

航空燃气涡轮-电混合动力系统关键技术分析*

伏 宇, 刘昭威, 郑天慧, 王 鹏

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 本文介绍了串联式和并联式混合动力系统的基本原理与性能特点, 对混合动力的性能优势来源进行了原理性阐述。针对混合动力的系统架构, 分析了性能设计、控制系统、电机设计以及热管理方面的关键技术。航空燃气涡轮-电混合动力技术的发展, 有可能对传统航空发动机领域产生颠覆性变革。需要打破原有航空发动机热力机械设计思维, 将动力系统所涉及的推进、电能以及热管理进行融合设计, 推动航空动力系统效能进一步提升。

关键词: 燃气涡轮; 电推进; 混合动力; 航空发动机; 综述

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 03-2208034-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2208034

1 引 言

高效率、低油耗、低污染一直是航空发动机追求的目标,也是推动发动机技术进步的动力源泉。提高热力循环参数和涵道比是提升传统的涡扇发动机热效率及推进效率、降低耗油率的唯一途径,然而受材料、工艺以及结构可行性等方面的制约,传统涡扇发动机性能进一步提升的空间十分有限,难以满足未来对航空动力装置油耗以及环保的严苛标准要求。随着新能源产业蓬勃发展,电能航空中的占比逐渐增大。世界航空强国出台了一系列与新能源飞行器与动力的相关发展计划与研究项目。混合电推进技术结合了燃气涡轮发动机高功重比和电推进高效环保的特点,可以通过飞机推进系统一体化设计、能源综合管理,提升下一代飞行器燃油经济性,降低碳排放,可促进航空动力绿色高效发展。

2 航空混合动力国内外发展现状

电气化飞行是当前国外的研究热点。在采用电力推进飞机飞行的推进系统方案中,受当前电池能量密度水平所限,混合电推进系统是近中期极具潜力的重点研究方向。由于混合动力飞机中飞发一体

化高度融合,且涉及电机、热管理、高能量密度电池和高功率密度电机等大量关键技术攻关,因此国外在技术研发过程中均采用飞机、发动机与电机一体化研发以及产学研联合研发模式。近年来,国外在混合动力系统研究方面呈加速发展态势。

2.1 国外相关研究进展

美国在国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)提出了2050年前的航空混合动力系统总体规划^[1],先后支持并开展了多个研究计划来支持相关企业和机构开展混合电推进技术探索,预计2035年安装混合动力推进系统的飞行器将投入市场。

NASA为满足2035年耗油率降低70%,氮氧化物排放降低80%,噪声比国际民用航空组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)第三阶段标准降低81 dB的远景目标,开展了大量混合分布式研究工作,并取得了重要进展。对于未来宽体客机, NASA探索了全复合材料、层流、翼身融合体的N3-X飞机概念^[2-5],如图1所示,其最突出的特点是采用了燃气涡轮-电混合分布式推进系统。该系统属于串联式混合动力系统,将产生推进力的装置与产生动力的装置分开,由两台安装在翼腹的涡轴发动机驱

* 收稿日期: 2022-08-11; 修订日期: 2023-02-05。

基金项目: 四川省重大科技专项(2021ZDZX0003); 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2021-AB-I-002-001)。

作者简介: 伏 宇, 博士生, 研究员, 研究领域为航空发动机总体设计。

通讯作者: 刘昭威, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机总体设计。E-mail: rainbow_force2@163.com

引用格式: 伏 宇, 刘昭威, 郑天慧, 等. 航空燃气涡轮-电混合动力系统关键技术分析[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 2208034. (FU Y, LIU Z W, ZHENG T H, et al. Turbo-electric hybrid aero propulsion system key technologies analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2208034.)

动超导发电机产生电能,并驱动 15 台嵌入机身的超导电动推进器产生推力。

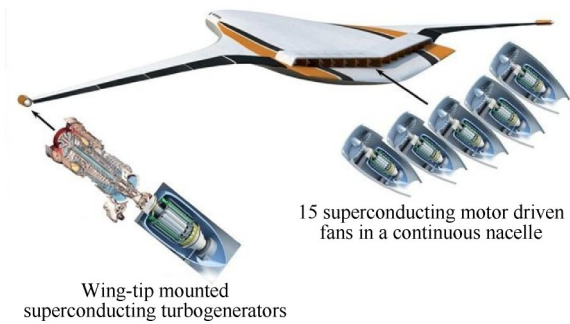


Fig. 1 NASA N3-X aircraft concepts^[2]

2009 年美国实验系统宇航公司 (Empirical Systems Aerospace, ESAero) 在 NASA 的支持下开始研究 ECO-150 串联式混合分布式动力支线客机^[6-8],如图 2 所示,该客机两侧机翼均安装一台 1 MW 功率的燃气涡轮发电系统,同时采用分布在机翼内部的 16 台电驱动涵道风扇产生推力,目标是巡航耗油率降低 11%,NO_x 排放降低 14%。



Fig. 2 ESAero ECO-150 aircraft concepts^[6]

NASA 在单通道飞机上提出了一个涡轮电力推进的 STARC-ABL 飞机方案^[9-11],如图 3 所示,该方案在翼下挂载两台涡扇发动机,发电机从涡扇发动机低压轴提取功率,并将其发出的电能传输到位于机尾的一个轴对称的边界层吸入电驱涵道风扇。机身的尾部涵道风扇由 2.6 MW 的电机驱动,形成串并耦合的混合动力系统架构。该飞机计划在 2035 年投入使用,结果表明,与常规构型相比,该涡轮电动飞机构型的经济任务燃料消耗减少 7%,设计任务燃料消耗减少 12%。

NASA 提出的亚声速超绿色飞行研究(SUGAR)



Fig. 3 NASA STARC-ABL aircraft concepts^[9]

计划,主要针对未来 150 座级飞机的高效推进需求。其中 SUGAR Freeze 混合动力飞机方案采用部分涡轮电-燃料电池方案^[12],采用了桁架支撑翼以及机身尾部的边界层吸入电驱涵道风扇。SUGAR Volt 方案^[13],如图 4 所示,采用并联混合电驱动概念,通过电池带动电机驱动风扇来增强巡航性能。该构型为带有电动增强涡扇的先进桁架支撑翼飞机,与波音 737-800 基准飞机相比,基于 1 667 km 的飞行距离,桁架支撑翼技术可使飞机燃油和能源消耗减少 53%。



