基于绿色能源的分布式混合电推进系统性能分析 *

陶 智^{1,2}、余明星¹、李海旺¹、谢 刚³、李雅男²

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院,北京 102206;2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 102206;3. 北京航空航天大学 飞行学院,北京 102206)

摘 要:基于绿色能源的电推进飞行器是是航空运输业实现碳中和的重要技术途径。本文旨在利用 理论分析和数值计算的手段,研究基于绿色能源的分布式混合电推进系统的性能,重点关注锂电池和固 体氧化物燃料电池 (SOFC) 在航程和载荷方面的影响。本研究构建了一个包含多种能源形式的混合电 推进系统架构,并基于能量流建立了功率传递模型,推导出综合考虑部件特征参数、能量分配参数、飞 行气动参数的电推进系统航程方程和载荷方程。研究结果显示,在航程方面,锂电池的能量分配系数和 能量密度对飞机航程有显著影响,特别是在能量密度阈值之上,增加锂电池的能量分配系数对提升航程 有正收益。此外,SOFC 的能量分配系数和效率的增加也提高了飞机航程,特别是在其高值区域。在载 荷方面,上述锂电池和SOFC 参数对飞机零燃料质量 (M_{ZF})和有效载荷具有重要影响,尤其在高能量密 度、高效率和高能量分配系数的情况下飞机的载荷性能改善最佳。参数敏感性分析揭示了升阻比、边界 层吸入 (BLI) 风扇效率、锂电池荷电状态 (α_{soc})和氢燃料剩余状态 (α_{soh})对航程的显著影响,其中 在以往研究中较少出现的 α_{soc} 和 α_{soh} 的敏感性分析不容忽视,对其进行更为精确和可靠的状态估计有助于 优化航程和载荷的性能表现。

关键词:绿色能源;混合电推进;分布式电推进;边界层吸入风扇;能量分配 中图分类号:V239 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2024) 03-2312047-10 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2312047

参数符号表

Ε	能量	L	升力	$M_{\rm ZF}$	飞机零燃油质量	$lpha_{_{ m soc}}$	电池荷电状态
P	功率	G	重力	η	效率	$lpha_{ m soh}$	燃料剩余状态
Т	推力	$C_{\rm L}/C_{\rm D}$	升阻比	ϕ	功率比	v	速度
D	阻力	R	航程	e	能量密度	т	质量

1 引 言

实现碳达峰、碳中和^[1-2]是助力解决资源环境约 束突出问题,推动实现全面可持续发展的重大举措。 民航业碳排放占全球碳排放比重超过2%^[3],且上升 趋势明显,是二氧化碳排放的重点行业,是国家实现 "双碳战略"的重要领域。开展效率高、污染小、能耗 低、安全性好的绿色环保飞行器研究,主动应对环境 问题的挑战,是面向"双碳战略"的未来飞行器发展 所应该关注的战略问题和生存问题。

目前航空燃气轮机效率约为40%,已接近发展的 瓶颈,单纯依靠提高燃油效率实现减排已难以获得 较大幅度的提升空间。基于现有传统航空技术的进 步,航空业可持续发展的目标难以实现。因此,航空 业要实现"双碳"目标必须发展新的技术,其主要路 径包括:优化飞机和发动机耦合设计以节约航空燃 料,增加清洁能源使用以减少二氧化碳排放,增加电 推进飞机研发以提升能源利用效率,优化航线管理

作者简介: 陶 智, 博士, 中国科学院院士, 研究领域为航空发动机涡轮叶片高效冷却技术。

通讯作者:李海旺,博士,教授,研究领域为航空发动机涡轮叶片冷却,微动力系统,航空发动机耦合布局。

E-mail: lihaiwang@buaa.edu.cn

^{*} 收稿日期: 2023-12-15;修订日期: 2024-01-27。

引用格式: 陶 智,余明星,李海旺,等. 基于绿色能源的分布式混合电推进系统性能分析[J]. 推进技术, 2024, 45(3):
 2312047. (TAO Z, YU M X, LI H W, et al. Performance analysis of distributed hybrid electric propulsion systems based on green energy sources[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2312047.)

