局的扁平结构^[21]适宜采用分布式电力推进动力,由一组功率相对较小的推进电机代替单个兆瓦级大 功率推进电机,通过调节分布式推进系统中个别位置电机的输出功率,实现推力矢量控制和调整飞行姿态 的目的。电力推进翼身融合机型以NASA N3-X概念飞机为代表。

2 飞机级关键技术

2.1 高压能量架构技术

目前大多数大型飞机的供电系统功率为500 kVA以下,电压为直流270 V和交流恒频/变频115 V。为配 合大型电力推进飞机数兆瓦以上的功率需求,需要提高电压等级,减小电网线缆电流,降低配电网络重 量^[22-23]。主流大型客机与大型电力推进飞机的发电系统容量和电压等级比较如表2所示。

Table 2 Comparison of the power systems of EPA and TFPA					
型号	主发电系统	总功率/kVA	电压等级/V		
B787	VFG*4	1 000	直流 540 V 交流 230 V		
A350	VFG*4	550	直流28 V 交流230 V		
STARC-ABL	VFG*4	2 400	1 000 ~ 3 000 V		
N3-X	VFG*4	50 000	7 500 V		

表 2 主流涡扇客机和电力推进飞机电力系统比较 able 2 Comparison of the power systems of FPA and TFPA

注:VFG(Varity Frequency Generator)为交流变频发电机。

波音787由2台发动机驱动4台主发电机,发电容量达到1MW。为降低电网重量,其交直流电压分别增加增加到230VAC和540VDC。空客A350电力系统交流电压同样采用230V,发电容量550kVA。基于波音737-700的STARC-ABL电力推进飞机发电容量为2.4MW,供电电压为2400V。N3-X发电容量为50MW,电压达到7500V。并联式供电架构因能够最大程度释放发电机的综合功效而得到青睐,如图2所示。



Figure 2 Power grid of parallel hybrid turboelectric

发动机带动发电机,产生的高压变频交流电经过主功率变换器变为超高压主汇流条供电,主汇流条再 通过次一级功率变换器向次一级交直流汇流条供电。

电能经过汇流条和各功率线路传输,线缆的功率损耗等于电流有效值平方与电阻乘积。相同功率下, 输电电压等级越高,电流越小,线缆重量也越轻。输电电压等级与线缆的关系如表3所示。

表3 电压等级与导线参数关系 Table 3 Relationship between voltage level and wire parameters

供电形式	功率	电压	电阻	导线面积	导线重量
高压	1	k	k^2	$1/k^2$	$1/k^2$
普通	1	1	1	1	1

注:表中数据采用标幺值表示。

表3数据是理想物理特性导线的计算结果,进一步考虑导线对发热的承受能力,基于导线长期发热工作 状态,引入导线允许电流密度

$$j = \sqrt{4\beta \tau_g / (\rho d)} , \qquad (1)$$

式中, β 为导线表面向周围介质散热的系数, τ_g 为允许温升, ρ 为导线电阻率,d为导线直径。

修正得到的超高压供电导线重量大于1/k²,但仍远低于普通供电电压下的导线重量。提高电网电压等级降低了供电线缆重量,但增加了功率变换器的滤波重量和高频损耗¹²⁴,同时还需重视高空环境对于超高压电气设备绝缘的特殊影响¹²⁵。

2.2 综合热管理技术

自上世纪80年代开始,美国空军开启了一系列飞行器热管理技术研^[26-28],先后提出了将JP8+100燃油作为热沉的热油箱计划、飞行器综合管理技术(INVENT)计划和能量优化飞机(EOA)计划,从单一的系统散热能力增强方法发展到系统的能量综合与优化方法。大型电力推进飞机总废热将高达数百千瓦乃至兆瓦级,远超常规动力飞机。废热的增长要求其热管理系统具备更高效的全机层面能量传递架构、更智能的能源分配策略和更有效的散热措施。由于自然散热和风冷散热在大功率负载和高空环境下性能下降明显,液冷、低温技术将成为电力推进飞机热管理系统散热的研究重点。