Fig. 4 NASA SUGAR Volt aircraft concepts^[13]

NASA 从 2014 年开始启动 X-57 麦克斯维尔分布式电驱动飞行器研究计划^[14-18],如图 5 所示。该计划在泰克南公司 P2006T 活塞式双发轻型飞机基础上,分为四个阶段对飞行器进行改进,最终目标是采用串联式混合推进系统,验证分布式电推进关键技术以及综合能量管理系统与策略。



Fig. 5 NASA X-57 Maxwell aircraft^[14]

2021 年,美国 CFM 公司宣布启动可持续发动机革命性创新项目 (Revolutionary Innovation for Sustainable Engines, RISE)^[19],如图 6 所示,该项目主要面向未来窄体干线客机,采用了大量先进技术,其中并联式油电混合技术是减少燃油消耗的重要途径。RISE 计划的目标是与当前运营动力相比,降低 20% 以上的耗油率和污染物排放,预计 2035 年左右投放市场。

欧洲在航空混合动力方面也开展了大量研究工作,欧盟根据“航迹 2050”(Flightpath 2050)计划开展

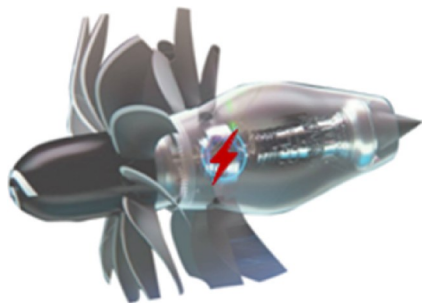


Fig. 6 CFM RISE aircraft engine^[19]

了多个航空混合动力项目。

空中客车公司通过开展 E-Plane 项目来研究电力推进系统的优势,评估在降低油耗和二氧化碳排放方面的技术潜力。2013 年公布了与西门子和罗尔斯-罗伊斯公司联合开发基于分布式混合电推进系统的 E-Airbus 100 座级支线客机概念。E-Airbus 采用 E-Thrust 的串联式混合电推进系统^[20-23],如图 7 所示,该系统采用安装在机身后部的燃气涡轮发电系统产生电能,驱动端采用布置在机身两侧的 6 台电驱动涵道风扇,同时配备了储能系统进行功率调节,由于采用了分布式布局,等效涵道比预计能够达到 20,远超当前传统涡扇发动机水平。

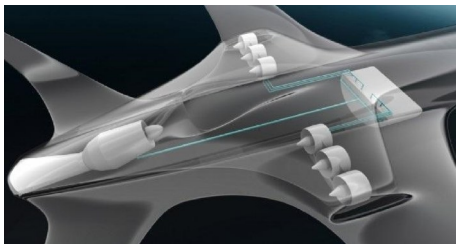


Fig. 7 Airbus E-Thrust propulsion concept^[20]

2017 年,空中客车、罗尔斯-罗伊斯和西门子公司宣布将共同合作研发一款混合电推进飞机 E-Fan X(图 8),该机将选用一架 BAe146 飞机作为飞行测试平台,其 4 台涡扇发动机中的 1 台将被 2 MW 功率的电动机取代。当前 E-Fan X 混合电推进技术验证机已经完成地面测试^[24-27]。

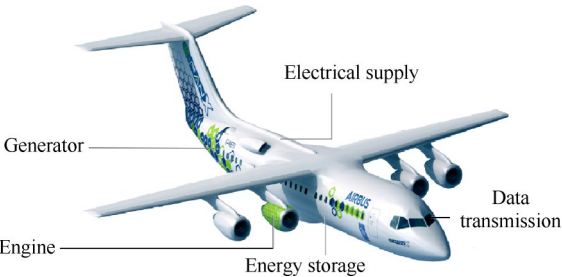


Fig. 8 E-Fan X hybrid propulsion program^[24]

2019 年赛峰集团推出了串联式混合动力系统 HEPS^[28],如图 9 所示,该系统由涡轮发电机和电池组成的电力系统、电能管理系统及提供升力和推力的电动机组成,能够为固定翼飞行器或多旋翼垂直起降飞行器提供逾 600 kW 的动力。



Fig. 9 SAFRAN HEPS hybrid propulsion program^[28]

罗尔斯-罗伊斯公司 2021 年 1 月在英国布里斯托混合电推进试验台 TP108 开展了混合动力系统“动力生成系统 1 号”(Power Generation System 1, PGS1)地面试验^[29],如图 10 所示。该系统核心为高功率密度发电机,其功率高达 2.5 MW,实现了燃气涡轮发动机与大功率电能的产生与应用,能够有力推动未来兆瓦级混合动力飞机、全电飞机等愿景的实现。

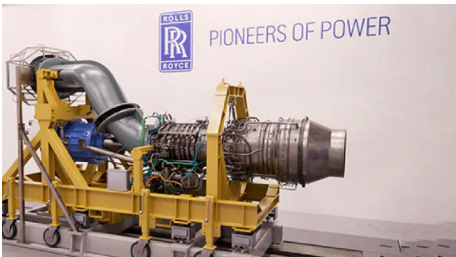


Fig. 10 Rolls-Royce PGS1 test rig^[29]

俄罗斯中央航空发动机研究所(CIAM)开发了一种基于高温超导体电机的串联式混合动力系统^[30]。该系统使用机尾上安装的 AI-25 燃气涡轮发动机发电,配以机舱中的锂电池作为能量补充,总功率达到 500 kW。2021 年在俄罗斯国家试飞研究院的雅克-40 飞行试验平台上完成了飞行测试(图 11),初步验证了系统设计的可行性与性能。



Fig. 11 CIAM hybrid propulsion system fly test^[30]