以降低运营成本。其中,基于绿色能源的混合电推 进飞行器是是航空运输业实现碳中和的重要技术手 段和前沿研究热点。

当前,在这一领域,国内外学者已经开展了众多 研究,主要集中在总体性能建模、部件性能优化、参 数影响分析和多学科多目标优化等领域。

在总体性能建模方面, Chakraborty 等^[4]发展了包 含飞行性能、任务分析和能量利用的飞机概念设计 方法,提出了用于新型飞机构型和推进系统架构的 性能建模方法和分析框架。Nicolay 等^[5]从飞机设计 和优化角度出发,研究了在通用航空中使用液氢和 燃料电池的潜力,重点考虑了氢气罐、燃料电池和电 动机等与动力系统相关的部件与飞机的适配性能。 Chakraborty 等^[6]提出了军民两用的全电和混电飞机 的参数定义和性能建模方法,并分析了电池技术对 飞机性能的影响,同时进行了基于能量优化的任务 性能分析。Lampl等^[7]引入了权重参数,提出了一种 简单的与架构无关的建模方法,用于估算给定任务 参数的混合电动垂直起降(eVTOL)飞机推进系统的 相对质量和尺寸,作为混合电动垂直起降飞机的初 步开发工具。Lee等^[8]提出了一种具有混电推进系统 的垂直起降飞机的概念设计方法,用于城市空中交 通任务(UAM),通过系统比较研究和设计优化,表明 混电垂直起降飞机在性能上相较于其纯电驱动的飞 机具有一定的性能改进空间。Quillet 等^[9]考虑了非 设计性能对于飞机在各种运行条件下的影响,重点 关注了混合电推进的多能源管理和电池对非设计条 件下的系统稳定性的影响,并将其应用于现有的支 线涡轮螺旋桨飞机进行了评估。Bendarkar等^[10]提出 了一种数学方法用于分析不同技术演变方向,尤其 是不同电气化路径之间的性能权衡,讨论了 Pareto 最 优条件下的多电飞机架构。Liu 等^[11]研究和评估了 混电推进支线飞机的整体性能,对巡航飞行速度和 巡航高度对飞机整体性能的灵敏度进行了研究。李 也^[12]对通用飞机混合电推进系统进行了方案设计及 性能分析。

在部件性能优化方面, Flanagan等^[13]提出了针对 短距起降(STOL)和垂直起降(VTOL)的优化设计方 法,探索了在缺少大量历史数据情况下的优化设计 空间。Clarke等^[14]开发了一个半经验模型,用于预测 锂离子电池的衰减,并利用它来评估全电动通用航 空飞机在其运营寿命内的性能,表明在概念设计阶 段进行详细的电池建模方法对于满足所需的航程和 性能要求至关重要。Batra等^[15]研究了电池能量密 度、动力传动系统效率与能量混合度与飞机性能变 化之间的关系。Staack等^[16]以一款全电动FAR/CS-23型通勤飞机为例,对混合电推进飞机基本系统部 件、基本设计和运行模式进行了概念性分析。Harish 等^[17]开发了一种快速评估不同概念设计的性能指标 和环境指标方法,综合考虑了飞机的气动性能、推进 系统和飞机质量。熊俊辉等^[18]对涵道风扇电推进系 统关键应用技术进行了分析,指出涵道风扇电推进 要重点加强系统开发和集成应用。

在参数影响分析方面, Yong等^[19]提出了一种用 于飞机子系统快速自动化几何设计的参数化寻优方 法,并在分布式电推进系统设计和电池组结构设计 中应用了该方法。Cestino 等^[20]针对混合电动螺旋桨 驱动飞机建立了一种新的航程分析方法,发现存在 一个与电池系统能量密度有关的最佳混合因子,实 现最大航程。Wang等^[21]提出了一种基于离散化的方 法,以有效预测全电飞机的航程。通过在能量消耗 节点上离散化全电飞机状态,在每个节点上通过数 值优化确定最大水平飞行距离并累积为航程。 Hoogreef等^[22]将航空公司规划模型,包括机队和网络 分析,与混合电动飞机设计模型相耦合,建立了评估 框架并评估了机队和飞机对排放的影响。在设计任 务下,混电机队与航煤机队相比,可以实现11%的减 排。Wroblewski 等^[23]引入了功率额定的电动机和电 池能源,修正传统的航程方程,分析发现随着动力系 统混合度的提高,最大航程对应的巡航马赫数会降 低。Karpuk 等^[24]研究了主动流场控制、主动载荷缓 解和新型材料结构等三种新技术对支线电动航空可 行性的影响,并使用飞机设计框架 SUAVE 进行飞机 的初步概念设计和任务分析,分析了相关技术对飞 机性能的敏感性。Chakraborty等^[25-26]研究了全电动、 混合电动和涡轮电动 VTOL 概念飞机的综合分析方 法,探讨了电池能量密度、充放电倍率、机翼载荷、悬 停盘载、任务范围和巡航速度变化对三种推进系统 架构的影响。刘光璧等[2]对航空并联混合动力涡扇 发动机热力循环与工作特性进行了研究,指出并联 混合动力涡扇发动机的油耗和能耗均低于常规涡扇 发动机。马一元等[27]研究认为动力系统中的涵道风 扇效率、电机功率系数、电子调速器功率系数和供电 线电阻率是影响无人机性能最显著的设计参数。