2.3 全机健康管理技术

电力推进飞机的机载电气设备数量较多,功率等级越来越大,这就要求系统的健康管理不仅包括常规 自检测(Built-in Test,BIT)项目和故障检测,还要通过对电机、电池和功率变换器核心参数的检测与提取实 现涵盖故障检测和寿命预测的健康管理^[29]。机载设备健康管理系统首先需要进行故障风险分析(Fault Hazard Analysis,FHA)和故障模式影响与危害性分析(Failure Mode and Criticality Analysis,FMECA)。通过离线 建立故障树目录;再利用深度学习等人工智能方法建立故障与表征变量间的推理关系,在检测到异常信号 后通过数据推理得到可能的故障分布;最后根据故障程度进行隔离措施,并计算相关系统剩余运行寿命。 系统健康管理流程如图3所示。

全机的健康管理离不开飞参、通信状况、机载设备 BIT 和故障信息等飞行数据的支持³⁰¹。机载设备健康





管理系统研发流程如图4所示。在离线分析基础上,机载设备成品和器件厂商需要通过实验加速老化运行 设备,搜集大量模拟飞行工况下的负载运行数据,先期形成故障数据基本库,结合实际飞参数据,持续修正 数据库,提升诊断和预测精度,降低虚警率。



Figure 4 Process flow chart of systematic health management

电池性能随着温度和充放电循环次数的增加而变化,传统电路等效方法无法直观描述其特性和准确估 计电池 SOC 和故障状态,呈现非线性特性。目前,学界主要研究电池电化学层的物理模型^[31],建立电池内部 流力场、热场、电化学场模型,通过强耦合物理场模型实现精确的 SOC 估计和单个电池单元的故障参数提 取。针对电池热失控(Thermal Runaway)故障,NASA采用防火材料分割电池组单元,以避免单一锂电池单元 热失控时危及临近单元造成电池大规模连锁反应故障。

2.4 大功率地面集成演示验证技术

飞机级大功率地面综合演示验证技术是验证技术成熟度的关键一环^[32],衔接着系统级验证与飞行演示 验证,可以大幅降低飞行试验中可能出现的系统设计问题和故障发生概率。NASA牵头校企联合研制的电 动机和功率变换器在各自完成原理样机演示试验验证后,被集成到位于俄亥俄州的Glenn研究中心的电动 飞机试验台(NASA's Electric Aircraft Test bed, NEAT)进行联试^[33]。NEAT最大设计功率为24 MW,最高设计 电压为4 500 V,可完成100座以上单通道飞机全尺寸动力装置6级技术成熟度的试验。实验室建设的核心 在于开放式的兆瓦级发电-配电-用电负载验证平台、循环液冷设备以及真空高低温室,可以验证高空低氧 环境下高压设备的电气现象和环境适应性。

3 系统级关键技术

3.1 电源技术

电力推进飞机中,电源的性能和效率直接关系到飞行性能¹³⁴¹。电力推进飞机目前可用的电源主要包括发电机、燃料电池¹³⁵¹和电池类储能设备。锂离子电池能量密度目前为200 wh/kg¹³⁶¹,远低于航空燃油的能量密度(12 000.0 wh/kg),仅能满足10座以内小型电动飞机城市短距飞行需要。100座以上的大型电力推进飞机的主电源系统一般采用燃气涡轮发电机,其优点在于燃气轮机作为原动机可以稳定维持效率较高的输出。

燃料电池也是目前航空电源研究的热点^[37]。燃料电池动态响应较慢,起动瞬间或负载增加由高功率密 度储能设备提供瞬间大功率;巡航状态下由燃料电池提供负载需要能源,同时给电池充电。燃料电池输出 电压随着电流增加而减小,在负载动态变化时燃料电池输出效率较低,因此需要将燃料电池的输出电流控 制在一定范围内^[38],提高能源转换效率,增加航程。