2.2 国内相关研究进展

国内在航空混合动力研究领域处于起步阶段,各研究机构与高校开展了基础理论与设计方法研究。沈阳航空航天大学杨凤田等^[31]从我国航空工业实际基础出发,提出了我国电动飞机技术的发展与创新途径。康桂文等^[32]在某型通用飞机的基础上,设计了一款并联式油电推进系统,通过计算仿真明确了系统性能收益。航空工业李开省^[33]对电动飞机的核心技术进行了分析与展望。北京航空航天大学闫万方等^[34]基于 350 座级分布式推进系统与翼身耦合耦合的飞机气动布局设计方案,采用数值计算流体动力学的方法研究了分布式推进系统关键设计参数对飞机气动特性的影响。陈刚等^[35]针对垂直起降固定翼无人机所采用的串联混电系统开展优化设计。西北工业大学王刚等^[36]针对电动无人机动力系统进行了优化设计并提出了相应的航时评估方法。南京航空航天大学张卓然等^[37]开展了飞机电气化背景下先进航空电机系统技术研究。清华大学钱煜平等^[38]针对航空混合电推进系统中的热管理问题进行了分析。李也^[39]针对通用飞机混合电推进系统开展了方案设计及性能分析。哈尔滨工业大学秦江等^[40]针对航空用燃料电池及混合电推进系统的发展进行了分析。中国航天工业总公司王妙香^[41]对 NASA 亚声速大型飞机电推进技术的发展进行了研究,并总结了电推进技术的优劣势。南京航空航天大学陈佳杰等^[42]针对并联混合动力齿轮传动涡扇发动机开展了建模与性能分析,结果表明并联混合动力系统具有显著提升省油、减排效果的能力。国防科技大学朱炳杰等^[43]针对分布式混合电推进飞行器技术进行了分析和设计方法研究,明晰了分布式混合电推进系统设计及能源管理的基本设计思路和分析方法。海军研究院吴雄等^[44]对无人机用混合动力系统进行了分析,确立了可用的系统的架构形式和关键技术,通过研究认为混合动力系统能够兼顾效率与性能,可真正实现无人机的个性化设计。

在工程技术研究方面,中国航发四川燃气涡轮研究院面向未来混合电推进系统设计需求,完成了 30 kW 级电驱动涵道风扇设计与试验研究^[45]。其与辽宁通用航空研究院合作,配装锐翔 RX-1 电动飞机改装无人机,2021 年 8 月完成了飞行试验。飞行试验持续 12 min,巡航高度 1 500 m,巡航速度 120 km/h,最大飞行速度 160 km/h,系统全程运行正常,推力、功率以及机电系统温度等性能指标符合设计预期,初步验证了电驱动涵道风扇设计技术在飞行器中的应

用(图 12)。

中国航发湖南动力机械研究所联合山河科技有限公司,基于阿若拉 SA60L 轻型运动飞机,开展 80 kW 级串联混合电推进系统技术与验证(图 13)。该系统通过 80 kW 级燃气涡轮发电系统产生电能,与 3.5 kWh 的动力电池串联,驱动电机带动螺旋桨产生推力。80 kW 串联混合电推进系统于 2022 年 3 月完成飞行演示验证^[46]。



Fig. 12 30 kW electric duct fan fly test^[45]



Fig. 13 80 kW turbo-electric hybrid propulsion system fly test^[46]

可以看出,在航空燃气涡轮-电混合动力系统研究领域,国外已经进入工程实践阶段,而国内也已经布局大量研究项目,取得了一定研究进展^[47-48]。本文从航空混合动力系统的基本原理出发,研究混合动力的技术内涵和性能优势来源,梳理混合动力系统研制所涉及的关键技术,为未来航空燃气涡轮-电混合动力系统工程研制提供参考。

3 混合动力基本架构和特性

当前,按照电能在混合动力中的使用方式不同,混合动力系统可大致分为串联式混合动力系统和并联式混合动力系统。

3.1 串联式混合动力系统基本原理

串联式混合动力推进技术架构如图 14 所示,图中 C, G, T 分别代表燃气涡轮发动机的压气机、燃烧室以及涡轮三大部件。使用燃气涡轮发动机带动发电机产生电能,通过电缆连接电动机,电动机与涵道

风扇或旋翼或螺旋桨机械连接产生推力,电池作为辅助能源在功率需求较大的飞行阶段为推进提供额外能量来源,在巡航或下降等功率需求较小的飞行阶段,燃气涡轮发动机可以始终工作在高效率区,部分功率用于驱动涵道风扇或旋翼或螺旋桨,多余功率用于为电池充电。串联式混合动力通常采用分布式推进,一台燃气涡轮发动机带动多个螺旋桨或小型电动风扇。通过能量管理系统实现能量分配和高效利用。

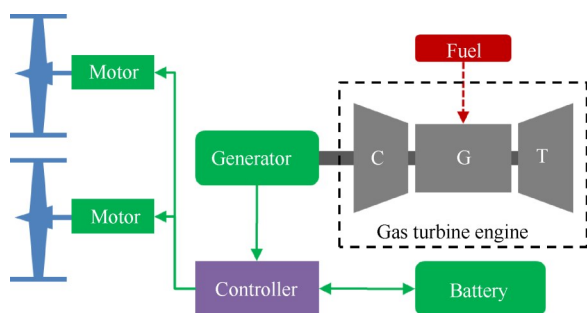


Fig. 14 Schematic diagram of series turbo-electric hybrid propulsion system

在串联式混合动力系统中燃气涡轮发动机只负责带动发电机产生电能,所有推力均来源于电动机驱动的螺旋桨或风扇,由于能够实现较大的等效涵道比,因此油耗性能十分优异。但电驱推进的排气速度较低,导致动力系统高度速度特性较差,一般应用于垂直起降、通用航空、低速无人机以及支线客机等对飞行速度要求不高的飞行器。

3.2 并联式混合动力系统基本原理

并联式混合动力系统基本构成如图15所示。在传统双转子涡扇发动机的基础上,通过在高低压轴上耦合设计内置式起动发电机,实现高功率电能的产生与利用。基于电机与发电机的可逆向工作原理,在发动机起动阶段,起动发电机在发动机稳定工作前作为电起动机工作,带动发动机转子到一定转速后喷油点火,使发动机进入稳定工作状态;在发动机稳定工作阶段,电动机转换为发电机,提取高低压轴功率向飞机用电设备供电。外置储能系统能够根据不同飞行阶段的功率需求进行能量补充或存储,在不同飞行阶段,通过燃油与电能的综合调配,实现能量的高效利用,从而降低油耗,提升航程或留空时间。