在多学科多目标优化方面,Sarojini和Ruh等^[28-29] 提出了一个用于eVTOL的高保真建模和优化的计算 框架,该框架的关键特点是以几何为中心的多学科 设计优化(MDO)方法,使用基于梯度的优化方法实 现高度耦合的大规模多学科优化能力。Zhang等^[30] 提出了一种多目标分析方案,基于推进-任务分析-能量管理策略(EMS)三个层次的耦合,表明采用混合 电动飞机的潜在优势将高度依赖于采用的能量管理 策略,并对电池技术水平和飞行任务定义进行了敏 感性分析,指出了混合电动飞机的应用场景。Nasoulis等^[31]探索了旨在2030年及以后投入使用的混合电 动架构的设计空间,并确定概念设计中其他学科对 其的影响,如组件位置、飞机稳定性和结构完整性。 Cinar 等^[32]探讨了 2030 年及之后投入使用的支线飞 机的并联混合电推进架构的设计空间,为并联混合 电动推进系统架构创建了参数化模型,获得燃油消 耗、质量和效率趋势的敏感性。Kang等^[33]提出了一 种设计方法,用于在混动电推进领域的多学科设计 探索框架内进行多目标设计,满足降低最大起飞质 量(MTOM)和节省燃料的要求。

本文立足于基于绿色能源的分布式混合电推进 系统性能分析这一主线,首先构建了包含多种能源 形式的分布式混合电推进系统的架构,并且基于能 量流建立了功率传递模型,在此基础上,推导了综合 考虑电推进系统部件特征参数、能量分配参数、飞行 气动参数的航程方程和载荷方程,分析了部件效率 参数,部件状态参数、能量密度参数、能量分配参数、 飞机总体参数对分布式混合电推进飞机航程和载荷 的影响规律和参数敏感性。

2 方 法

如图1所示,分布式推进系统是将传统的发动机 分解为多个独立运行的、分布于飞机不同部位的涵 道风扇,将飞机和动力两大系统耦合为一体。在显 著增加广义涵道比的基础上,利用风扇抽吸边界层 达到延迟分离、提升飞行器升力的目的。混合电推 进系统通过涡轴发动机驱动发电机产生电能并与电 池相混合,共同带动电动机驱动涵道风扇产生推力, 兼顾提升能量转换效率和降低污染排放的优势。



Fig. 1 Schematic diagram of a distributed hybrid electric propulsion aircraft

2.1 基于绿色能源的分布式混合电推进架构

图 2 以氢能为例,展示了基于绿色能源的分布式 混合电推进系统架构。该系统包含多个关键部件, 包括压气机、燃烧室、涡轮三大部件组成的燃气轮机 系统,包含固体氧化物燃料电池(SOFC)和锂电池的 储能系统、包含换热器的热管理系统,包含发电机和 电动机的电机系统及边界层吸入(BLI)风扇系统。

空气(蓝色线)通过压气机进入系统增压后首先 进入SOFC的阴极与氢气发生反应,产生电能。反应 后的气体流入燃烧室,与另一路氢气混合进行燃烧, 燃烧后的高温高压气体在驱动涡轮产生轴功后 排出。

液氢(绿色线)通过换热器进行预热,转为气氢, 然后分两路分别进入燃气轮机的燃烧室和SOFC的 阳极,与空气反应后产生轴功和发电。



Fig. 2 Architecture of a distributed hybrid electric propulsion system based on green energy

电能(黄色线)的产生来自三个部件,分别是由 燃气轮机驱动的发电机、SOFC和锂电。SOFC和电池 产生的直流(DC)电通过逆变器转换为交流(AC)电。 电能被汇集到一个电力集成的总线上,随后按照控 制策略分配给分布式电机和BLI风扇。

低温液氮(紫色线)作为热管理循环工质,流经 电机和发电机进行冷却,通过换热器与低温液氢进 行热交换,预热液氢同时降低液氮温度。

而对于以航煤为燃料的分布式混合电推进系统,航煤首先在重整室中进行蒸汽重整反应,重整后的混合气体进入SOFC的阳极部分参与反应发电,其后流经燃烧室燃烧后推动涡轮做功。此外,航煤作为燃料时,发电机和电动机产生的废热将通过换热器进入燃油系统。

2.2 分布式混合电推进系统架构功率流

基于绿色能源的分布式混合电推进系统架构的 功率流如图 3 所示。燃气轮机、SOFC 和锂电池经 过各自的效率转换($\eta_{gt}, \eta_{sofe}, \eta_{hat}$)后输出对应功率 ($P_{gt}, P'_{sofe}, P'_{hat}$),经过发电机、逆变器和电能传输总线 的效率转换($\eta_{gen}, \eta_{inv}, \eta_{bus}$)后,输出电能总功率(P_{bus}), 然后分配给分布式电机和 BLI风扇,经过电机效率 (η_{em})和 BLI风扇效率(η_{BLI})转换后,输出推进功率 (P_{BLI})。