航空储能设备主要包括超级电容、蓄电池。超级电容功率密度大,动态性能好;蓄电池能量密度较电容

高,但功率密度低,而两者的能量密度均远低于航空燃油。为提升储能设备能量密度,在研发新型储能材料的同时,欧盟"洁净天空"计划^[39]的未来民用飞机的结构动力复合材料项目正在评估和验证利用复合材料将储能集成到机身层压结构的技术,该项目研究重点包括机身结构超级电容、机身结构电池和基于结构的能量收集。

3.2 高效推进电机

推进电机的研究包括电机本体和控制两方面。推进电机转子表面线速度接近亚音速,使电机气隙处空 气阻力增加,需要研究空气密度变化对电机负载特性的影响以及磁性材料的电、磁、热、机械强度四性耦合 关系^[40]。分布式控制可解决控制结构的单元化和通用化,增强故障发生时的控制与功率回路的实时重构能 力,提升电力推进系统的冗余和可靠性。分布式推进电机工作角色不同产生的驱动力不同,应根据实际飞 行剖面研究分布式动力分配模式^[41]。

NASA为EAP推进电机项目制定的功率重量比目标为16.0 kW/kg,效率目标为99%。伊利诺伊大学^[42]、 俄亥俄州立大学^[43]、NASA Glenn研究中心^[44]分别研制了兆瓦级功率样机并进行了地面演示验证,电机样机 主要参数如表4所示。

Table 4 Parameters of EAP motors						
设计单位	电机类型	额定功率/MW	功重比/(kW/kg)	效率/%	转速/rpm	直径/m×长度/m
伊利诺立大学	永磁电机	1.0	13.0	>96	18 000	0.45×0.12
俄亥俄州立大学	感应电机	2.7	13.0	>96	2 500	1.0×0.12
NASA Glenn 中心	超导电机	1.4	16.0	>98	6 800	0.40×0.12

表4 推进电机主要参数 able 4 Parameters of EAP motor

电机尺寸与性能参数之间的关系吗可表示为

$$D^2 l = KP'/(\alpha AB_{\delta}n), \tag{2}$$

式中,D为电机转子外径,l为转子长度,α为磁极极弧系数,A为电负荷,B₈为磁负荷,P'为计算电磁功率,n为 电机转速。由式(2)可知,当功率和电机绕组形式一定时,提升电机转速和电磁负荷,可以有效降低电机尺 寸。表4数据解读显示,伊利诺伊大学的永磁电机方案设计转速为18 000 rpm,通过提升转速来缩小电机体 积重量。俄亥俄州立大学的感应电机采用环形力矩电磁设计方案,通过去除减速机构直驱螺旋桨的方式简 化电驱动系统,提升可靠性。上述两种方案均采用液冷散热。Glenn中心方案采用超导材料大幅提升了电 负荷,使功重比达到16.0 kW/kg。

3.3 大容量功率变换技术

功率变换器将电源输出的电能转变为动力、航电、机电和飞控系统所需的其它功率等级电能,是电力推进飞机中的关键系统^{146-47]}。功率变换器研究重点包括提升效率、可靠性和降低损耗。为达成功率变换器的高可靠性,需要研究高空环境下功率器件和无源器件的故障发生机理,建立故障机理物理模型和观测策略,实时检测并向上位机返回器件级工作状态,形成健康状态检测闭环;依据可靠性设计指标进行器件选型、拓扑结构设计以及热管理设计。

美国通用电气公司(GE)基于碳化硅金氧半场效晶体管(Silicon Carbide Metal-Oxide-Semiconductor Field-Effect Transistor, SiC MOSFET),研制了2400 V直流电压下输出功率达到1 MW的三相全桥功率变换器^[48],采用液冷散热,基波频率范围为1~3 kHz,功率密度达19 kW/kg,运行效率高达99%。波音公司正在开发的500 kW新型功率变换器采用SiC MOSFET,在1000 V电压等级下通过两台并联工作来传输1 MW电功率,其完整负载样机拟采用低温液氮冷却^[49]。

3.4 新型器件与材料

硅基功率开关器件如绝缘栅双极型晶体管(Insulated Gate Bipolar Transistor, IGBT)、MOSFET由于优秀的通断和可控特性,在船用电力推进、高铁电力推进和城市电网领域等高压电力领域得到广泛应用。但在航空电力推进方面,现有硅基器件面临着低损耗和小体积的双重要求。对此,国外主机厂和供应商提出采