并联式混合动力系统通过在燃气涡轮发动机的轴上并联电机,能够调节发动机在不同飞行工况下的功率,在高功率需求阶段电机作为助力,短时间提升发动机推力性能,在功率需求较低阶段电机转换

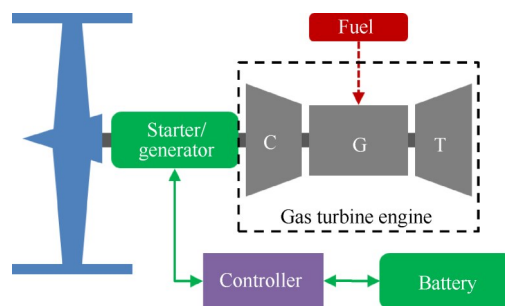


Fig. 15 Schematic diagram of parallel turbo-electric hybrid propulsion system

为发电机进行功率提取。由于构型与涡扇发动机基本一致,因此并联式混合动力系统具备较好的高度和速度推力特性,同时油耗率比传统发动机有所降低。适宜应用于中高速无人机、公务机以及干线客机等对飞行速度有一定要求的飞行器。

3.3 混合动力系统性能收益分析

航空燃气涡轮-电混合动力系统是在传统燃气涡轮发动机基础上,以大功率的电能产生与利用为鲜明特征的全新架构航空动力系统。与传统燃气涡轮发动机相比,其主要性能收益和技术内涵主要包括以下几点。

降低任务剖面综合燃油消耗:混合动力推进系统中存在燃油、电能两种不同的能量形式,电池作为电能存储装置,在飞行过程中可以起到“能量缓存”的作用,在起飞、爬升等功率需求较高的阶段,电池可以作为辅助能量来源共同输出功率,从而满足较大的推进功率需求;在巡航阶段,燃气涡轮发动机可以工作在最优效率点,多余的功率可以存储进入电池。在下降阶段,推进功率需求进一步降低,一方面可以采用电池存储燃机多余功率,另一方面也可以关闭燃气涡轮发动机,直接采用电池提供较小的推进功率。通过飞行任务剖面的综合能量优化管理,可降低任务循环的综合燃油消耗量。图16为混合动力系统全剖面能量优化利用示意图。

降低燃气涡轮核心机设计热力循环参数:提升传统燃气涡轮发动机的热效率与单位推力,唯一方式是大幅提高发动机热力循环参数(高涡轮前温度、高总压比等),高温、高负荷对发动机的部件设计以及结构材料强度等提出了极高的要求,制约了燃气涡轮发动机性能的进一步提升。混合动力系统能够均衡飞行器在起飞、爬升以及巡航段所需的功率,优化燃气涡轮发动机的设计参数,储能系统可在发动机功率不足时提供补充能源或在功率过剩时吸纳多余功率,一方面可以让燃气涡轮核心机始终处于高

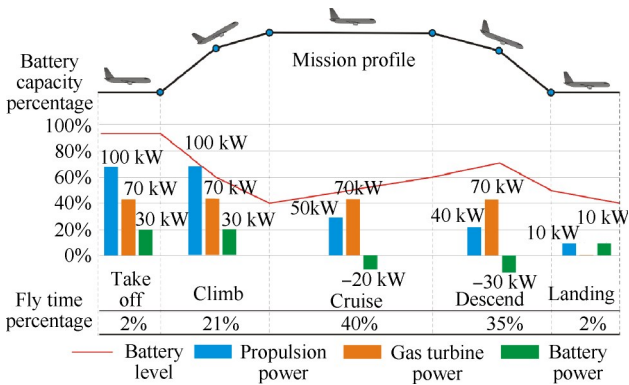


Fig. 16 Hybrid propulsion energy optimal utilization

效工作点,另一方面也减小了燃气涡轮核心机高功率工作范围,使得无需采用较高的热力循环参数设计便可满足飞行器的推力和油耗需求,从而降低了发动机设计难度以及制造成本。

提升发动机电功率供给能力:未来飞行器对电力的需求呈快速增长态势,电能的提取能力显得愈发重要。混合动力系统在设计阶段即考虑到高功率电能提取能力,因此具备传统涡喷涡扇发动机无法比拟的功率提取能力,在功率需求较大的情况下,可以通过降低推力,将可用功大量转换为电能,大幅提升瞬时电输出功率。大功率电能输出能够改变未来动力以及飞行器的控制方式,采用全电气化传动附件取代机械液压式传动附件,实现发动机和飞机的全电气化传动,同时发动机的控制系统也由集中式全权限数字电子控制系统改为分布式控制系统,发动机的燃油泵和作动器也改为电力驱动。与传统机械液压控制系统相比,全电控制系统的控制精度、可靠性以及成本更优,在增强系统功能性的同时降低复杂程度,从而在整机层面获取性能收益。可以看出,混合动力系统能够为未来多电/全电飞机(图 17)提供可靠的能源保证。

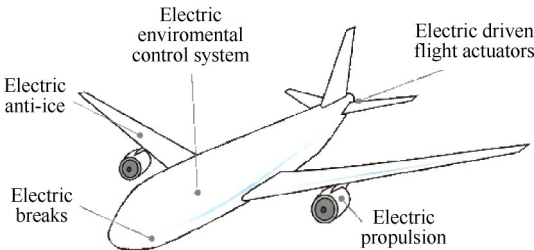


Fig. 17 Schematic of all electric aircraft

4 混合动力系统关键技术分析

混合动力系统是在航空燃气涡轮发动机基础上

的集成创新,其角色也从传统航空发动机热力机械,转变为综合推进功、电能、热管理的航空动力与能源系统。因此,混合动力系统涉及的关键技术可总结为以下几个方面。

4.1 混合动力系统总体性能优化设计技术

总体性能建模与设计是开展混合动力系统正向自主设计的基础。针对航空动力系统未来性能发展需求,从热力学层面系统开展工作原理、性能收益来源研究。发展航空混合动力系统推进功、热管理、电能利用的融合设计理论,支撑混合动力系统的设计与研制。主要关键技术如下。