2.3 航程方程

如图4所示,分布式混合电推进飞机在飞行过程 中主要受到推力T,阻力D,升力L和重力G的共同 作用。

在巡航状态下,飞机的攻角α通常较小(低于 5°),因此建立其飞行力学方程如下。

$$T = D = \frac{L}{C_{\rm L}/C_{\rm D}} \tag{1}$$

$$L = G = M \cdot g \tag{2}$$

式中*M*为巡航时飞机质量,*C*_L,*C*_D分别为飞机的升力和阻力系数,*g*为重力加速度。

对于纯电动飞机,其能量和功率的转化情况如

下式(3)~(6)所示,航程如式(7)所示。

 \boldsymbol{P}

$$_{\text{prop}} = T \cdot v_{\text{cru}} = D \cdot v_{\text{cru}} \tag{3}$$

$$P_{\rm prop} = P_{\rm bat} \cdot \boldsymbol{\eta}_{\rm tot} \tag{4}$$

$$E_{\rm bat} = e_{\rm bat} \cdot m_{\rm bat} \tag{5}$$

$$E_{\rm bat} = P_{\rm bat} \cdot t_{\rm cru} \tag{6}$$

$$R_{\rm cru-bat} = \int_{t_1}^{t_2} v_{\rm cru} dt \tag{7}$$

式中 v_{era} 为飞机巡航速度, E_{bat} 为电池总能量, e_{bat} 为电 池能量密度, m_{bat} 为电池质量, t_{era} 为飞机巡航时间, P_{prop} 为推进功率, η_{tot} 为系统总传输效率, $R_{era-bat}$ 为巡航 航程。

对于纯电动飞机,由于其质量不变,得到纯电巡 航的航程方程如下

$$R_{\rm cru-bat} = \eta_{\rm tot} \cdot \frac{e_{\rm bat}}{g} \cdot \frac{C_{\rm L}}{C_{\rm D}} \cdot \frac{m_{\rm bat}}{m_{\rm start}}$$
(8)

类似的,对于传统燃油飞机,由于其质量变化, 得到纯油巡航的航程方程如下

$$R_{\rm cru-fuel} = \eta_{\rm tot} \cdot \frac{e_{\rm fuel}}{g} \cdot \frac{C_{\rm L}}{C_{\rm D}} \cdot \ln\left(\frac{m_{\rm start}}{m_{\rm end}}\right)$$
(9)

式中m_{start}为巡航初始飞机质量,m_{end}为巡航结束飞机质量。

引入能量分配系数 ϕ_{bat} 和 ϕ_{sofe} ,分别代表锂电池 能量占总能量的比值、SOFC的总能量占总氢能的比 值,取值均为[0,1],其定义分别如式(10)和(11)所示

$$\phi_{\text{bat}} = \frac{E_{\text{bat}}}{E_{\text{tot}}} = \frac{E_{\text{bat}}}{E_{\text{bat}} + E_{\text{H}_2}} \tag{10}$$

$$\phi_{\rm sofc} = \frac{E_{\rm sofc}}{E_{\rm H_2}} = \frac{E_{\rm sofc}}{E_{\rm sofc} + E_{\rm gt}}$$
(11)

$$E_{\rm tot} = E_{\rm bat} + E_{\rm H_2} = e_{\rm bat} \cdot m_{\rm bat} + e_{\rm H_2} \cdot m_{\rm H_2} \qquad (12)$$

式中 E_{H_2} 为氢燃料的总能量, E_{sofe} 为进入SOFC的氢燃料总能量, E_{st} 为进入燃气轮机的氢燃料总能量, e_{H_2} 为 氢燃料的能量密度, m_{H_2} 为氢燃料总质量。根据上述 定义可以,当 ϕ_{bat} 和 ϕ_{sofe} 分别为不同的取值时,代表了 不同的混合电推进系统构型:

 $\phi_{\text{bat}}=1, \phi_{\text{sofe}}=0, 纯锂电池构型;$



Fig. 3 Power flow in the architecture of a distributed hybrid electric propulsion system based on green energy



Fig. 4 Force diagram of a distributed hybrid electric propulsion aircraft

$$\phi_{\scriptscriptstyle \mathrm{bat}}$$
=0, $\phi_{\scriptscriptstyle \mathrm{sofc}}$ =1,纯SOFC构型;

 $\phi_{\scriptscriptstyle
m bat}$ =0, $\phi_{\scriptscriptstyle
m sofc}$ =0,纯氢涡轮构型;

0<φ_{bat}<1, φ_{sofc}=1, 锂电池+SOFC构型;

 $0 < \phi_{\text{bat}} < 1$, $\phi_{\text{sofe}} = 0$, 锂电池+氢涡轮构型;

 $\phi_{\text{bat}}=0,0<\phi_{\text{sofe}}<1,SOFC+氢涡轮构型;$

0<φ_{bat}<1, 0<φ_{sofe}<1, 氢涡轮+锂电池+SOFC构型。

将上述推导过程应用于图2所示的架构和图3 所示的功率流,并根据其对应的参数定义,得到基于 绿色能源的分布式混合电推进系统最终的航程*R*方 程,如式(13)所示

 $R = a \cdot b \cdot c$

式中

$$a = \eta_{\text{bus}} \cdot \eta_{\text{em}} \cdot \eta_{\text{BLI}} \cdot \frac{C_{\text{L}}}{C_{\text{D}}} \cdot \frac{1}{g} \cdot e_{\text{H}_{2}}$$
$$b = \eta_{\text{gt}} \cdot \eta_{\text{ge}} \cdot (1 - \phi_{\text{sofe}}) + \eta_{\text{sofe}} \cdot \eta_{\text{inv}} \cdot \phi_{\text{sofe}} +$$