用基于SiC功率器件作为大型电力推进飞机功率变换的物理承载,如GE的大功率原理样机。与现有硅基功 率器件相比,SiC MOSFET效率高(97%~98%),工作温度高(<150℃),耐压高(>1 200 V),电流密度高(> 700 A/cm²),开关频率高(>20 kHz)。功率变换设备采用SiC可有效降低损耗,从而降低设备体积重量和对 散热系统的要求。目前,SiC MOSFET厂商主要包括美国科锐公司(Cree)、日本罗姆公司(Rohm)和意法半导 体(SGS-THOMSON Microelectronics)等。国内方面厂商主要包括中国电科集团、中车时代电气股份有限公 司、泰科天润公司、天科合达公司等。

绝缘材料是大型电力推进飞机兆瓦级电力系统的另一关键基础技术,机载电网线缆绝缘失效的原因主要有:(1)电晕放电,包括材料老化、碳化失效^[50]、臭氧生成导致材料降级;(2)高空、高电压和高频导致电气与温度应力增加^[51];(3)热循环组合的系统工作温度可能导致温度降级。为解决航空高压绝缘问题,业界提出了基于PET(聚乙烯)、PTFE(聚四氟乙烯)和PFA(全氟烷氧基)等材料的多层绝缘方案,NASA提出了基于多聚物的多层绝缘架构(MMEI)^[52],将实验室绝缘击穿电压提升到40 kV以上,可用于兆瓦级电力推进系统的主汇流条,同时降低了绝缘层厚度 86.3%,降低了电网重量,但上述方案的高空环境适应性和耐久性仍需检验^[53]。

4 展望

航空电力推进技术将统一机载能源形式,实现全机能量高度可控,大幅提升飞机能量的整体利用效率, 减少排放降低飞行噪音,是未来航空全电化的高级阶段与标志,也是先进电气、控制、材料、芯片等高新技术 的集中体现。为促进航空电力推进技术更好发展,在国家绿色航空战略与政策的支持引导下,在航空制造 业、研究机构与相关高校的参与下,应重点开展以高压能量架构技术、综合热管理技术、全机健康管理技术 和大功率地面演示验证技术为核心的飞机级关键技术研究;开展以高效率电源与储能系统、高效推进电机、 大容量功率变换器和新型功率器件、绝缘材料为主的关键设备及元器件材料研发,对顶层研究形成支撑。 在支持航空电力推进技术、产业和市场等方面进步的同时,借助我国船舶、高铁电力推进技术优势,实现引 领全球绿色航空发展,占领关键技术领域及产业创新高地,提高综合科技创新能力。

参考文献:

- [1] JANSEN R, BOWMAN C, JANKOVSKY A, et al. Overview of NASA electrified aircraft propulsion (EAP) research for large subsonic transports[C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [2] GIBSON A, HALL D, WATERS M, et al. The potential and challenge of turboelectric propulsion for subsonic transport aircraft[C]// 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2010.
- [3] SCHEIDLER J J, TALLERICO T F. Design, fabrication, and critical current testing of No-insulation superconducting rotor coils for NASA's 1.4 MW high-efficiency megawatt motor[J]. 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), 2018:1–9.
- [4] 黄俊,杨凤田.新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报,2016,3(1):57-68.
- [5] BROWN G. Weights and efficiencies of electric components of a turboelectric aircraft propulsion system[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [6] BOWMAN C L, MARIEN T V, FELDER J L. Turbo- and hybrid-electrified aircraft propulsion for commercial transport[C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [7] GELB I, VOIT–NITSCHMANN R. Sizing of the energy storage system of hybrid–electric aircraft in general aviation [J]. CEAS Aeronautical Journal, 2017, 8(1):53–65.
- [8] SCHNULO S. Overview of NASA GRC electrified aircraft propulsion systems analysis methods[C]//Propulsion Systems Analysis Branch Energy Tech 2017. Cleveland, OH:NASA Glenn Research Center, 2017.