4.1.1 混合动力系统总体性能设计与分析建模

在热力循环与混合动力系统架构(图 18)的基础上,系统开展全新动力构型所涉及的计算模型和计算方法研究,包括发动机整机级与部件子系统级气动热力学模型、发动机效率分析计算模型、发动机非设计点性能预估方法、发动机尺寸质量估算方法。开展推进系统整机数学建模与总体性能评估;针对燃气涡轮发电、电驱动推进的组合推进系统,建立高精度的变比热、非线性、部件级数学模型,能够快速并较为精确地给出与发动机设计方案相对应的各部件与系统性能数据,并开展设计参数优化匹配。

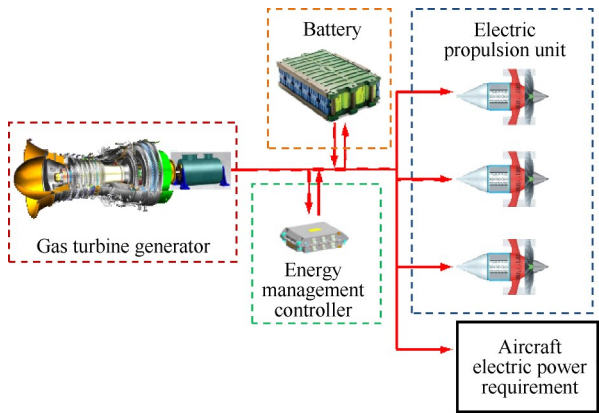


Fig. 18 Turbo-electric hybrid propulsion structure and model

4.1.2 混合动力系统飞发一体化设计与分析技术

混合动力系统的布局 and 性能与飞行器设计密切相关,与传统发动机相比呈现出更为明显的飞发融合设计特征(图 19)。针对混合动力系统发展需要,开展混合动力系统飞发协同工作、一体化结构布局方案研究;综合航空燃气涡轮发动机、储能电池、电动机、涵道风扇和进排气系统性能,开展飞发一体化仿真建模方法研究,并形成相应设计方法;根据典型飞行剖面,以飞行器性能/推进系统综合能源最优化

为目标,开展推进系统热力循环参数优化设计方法研究、发动机设计点热力循环参数优化及典型工况点循环参数匹配分析;由于推进系统主要工作状态与飞行任务剖面关系紧密(主要包括滑出、起飞、巡航、下降、降落以及滑入等),不同工作状态发动机推力需求变化大,能量利用比例变化大,需要在不同工作模式下进行性能分析,形成最优设计方案。

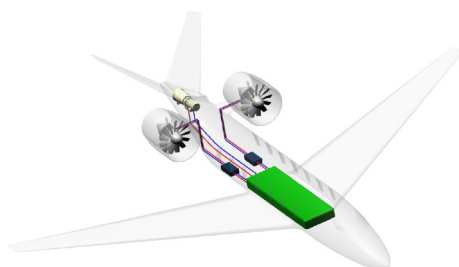


Fig. 19 Aircraft and propulsion system integrated design

4.1.3 混合动力热力循环参数核心机约束分析与效能提升技术

混合动力系统采用电能对核心机与推进部件进行了解耦,从而减少了核心机部件的设计约束,改变了热力循环主要部件的设计环境。传统的航空燃气涡轮发动机设计需严格满足流量平衡、功率平衡、转速平衡的基本约束。而混合动力系统采用电能进行功率传输,部分或全部实现了机械解耦,因此可以突破上述约束条件,为燃气涡轮核心机的部件设计提供更大的设计空间。以串联式混合动力为例,由于实现了燃气涡轮核心机与电推进部件的机械解耦,可以采用分布式布局,基于电机“数量无关性”特性,利用多个小电驱推进风扇代替涡扇发动机的单个大风扇,从而解决大尺寸风扇带来的结构强度以及转速与低压涡轮不匹配的问题。

4.2 综合能量管理与控制策略匹配设计技术

控制系统是混合动力的神经中枢,也是实现性能收益的关键系统。由于混合动力系统中存在燃油与电能两种不同形式的能量,与传统航空发动机存在较大区别,主要关键技术如下。

4.2.1 混合电力分布式控制架构设计技术

混合动力系统较常规燃气涡轮发动机增加了电力驱动电机、电池储能、能量管理等功能,对动力控制系统提出了新的挑战。分布式混电的控制策略不仅要实现燃油经济性、排放性最低和动力性最优,同时还要适应不同的工况,并兼顾电池寿命、各部件可靠性和能源最优化等。针对混合动力控制功能、性能的新变化和新要求,分布式控制成为适应混合动

力系统需求的最优方案(图20)。分布式控制混合动力控制系统主要特征包括采用总线/网络进行通信、控制系统各项功能的分散化、采用开放式系统结构、采用标准化智能单元和接口、兼容传统发动机FADEC架构,从而实现控制系统易扩展、易升级、易维修、成本低。

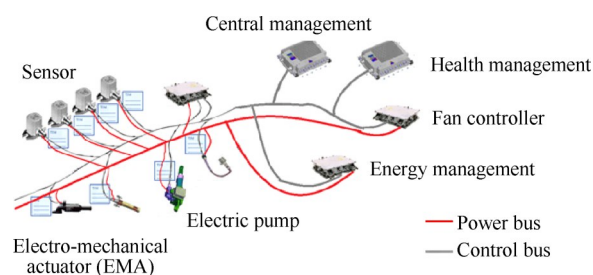


Fig. 20 Turbo-electric hybrid engine control system

4.2.2 能量综合管理控制技术

混合动力能源系统构架灵活,采用两种或多种能源形式,混合动力能源多样,不同任务需求条件下需满足质量平衡、能量平衡以及功率需求等要求。因此,不同能源系统之间的控制及分配管理成为混合动力的关键。燃气涡轮发动机发电,电池充电、储能、放电,电动机及电动燃油泵、电力作动器等电动部件的耗能,将统一由中心管理器协调处理。能源管理涉及能源产生、储存、利用,根据飞行任务制定最优化的能源管理计划需建立各控制部件的机载模型,并充分进行地面验证。根据飞行剖面中不同的飞行阶段,起飞段和爬升段需用功率较大。单种能源无法满足需求功率要求时,可考虑采用多种能源混合输出模式,根据机载部件、动力模型对能源分配进行优化设计。