$$\eta_{\text{bat}} \cdot \eta_{\text{inv}} \cdot \left(1 - \alpha_{\text{soc}}\right) \cdot \frac{\phi_{\text{bat}}}{1 - \phi_{\text{bat}}}$$

$$c = \ln \left(\frac{M_{\text{ZF}} \cdot g + \frac{E_{\text{H}_2} \cdot g \cdot \phi_{\text{bat}}}{(1 - \phi_{\text{bat}})e_{\text{bat}}} + \frac{E_{\text{H}_2} \cdot g}{e_{\text{H}_2}}}{M_{\text{ZF}} \cdot g + \frac{E_{\text{H}_2} \cdot g \cdot \phi_{\text{bat}}}{(1 - \phi_{\text{bat}})e_{\text{bat}}} + \alpha_{\text{soh}} \cdot \frac{E_{\text{H}_2} \cdot g}{e_{\text{H}_2}}}\right)$$

式中 M_{zr} 为飞机的零燃油质量,主要包括飞机的机体 结构空重和载荷质量。 α_{soc} 表示锂电池的荷电状态, 用于评估锂电池的电量剩余水平, α_{sot} 为氢燃料的剩 余状态,用于评估氢燃料的质量剩余水平。

3 结果与讨论

在上一节构建了包含部件效率参数、能量分配 参数、部件状态参数、能量密度参数、飞机总体参数 的航程方程基础上,本部分主要探究各参数对于飞 机性能的影响及其参数敏感性。

3.1 参数选择

各参数取值如表1所示^[15,32]。其中,两个气动参数(BLI风扇的效率和分布式推进飞机的升阻比)、两个能量分配参数(锂电池的能量分配系数和SOFC的

能量分配系数),两个部件性能参数(锂电池的能量 密度和 SOFC 的效率)设置为区间值,以探究上述参 数在不同取值条件下对于总体性能的影响。其余参 数的取值按照现有技术水平选取。

Table 1 Key parameter assumed for demonstration case

Parameter	Value
${\pmb \eta}_{ m em}$	0.95
${m \eta}_{_{ m BLI}}$	0.8~0.9
$C_{\rm L}/C_{\rm D}$	16~22
$oldsymbol{\phi}_{ ext{bat}}$	0~1
$oldsymbol{\eta}_{ ext{bat}}$	0.95
${m \eta}_{_{ m inv}}$	0.90
$e_{\rm bat}/({\rm Wh/kg})$	200~2 000
$lpha_{ m soc}$ /%	20
$E_{\rm H2}/{ m GJ}$	20
$g/(m/s^2)$	9.81
$M_{\rm ZF}/{ m t}$	10
$oldsymbol{\phi}_{ ext{sofc}}$	0~1
$oldsymbol{\eta}_{ ext{sofc}}$	0.5~0.7
$e_{\mathrm{H_2}}/(\mathrm{MJ/kg})$	120
$\eta_{_{ m gt}}$	0.35
$\eta_{_{ m ge}}$	0.95
$lpha_{ m soh}$ /%	5
${m \eta}_{ m bus}$	0.99

3.2 参数影响分析

(13)

在航程参数影响方面,如图5所示为分别采用 (a)液氢和(b)航空煤油作为燃料计算得到的航程随 锂电池的能量分配系数 ϕ_{hat} 和锂电池的能量密度 e_{hat} 变化的情况。从图中可以看出,不论是对于燃氢还 是燃油, ϕ_{hat} 对于航程的影响都取决于 e_{hat} 的取值情 况,即ebat存在一个影响航程的阈值参数,在ebat低于阈 值时,随着 ϕ_{bat} 增加,飞机的航程降低;在 e_{bat} 高于阈值 时,随着 obut 增加, 飞机的航程增加。这是因为在锂电 池能量密度较高的情况下,锂电池电能传输系统的 高效率优势抵消了电池的质量惩罚。然而在锂电池 能量密度较低的情况下,电能传输系统的高效率优 势依然难以抵消电池的质量劣势,体现出其对于飞 机航程的负收益。从图5中可以看出,阈值参数与飞 机采用的燃料种类无关,主要取决于飞机的质量分 配和部件特性参数。而 $e_{\rm bat}$ 对于航程的影响则在 $\phi_{\rm bat}$ 越大的区域表现得越明显,因为此时锂电池能量占 据总能量的比重更大,飞机性能主要取决于锂电池 的水平。此外,在ebat的阈值以下,燃油和燃氢状态区 别不大,而在 e_{bat} 的阈值以上,燃油和燃氢在低 ϕ_{bat} 时