[9] 姚良忠,吴婧,王志冰,等. 未来高压直流电网发展形态分析[J]. 中国电机工程学报,2014,3:(34):6007-6020.

[10] 刘海军,李刚,王志凯,等. 面向中高压智能配电网的电力电子变压器建模方法与控制策略研究[J]. 电力系统保护与控制, 2017,45(2):85-93.

- [11] 李红伟, 刘宇陆, 金勇, 等. 高压配电网负荷转供中的开关动作时序判定策略[J]. 电力系统自动化, 2018, 42(1): 82-90.
- [12]马伟明.舰船动力发展的方向:综合电力系统[J].上海海运学院学报,2004,25(1):1-11.
- [13] 刘自程,郑泽东,彭凌,等.船舶电力推进中十五相感应电机同轴运行及容错控制策略[J].电工技术学报,2014,29(3): 65-74.
- [14] 高迪驹, 沈爱弟, 褚建新, 等. 混合动力船舶的能量管理与控制策略[J]. 上海海事大学学报, 2015, 36(1): 70-74.
- [15] 庄绪州,张勤进,刘彦呈,等.船舶全电力推进系统恒功率负载有源阻尼控制策略[J].电工技术学报,2020,35(S1): 101-109.
- [16]何正友,胡海涛,方雷,等.高速铁路牵引供电系统谐波及其传输特性研究[J].中国电机工程学报,2011,31(16):55-62.
- [17] 何正友,程宏波. 高速铁路牵引供电系统健康管理及故障预警体系研究[J]. 电网技术,2012,36(10):259-264.
- [18] 王玘,何正友,林圣,等.高铁牵引供电系统PHM与主动维护研究[J].西南交通大学学报,2015,50(5):942-952.
- [19] 魏文婧,胡海涛,王科,等.基于铁路功率调节器的高速铁路牵引供电系统储能方案及控制策略[J].电工技术学报,2019, 34(6):1290-1299.
- [20] KRATZ J L, THOMAS G L. Dynamic analysis of the STARC-ABL propulsion system[C]//2019 AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Reston, Virginia: 2019.
- [21] 达兴亚,李永红,熊能,等.翼身融合运输机分布式电推进系统设计及油耗评估[J]. 航空动力学报,2019,34(10):2158-2166.
- [22] 张卓然,于立,李进才,等.飞机电气化背景下的先进航空电机系统[J].南京航空航天大学学报,2017,49(5):622-634.
- [23] CHOI B, BROWN G V, MORRISON C, et al. Propulsion electric grid simulator (PEGS) for future turboelectric distributed propulsion aircraft[C]//12th International Energy Conversion Engineering Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [24] PERRY A T, ANSELL P J, KERHO M F. Aero-propulsive and propulsor cross-coupling effects on a distributed propulsion system [J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(6): 2414-2426.
- [25] FINGER D F, GÖTTEN F, BRAUN C, et al. Mass, primary energy, and cost: the impact of optimization objectives on the initial sizing of hybrid-electric general aviation aircraft[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2020, 11(3):713-730.
- [26] SCHNULO S L, CHIN J, SMITH A, et al. Steady state thermal analyses of SCEPTOR X-57 wingtip propulsion[C]//17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [27] KIM J, KWON K, ROY S, et al. Megawatt-class turboelectric distributed propulsion, power, and thermal systems for aircraft[C]// 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [28] Lawhorn D, Rallabandi V, Ionel D M. Power electronics powertrain architectures for hybrid and solar electric airplanes with distributed propulsion[C]//Propulsin and Energy Forum; AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [29] KULKARNI C S, CORBETTA M. Health management and prognostics for electric aircraft powertrain[C]//2019 AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
- [30] SUZUKI Y, DUNHAM W, KOLMANOVSKY I, et al. Failure detection and control of distributed electric propulsion aircraft engines[C]//Scitech Forum 2019. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
- [31] KULKARNI C S, ROYCHOUDHURY I, SCHUMANN J. On-board battery monitoring and prognostics for electric-propulsion aircraft[C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [32] PAPATHAKIS K V, KLOESELL K J, LIN Yet al. Design and development of a 200-kW turbo-electric distributed propulsion testbed[C]//AIAA/SAE/ASEE. Joint Propulsion Conference Propulsion Energy 2016. Reston, Virginia; AIAA, 2016.
- [33] PAPATHAKIS K V, SESSIONS A M, BURKHARDT P A et al. A NASA approach to safety considerations for electric propulsion aircraft testbeds[C]//Propulsion and Energy Forum 2017. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [34] 胡焦英,毛军逵,贺振宗.基于航空煤油重整的SOFC-GT混合动力系统性能[J]. 航空动力学报,2020,35(2):325-336.
- [35] 陈明帅,华青松,张洪伟,等. 燃料电池/蓄电池混合动力汽车能量管理系统研究[J]. 青岛大学学报(工程技术版),2018,33 (1):21-27.
- [36] 张晓辉,刘莉,戴月领,等.燃料电池无人机动力系统方案设计与试验[J]. 航空学报,2018,39(8):162-171.
- [37] 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):51-67.
- [38] SANTARELLI M, CABRERA M. Hybrid solid oxide fuel cell and micro gas turbine for regional jets[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(4):1216-1224.
- [39] BROUCKAERT J F, MIRVILLE F, PHUAH K, et al. Clean sky research and demonstration programmes for next-generation air-