4.2.3 电驱动附件设计技术

由于混合动力系统中具备充足的电能供给,控制系统附件均采用电动化设计。其中电动燃油泵能够代替传统发动机所采用的齿轮泵,传统齿轮泵与发动机转速直接相关,因此流量调节范围较小。电动燃油泵与发动机主轴转速不相关,能够根据发动机状态精确控制燃油流量。电力作动器也是混合动力系统的重要部件,与传统机械液压作动器相比,电力作动器可靠性更高,维护简便,控制精准,对混合动力系统性能提升具有重要支撑作用。

4.2.4 大功率电力电子控制技术

航空混合动力系统需要重点解决大功率电能的产生、传输、调配以及利用等一系列关键问题。与传统发动机以及飞机的电气系统不同,大功率电能传

输适宜采用高压直流体制,高电压对发动机以及飞行器电源转换效率、耐高压半导体元器件、电力电子变换器以及绝缘设计等带来了全新的挑战。同时需要针对混合动力高功率电气系统特点,开展多部件协同控制以及负载特性优化设计,保证电能传输过程中的稳定、安全以及高效。

4.3 高功率密度电机系统设计技术

高功率密度电机是混合分布式推进系统的关键部件,其能量转化效率、功重比等性能直接影响混合动力系统的性能收益,其关键技术如下。

4.3.1 高速高功率密度电磁参数设计技术

以提高发电机系统功率密度为主要目标,通过探索更高效的航空发动机与电机系统工作原理与工作机制,考虑发电机系统在机械强度、尺寸、质量、环境等多重约束条件下的高复杂度电磁耦合、热沉积与耗散、高性能驱动与控制、发电机-燃机综合匹配等一系列基础性问题,研究发电机系统多元损耗精准抑制方法、高效冷却机制、机械功与电能转换/控制耦合规律。建立一套电、磁、热、力交互的设计方法(图 21),进行电机的高效设计。

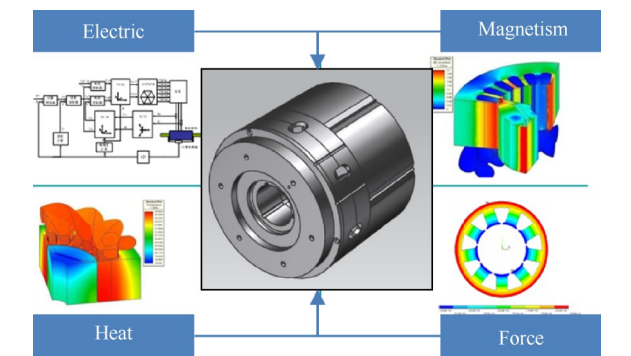


Fig. 21 Advanced motor key technical issues

4.3.2 电机与动力系统结构一体化设计技术

航空混合动力系统中,燃气涡轮核心机、推进器与电机高度耦合,存在结构可靠性、复杂度等系列基础性问题,对转子系统的载荷传递、定心、临界转速及总体布局等影响重大。通过探索燃机-发电机、电动机-推进器一体化结构联动机制,研究电机-推进器联轴技术、转子系统动力学特性和冷却机理,突破多工况复杂环境下的一体化结构设计、高可靠支撑系统等关键技术难题,实现燃机-发电机以及电机-推进器结构一体化设计(图 22),实现推进系统在质量、可靠性等方面的性能收益。

4.3.3 高速电机温升分析与高效冷却技术

基于现有的电机传热模型,结合混合动力系统

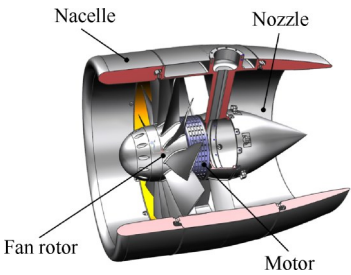


Fig. 22 Ducted fan and motor integrated design

高速电机环境特点,建立准确的电机传热边界条件,对高速电机温升进行准确的评估。传统电机冷却方式无法实现高功率密度电机的高效冷却,因此需对不同的先进冷却技术开展研究,包括定子绕组浸油冷却、转子油路冷却等。同时针对高速电机的高转子涡流、风磨损耗,结合多种冷却方式,实现电机高效、可靠的冷却。

4.4 混合动力热管理系统设计技术

传统航空发动机对热管理主要集中在高效冷却与热防护方面,缺乏将冷却与热能高效利用的系统性规划。在引入大量电气化设备后,电器元件的散热与热防护成为新的问题。因此,混合动力系统的热管理是制约系统效能的关键因素,主要包括以下几点。

4.4.1 混合动力热管理系统架构设计技术

混合动力系统组成更为复杂,需开展各子系统之间的热/能量的交互作用与热响应机理,从热力循环角度出发,优化动力系统中各个子系统之间的热沉分配,为实现“自适应”与“高度集成”理念,需要深度融合控制系统、电气系统等,发展全集成热管理系统的控制算法和规律;与传统燃气涡轮发动机不同,混合动力在关注燃气涡轮发动机本体的热控制问题的同时,需要综合考虑大功率电气与电机系统的散热需求,从而实现燃机-电机耦合热管理设计,形成面向混合动力的热管理系统架构(图 23)。

4.4.2 热负荷分析模型及热传输技术

在全面梳理系统中的各部件传热传质运输通路的基础上,将整个推进系统分为若干个子系统或部件,开展发动机系统(电驱动附件、空气系统、燃滑油系统等)、储能电池、起/发电机、风扇电机、控制器、冷却循环、散热器等子系统内部能量转换机理、热量产生、耗散机制研究,采用虚拟模型的方式分析获得不同子系统间热量的相互传递和相互作用规律,得到能量管理内部典型子系统间交互影响机制,揭示各子系统间能量相互影响机理。针对动力系统实际工