表现出差别,表明在锂电池能量密度高但锂电池能量分配系数低的情况,航空燃料类型选择会对航程 有较大影响。



如图 6 所示为分别采用(a)液氢和(b)航空煤油 作为燃料计算得到的航程随 SOFC 的能量分配系数 φ_{sofe}和 SOFC 的效率 η_{sofe}变化的情况。从图中可以看 出,不论是对于燃氢还是燃油,R都随着φ_{sofe}和 η_{sofe}的 增大而增大,从而在图像的右上角取到最大值,这主要 是由 SOFC 相对于燃气轮机的效率优势带来的结果。 黄色和红色线代表最速上升线,即在这些线上,航程对 于 SOFC 的能量分配系数和 SOFC 的效率变化最为敏 感。沿这些线移动,航程的增加速度最快,这对于优化 SOFC 的性能参数具有重要作用,可以据此权衡 SOFC 的功率分配系数和效率以最快实现飞机性能提升。

在质量参数影响方面,首先推导了分布式混合 电推进系统参数对于飞机零燃油质量(*M*_{ZF})的影响关 系,如式(14)所示

$$M_{\rm ZF} = \frac{d \cdot (b + \alpha_{\rm soh} \cdot c) - (b + c)}{(1 - d) \cdot g}$$
(14)



Fig. 6 Contour plot of *R* as a function of ϕ_{sofc} and η_{sofc} with lines of steepest ascent

式中

$$a = \eta_{\text{bus}} \cdot \eta_{\text{em}} \cdot \eta_{\text{BLI}} \cdot \frac{C_{\text{L}}}{C_{\text{D}}} \cdot \frac{1}{g} \cdot e_{\text{H}_{2}} \cdot \left(\eta_{\text{gt}} \cdot \eta_{\text{ge}} \cdot (1 - \phi_{\text{sofc}}) + \eta_{\text{sofc}} \cdot \eta_{\text{inv}} \cdot \phi_{\text{sofc}} + \eta_{\text{bat}} \cdot \eta_{\text{inv}} \cdot (1 - \alpha_{\text{soc}}) \cdot \frac{\phi_{\text{bat}}}{1 - \phi_{\text{bat}}} \right)$$
$$b = \frac{E_{\text{H}_{2}} \cdot g \cdot \phi_{\text{bat}}}{e_{\text{bat}}}$$
$$c = \frac{E_{\text{H}_{2}} \cdot g \cdot (1 - \phi_{\text{bat}})}{e_{\text{H}_{2}}}$$
$$d = e^{\frac{R}{a}}$$

如图 7 所示为分别采用(a)液氢和(b)航空煤油 作为燃料计算得到的 M_{zr} 随锂电池的能量分配系数 ϕ_{bat} 和锂电池的能量密度 e_{bat} 变化的情况。图中红色 线区分了 M_{zF} 设计区域的可行性,蓝色线代表了本文 选取的最低 M_{zF} 设计值。从图中可以看出,燃油和燃 氢的最低 M_{zF} 设计边界呈现出不同的变化,表明燃料 种类会影响 M_{zF} 的设计边界。但不论是对于燃氢还

0.80

25 500

是燃油,在满足最低 M_{zr}设计边界的条件下,随着 e_{bat} 增加,飞机的 M_{zr}增加,表明飞机的有效载荷增加。 而 φ_{bat}对于 M_{zr}的影响则在 e_{bat}较大的区域表现得更加 明显,表明在锂电池能量密度较高的时候,增加其能 量分配系数对于提升飞机的有效载荷更有意义。



如图 8 所示为分别采用(a)液氢和(b)航空煤油 作为燃料计算得到的零燃料质量随 SOFC 的能量分 配系数 ϕ_{sofe} 和 SOFC 的效率 η_{sofe} 变化的情况。从图中 可以看出,不论是对于燃氢还是燃油, M_{ZF} 都随着 ϕ_{sofe} 和 η_{sofe} 的增大而增大,从而在图像的右上角取到最大 值。黄色和红色线代表最速上升线,在高 ϕ_{sofe} 和高 η_{sofe} 的区域,沿最速上升线发生的 M_{ZF} 的变化最为明 显,体现出上述参数的高敏感性,表明在此区域可能 存在通过改变参数快速改善性能的潜力。

3.3 参数敏感性分析

在参数的敏感性分析方面,首先基于航程式 (13)和表1中的参数取值,分别推导了R关于C₁/C_p,

$$\frac{\partial R}{\partial \alpha_{\rm soh}} = -8.44 \times 10^{-9} \cdot C_{\rm L} / C_{\rm D} \cdot e_{\rm bat} \cdot \eta_{\rm BLI} \cdot \frac{\left(e_{\rm bat} \cdot \left(1\ 226.25 \cdot \alpha_{\rm soh} + \ 100\ 000\right) + \ 40\ 875\ 000\right) \cdot \left(0.24 \cdot \phi_{\rm sofe} - \ 0.9 \cdot \alpha_{\rm soe} + \ 1.24\right)}{\left(2.45 \times 10^{-8} \cdot e_{\rm bat} \cdot \left(1\ 226.25 \cdot \alpha_{\rm soh} + \ 100\ 000\right) + \ 1\right)^2}$$
(18)