craft engines[J]. The Aeronautical Journal, 2018, 122(1254):1163-1175.

- [40] 刘莉,曹潇,张晓辉,等.轻小型太阳能/氢能无人机发展综述[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 6-33.
- [41] OKAI K, NOMURA H, TAGASHIRA T, et al. Effects of fuel type on aircraft electric propulsion with SOFC/GT hybrid core[C]// 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [42] DYSON R W. NASA electric aircraft testbed (NEAT) single-aisle transport air vehicle hybrid electric tail-cone thruster powertrain configuration and test results[C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium.Reston, Virginia; AIAA, 2018.
- [43] DYSON R W, PASSE P, DUFFY K P, et al. High efficiency megawatt motor rotating cryocooler conceptual design[C]//2019 AIAA Propulsion and Energy Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
- [44] JANSEN R, KASCAK P E, DYSON R W, et al. High efficiency megawatt motor preliminary design[C]//2019 AIAA Propulsion and Energy Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
- [45] 李钟明,刘卫国. 稀土永磁电机[M]. 北京:国防工业出版社,1999.
- [46] LAWHORN D, RALLABANDI V, IONEL D M. Power electronics powertrain architectures for hybrid and solar electric airplanes with distributed propulsion[C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [47] GARRETT M, AVANESIAN D, GRANGER M, et al. Development of an 11 kW lightweight, high efficiency motor controller for NASA X-57 Distributed Electric Propulsion using SiC MOSFET Switches[C]//2019 AIAA Propulsion and Energy Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
- [48] ZHANG D, HE J B, PAN D, et al. Development of megawatt-scale medium-voltage high efficiency high power density power converters for aircraft hybrid-electric propulsion systems[C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [49] WANG F, CHEN R R, GUI H D, et al. MW-class cryogenically-cooled inverter for electric aircraft applications[C]//2019 AIAA Propulsion and Energy Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
- [50] 王森,赵阳阳,鲍洁秋,等. 电动飞机永磁电机主绝缘温度场研究[J]. 绝缘材料,2017,50(10):31-36.
- [51] BODIE M, RUSSELL G, MCCARTHY K, et al. Thermal analysis of an integrated aircraft model[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [52] EUGENE SHIN E, SCHEIMAN D A, LIZCANO M. Lightweight, durable, and multifunctional electrical insulation material systems for high voltage applications[C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [53] MARICELA L. Multilayered functional insulation system (MFIS) for AC power transmission in high voltage hybrid electrical propulsion[C]//The 2017 EnergyTech Conference and Expo. Cleveland, OH: NASA Glenn Research Center, 2017.

责任编辑:杨国峰