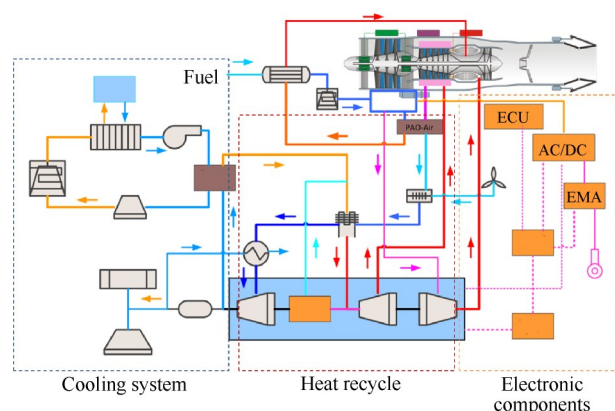


Fig. 23 Hybrid engine integrated heat management system

作情况,对热环境进行预测分析,同时开展典型构件及元器件热负荷分析模型研究,发展符合混合动力系统工程实际情况的热传输技术,为全集成热管理系统的设计提供热负荷分析方法。

4.4.3 热能高效回收利用技术

在航空混合动力系统中,多个子系统高度融合且分别有功率的输入和输出、热量的产生耗散及能量的传输,无论是燃气涡轮核心机、电机还是电池、电驱动附件等,均需要在飞行包线内对其做功量、生热量和最高温度进行控制,以提高推进效率、保证飞行安全。同时针对飞行器的热需求,从混合动力系统与飞行器总体角度出发,通过与飞行器环控、防冰、机载设备等热需求一体化统筹设计,实现动力系统热能回收利用,减小飞行器其他系统的能源消耗,从而提升总体能量利用效率。

5 结 论

本文对航空燃气涡轮-电混合动力系统的发展现状进行了梳理,对不同构型混合动力系统的技术特点和所涉及的关键技术进行了分析,可以得到如下结论:

(1)航空燃气涡轮-电混合动力系统具有较高的推进效率,经济性和环保性有所提高,混合动力电推进系统设计需要结合飞机的总体设计需求出发,依据飞机质量、经济、环境指标等,从顶层需求确定混合动力系统需求和功能,开展混合动力推进系统的架构权衡和设计,并与先进气动布局相融合,确定混合动力电推进系统架构的最优方案。

(2)高功率电能的引入,为航空动力设计带来了全新的挑战。基于当前电机、动力电池技术水平,同等功率的混合动力相比于传统动力会增加系统质量,因此需要重点解决高能量密度能量存储和高功

率密度动力传递等问题,从而在保证飞行性能的同时,实现高效、节能、绿色、低噪的发展目标。

(3)航空燃气涡轮-电混合动力系统的出现,很有可能会对传统航空动力设计领域带来颠覆性变革。针对未来航空动力发展需求,必须突破动力机械设计的原始思维,打破传统的设计边界,建立全新的航空动力系统构型,将航空发动机所涉及的推进功、热管理与电能产生利用等问题综合考虑,在体系设计顶层统筹规划,建立全新设计理论,从而实现动力装置效率和飞行任务能力的共同提升。

致 谢:感谢四川省重大科技专项项目“航空混合电推进系统研制”、航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目的资助;感谢南京航空航天大学毛军逵教授对本文提供的指导和帮助。

参考文献

- [1] RALPH H, JANSEN D, CHERYL B, et al. Overview of NASA electrified aircraft propulsion research for large subsonic transports[R]. AIAA 2017-4701.
- [2] BERTON J J, KIM H D, SINGH R, et al. Turboelectric distributed propulsion benefits on the N3-X vehicle[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2014, 86(6): 558-561.
- [3] CHANA G, DEVAIAH N, PERICLES P, et al. Economic viability assessment of NASA's blended wing body N3-X aircraft[R]. AIAA 2017-4604.
- [4] HYOUNGJIN K, MENG-SING L. Optimal shape design of mail-slot nacelle on N3-X hybrid wing body configuration[R]. AIAA 2013-2413.
- [5] CLARKE S, LIN Y, KLOESEL K, et al. Enabling electric propulsion for flight-hybrid electric aircraft research at AFRC[C]. Atlanta: AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2014.
- [6] KIM HYUN D, PERRY A T, ANSELL P J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology[R]. AIAA 2018-4998.
- [7] SCHILTGEN B T, FREEMAN J. ECO-150-300 design and performance: a tube-and-wing distributed electric propulsion airliner[R]. AIAA 2019-1808.
- [8] SCHILTGEN B T, FREEMAN J. Aeropropulsive interaction and thermal system integration within the ECO-150: a turboelectric distributed propulsion airliner with conventional electric machines[R]. AIAA 2016-4064.
- [9] BRADLEY M K, DRONEY C K. Subsonic ultra green aircraft research: phase II-volume II-hybrid electric exploration[R]. NASA CR-2015-218704.
- [10] KRATZ J L, THOMAS G L. Dynamic analysis of the STARC-ABL propulsion system[R]. AIAA 2019-4182.