在此基础上,分别针对不同的锂电池能量密度 水平和SOFC效率水平,进行了升阻比、BLI风扇效 率、锂电池荷电状态、氢燃料剩余状态等参数的敏感性分析,结果如图9和图10所示。



Fig. 8 Contour plot of *R* as a function of ϕ_{sofc} and η_{sofc} with lines of steepest ascent

$$\begin{split} \eta_{\rm BLI}, \alpha_{\rm soc} \, & \Pi \, \alpha_{\rm soh} \, {\rm BM \, I\!\!B} \, {\rm E} \, , \, \Pi \, {\rm C} \, (15) \sim (18) \, {\rm Bm \, T\!\!T} \, , \\ \frac{\partial R}{\partial \left(C_{\rm L}/C_{\rm D} \right)} = \\ 11504.59 \cdot \eta_{\rm BLI} \cdot \left(0.24 \cdot \phi_{\rm sofc} - 0.9 \cdot \alpha_{\rm soc} + 1.24 \right) \cdot \quad (15) \\ \ln \left(\frac{101226.25 \cdot e_{\rm bat} + 40875\,000}{e_{\rm bat} \cdot \left(1\,226.25 \cdot \alpha_{\rm soh} + 100\,000 \right) + 40\,875\,000} \right) \\ \frac{\partial R}{\partial \eta_{\rm BLI}} = 11504.59 \cdot C_{\rm L}/C_{\rm D} \cdot \left(0.24 \cdot \phi_{\rm sofc} - 0.9 \cdot \alpha_{\rm soc} + 1.24 \right) \cdot \\ \ln \left(\frac{101\,226.25 \cdot e_{\rm bat} + 40\,875\,000}{e_{\rm bat} \cdot \left(1\,226.25 \cdot e_{\rm bat} + 40\,875\,000 \right)} \right) \end{split}$$

$$\frac{\partial R}{\partial \alpha_{\text{soc}}} = -10\ 382.89 \cdot C_{\text{L}}/C_{\text{D}} \cdot \eta_{\text{BLI}} \cdot \\ \ln \left(\frac{101\ 226.25 \cdot e_{\text{bat}} + 40\ 875\ 000}{e_{\text{bat}} \cdot (1\ 226.25 \cdot \alpha_{\text{soh}} + 100\ 000) + 40\ 875\ 000} \right)$$
(17)



Fig. 9 Sensitivities of $C_{\rm L}/C_{\rm D}$, $\eta_{\rm BLI}$, $\alpha_{\rm soc}$, $\alpha_{\rm soh}$ for different $e_{\rm bat}$

从图 9 可以可以看出,在不同的 e_{hat} 水平下, C_L/C_D 和 η_{BLI} 对航程的敏感性表现为正相关, α_{soc} 和 α_{soh} 对航 程的敏感性表现为负相关,且 C_L/C_D 的敏感性最高, η_{BLI} 的敏感性最低。航程对于 α_{soc} 和 α_{soh} 的敏感性与 C_L/C_D 的敏感性相当,表明对锂电池和燃料精确的状态 估计对于航程计算有重要作用。同时, C_L/C_D , η_{BLI} , α_{soc} 和 α_{soh} 的敏感性都随 e_{bat} 的增加而增加,表明随着电池 能量密度增加,上述参数对航程的影响也增加。



Fig. 10 Sensitivities of $C_{\rm L}/C_{\rm D}$, $\eta_{\rm BLI}$, $\alpha_{\rm soc}$, $\alpha_{\rm soh}$ for different $\phi_{\rm sofc}$

从图 10可以可以看出,在不同的 ϕ_{sofe} 水平下, C_L/C_D 和 η_{BLI} 对航程的敏感性表现为正相关, α_{soe} 和 α_{soh} 对航 程的敏感性表现为负相关,且 C_L/C_D 的敏感性最高, η_{BLI} 的敏感性最低,同时此例也表明对锂电池和燃料 精确的状态估计对于航程计算有重要影响。同时, C_L/C_D , η_{BLI} 和 α_{soh} 的敏感性都随 ϕ_{sofe} 的增加而增加, α_{soe} 的敏感性与 ϕ_{sofe} 的变化无关。

4 结 论

本文对基于绿色能源的分布式混合电推进系统 性能进行了研究,获得了不同参数对于飞机航程的 影响以及潜在的性能优化方向,可以得到以下结论:

(1)锂电池能量分配系数和能量密度对航程的 影响:无论使用液氢还是航空煤油作为燃料,锂电池 的能量分配系数(ϕ_{bat})和能量密度(e_{bat})对飞机航程有显著影响。存在阈值参数, e_{bat} 在低于此阈值时,增加 ϕ_{bat} 会导致飞机航程降低;而在 e_{bat} 高于阈值时,增加 ϕ_{bat} 会使航程增加。