- [11] WELSTEAD J, FELDER J L. Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion[R]. AIAA 2016-1027.
- [12] WELSTEAD J, FELDER J, GUYNN M, et al. Overview of the NASA STARC-ABL(rev.B) advanced concept[C]. Washington: One Boeing NASA Electric Aircraft Workshop, 2017.
- [13] BRADLEY M. Identification and descriptions of fuel cell architectures for aircraft applications [C]. Anaheim: 2022 IEEE Transportation Electrification Conference & Expo(ITEC), 2022.
- [14] SCHNULO S L, CHIN J C, FALCK R D, et al. Development of a multi-segment mission planning tool for SCEPTOR X-57[R]. AIAA 2018-3738.
- [15] LOREN J N, RYAN D W. X-57 ground dynamics modeling and analysis[R]. AIAA 2022-3571.
- [16] 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[R]. AIAA 2019-4400.
- [17] PAPATHAKIS K V J, SCHNARR O C, LAVELLE T M, et al. Integration concept for a hybrid-electric solid-oxide fuel cell power system into the X-57 "Maxwell"[R]. AIAA 2018-3359.
- [18] HOOVER C B, SHEN J, KRESHOCK A R, et al. Whirl flutter stability and its influence on the design of the distributed electric propeller aircraft X-57 [R]. AIAA 2017-3785.
- [19] PERRY B. GE aviation and safran launch advanced technology demonstration program for sustainable engines; extend CFM partnership to 2050[EB/OL]. <https://www.ge.com/news/press-releases/ge-aviation-and-safran-launch-advanced-technology-demonstration-program-for>, 2021-06-14.
- [20] LAURENT J, EMMANUEL J, BENOIT F, et al. Aircraft electric propulsion versus reliability and safety, the eFAN experience[R]. AIAA 2017-5031.
- [21] WILLIAMSON M. Air power the rise of electric aircraft [J]. Engineering & Technology, 2014, 9(10): 77-79.
- [22] HARISH A, GLADIN J, MAVRIS D N. Architecture evaluation of a single-aisle turboelectric aircraft with one engine inoperative considerations[R]. AIAA 2018-3838.
- [23] WHURR J, HART J. A rolls-royce perspective on concepts and technologies for future green propulsion systems [M]. Hoboken: Encyclopedia of Aerospace Engineering, 2010.
- [24] GRAZIA V. Our decarbonisation journey continues: looking beyond E-Fan X[EB/OL]. <https://www.airbus.com/en/newsroom/stories/2020-04-our-decarbonisation-journey-continues-looking-beyond-e-fan-x>, 2020-04-24.
- [25] JAYME D B. Evaluation of the hybrid-electric aircraft project airbus E-Fan X[D]. Hamburg: Hamburg University of Applied Sciences, 2019.
- [26] DROP N. Airbus' electrically powered aircraft as an answer to the european union's low-carbon policy [J]. Transport Economics and Logistics, 2019, 81: 81-89.
- [27] NORRIS G. Airbus and rolls-royce freeze E-Fan X hybrid-electric demo design[EB/OL]. [2019-07-19]. <https://aviationweek.com/paris-airshow-2019/airbus-and-rolls-royce-freeze-e-fan-x-hybrid-electric-demo-design>.
- [28] BRELIE 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 Science, 2019(104): 1-19.
- [29] JANSEN R H, DUFFY K P, BROWN G V. Partially turboelectric aircraft drive key performance parameters[R]. AIAA 2018-5023.
- [30] 王 乐, 高海红, 王 鹏. 俄罗斯混合电推进技术发展浅析[J]. 航空动力, 2019(6): 41-43.
- [31] 杨凤田, 范振伟, 项 松, 等. 中国电动飞机技术创新与实践[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 624619.
- [32] 康桂文, 孙振祥. 通用飞机油电混合动力系统设计与性能仿真[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2015, 32(2): 24-27.
- [33] 李开省. 电动飞机核心技术研究综述[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11): 8-17.
- [34] 闫万方, 吴江浩, 张艳来. 分布式推进关键参数对BWB飞机气动特性影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1055-1065.
- [35] 陈 刚, 贾玉红, 马东立, 等. 垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 742-753.
- [36] 王 刚, 胡 峪, 宋笔锋, 等. 电动无人机动力系统优化设计及航时评估[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1834-1840.
- [37] 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.
- [38] 钱煜平, 张扬军. 航空混合电推进系统中的热管理问题分析[J]. 航空动力, 2019(6): 34-40.
- [39] 李 也. 通用飞机混合电推进系统方案设计及性能分析[D]. 北京: 清华大学, 2019.
- [40] 秦 江, 姬志行, 郭发福, 等. 航空用燃料电池及混合电推进系统发展综述[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 210164. (QIN J, JI Z X, GUO F F, et al. Review of aviation fuel cell and hybrid electric propulsion systems

- [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 210164.)
- [41] 王妙香. NASA亚声速大型飞机电推进技术研究综述[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11).
- [42] 陈佳杰, 刘云霄, 王继强, 等. 并联混合动力齿轮传动涡扇发动机建模与性能分析[J]. 推进技术, 2022, 43(10): 210133. (CHEN J J, LIU Y X, WANG J Q, et al. Modeling and performance analysis of parallel hybrid geared turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 210133.)
- [43] 朱炳杰, 杨希祥, 宗建安, 等. 分布式混合电推进飞行器技术[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 48-64.
- [44] 吴雄, 沈勋, 宋汉强. 无人机用混合动力系统综合分析[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 210719. (WU X, SHEN X, SONG H Q. Comprehensive analysis of hybrid system for unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(11): 210719.)
- [45] 刘昭威, 王俊, 彭河鑫. 30 kW级航空电驱动涵道风扇设计与试验[J]. 推进技术, 2023, 44(3): 22010007. (LIU Z W, WANG J, PENG H X. 30 kW aviation electric drive ducted fan design and experiment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(3): 22010007.)
- [46] 株洲新闻网. 我国首款油电混合通用飞机株洲首飞成功[A/OL]. [2022-03-13]. <https://www.zznews.gov.cn/news/2022/0313/386728.shtml>.
- [47] 李龙, 王鹏. 混合电推进系统关键技术研究进展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2021, 34(3): 49-53.
- [48] 王鹏, 鞠新, 郑天慧, 等. 航空混合电推进系统的发展现状及应用前景[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2021, 34(2): 52-57.

(编辑:白鹭)

Turbo-electric hybrid aero propulsion system key technologies analysis

FU Yu, LIU Zhaowei, ZHENG Tianhui, WANG Peng

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The principles and performance feature of series and parallel turbo-electric hybrid engines are introduced in this paper. The sources of turbo-electric performance advantage are demonstrated. The key technologies of performance design, control system, electric motor design and heat management are analyzed based on the turbo-electric hybrid system architecture. The development of turbo-electric hybrid propulsion technology will bring disruptive impact on traditional aircraft engine. The original design philosophy of aircraft engine need to be broken through. The propulsion, electric and heat management are integratedly designed and the efficiency of aircraft engine system is further improved.

Key words: Gas turbine; Electric propulsion; Hybrid power; Aero engine; Review

Received: 2022-08-11; Revised: 2023-02-05.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2208034

Foundation items: Major Science and Technology Projects in Sichuan Province(2021ZDZX0003); Aviation Engine and Gas Turbine Basic Science Center Project(P2021-AB-I-002-001).

Corresponding author: LIU Zhaowei, E-mail: rainbow_force2@163.com