(2)锂电池能量分配系数和能量密度对质量的 影响:燃料类型影响零燃油质量(M_{zF})的设计边界,燃 料热值增加导致 M_{zF}和有效载荷增加,在应用高能量 密度锂电池时, Φ_{ba}对 M_{zF}的影响更显著。

(3)SOFC的能量分配和效率对航程的影响:无论 燃料类型如何,SOFC的能量分配系数(ϕ_{sofe})和效率 (η_{sofe})的增加均能提升飞机的航程,特别是在 ϕ_{sofe} 和 η_{sofe} 较高的区域。

(4)SOFC的能量分配和效率对质量的影响:无论 是燃氢还是燃油, $M_{\rm zr}$ 随着SOFC的 $\phi_{\rm sofe}$ 和 $\eta_{\rm sofe}$ 增加而增 大,特别是在高 $\phi_{\rm sofe}$ 和高 $\eta_{\rm sofe}$ 区域,变化最为显著,表明 在这些设计区域内通过调整参数可以迅速改善性能。

(5)参数敏感性分析:升阻比(C_{L}/C_{D})、BLI风扇效 率(η_{BLI})、锂电池荷电状态(α_{soc})和氢燃料剩余状态 (α_{soh})对航程的敏感性与锂电池能量密度和SOFC的 能量分配系数相关。其中, C_{L}/C_{D} 的敏感性最高, η_{BLI} 的敏感性最低,而 α_{soc} 和 α_{soh} 的敏感性对于航程的计算 具有重要作用。

(6)锂电池能量密度的重要性:锂电池的能量密 度较高时,其电能传输系统的高效率优势能够抵消 电池的质量惩罚,从而提升航程和载荷性能。反之, 当能量密度较低时,电池的质量惩罚降低了电能传 输系统的效率优势,对航程和载荷产生负面影响。

(7) α_{soc}和 α_{soh}状态估计的精确度:目前的研究尚 未充分探讨 α_{soc}和 α_{soh}的状态估计方法的精确度。未 来研究可以集中于开发更为精确和可靠的估计算 法,以提高航程和能效的预测准确性,并将 α_{soc}和 α_{soh} 的状态估计更好地整合到飞机的总体设计中,使其 与飞机的其他系统和性能目标相协调。

参考文献

- [1]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.)
- [2] 刘光璧,王步宇,王向阳,等. 航空并联混合动力涡 扇发动机热力循环与工作特性研究[J]. 推进技术, 2023,44 (4):2211089. (LIU G B, WANG B Y, WANG X Y, et al. Thermodynamic cycle and perfor-

mance of parallel hybrid turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(4): 2211089.)

- [3] BRADLEY M K, DRONEY C K. Subsonic ultra green aircraft research, phase I: final report[R]. NASA 2011-216847.
- [4] CHAKRABORTY I, MISHRA A A. A generalized energy-based vehicle sizing and performance analysis methodology [C]. Nashville: AIAA Scitech 2021 Forum, 2021.
- [5] NICOLAY S, KARPUK S, LIU Y, et al. Conceptual design and optimization of a general aviation aircraft with fuel cells and hydrogen[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2021, 46(64): 32676-32694.
- [6] CHAKRABORTY I, AMAN M A, DOMMELEN V D, et al. Design and sizing of an electrified lift-plus-cruise ducted fan aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2023, 60 (3): 817-834.
- [7] LAMPL D E, ARMANINI S F. Energy-based preliminary sizing and hover performance assessment of hybridelectric VTOL aircraft [C]. San Diego: AIAA Aviation 2023 Forum, 2023.
- [8] LEE D, LIM D, YEE K. Generic design methodology for vertical takeoff and landing aircraft with hybrid-electric propulsion[J]. Journal of Aircraft, 2022, 59(2): 278-292.
- [9] QUILLET D, BOULANGER V, RANCOURT D. Off-design performance analysis of a parallel hybrid electric regional turboprop aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(6): 1-11.
- [10] BENDARKAR M V, RAJARAM D, CAI Y, et al. Optimal paths for progressive aircraft subsystem electrification in early design [J]. Journal of Aircraft, 2022, 59 (1): 219-232.
- [11] LIU Y L, WANG H L, ZHANG J C, et al. Retrofit and new design of regional aircraft with hybrid electric propulsion [C]. Virtual Event: AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum, 2021.
- [12] 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.
- [13] FLANAGAN F C, JARRETT J. Configuration optimisation of aircraft with electric propulsion [C]. National Harbor: AIAA SCITECH 2023 Forum, 2023.
- [14] CLARKE M, ALONSO J J. Lithium-ion battery modeling for aerospace applications [J]. Journal of Aircraft, 2021, 58(6): 1323-1335.
- [15] BATRA A, RAUTE R, CAMILLERI R. On the range equation for hybrid-electric aircraft [J]. Aerospace, 2023, 10(8).
- [16] STAACK I, SOBRON A, KRUS P. The potential of full-

electric aircraft for civil transportation: from the Breguet range equation to operational aspects[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2021, 12(4): 803-819.

- HARISH A, GLADIN J, MAVRIS D. Universal range equation for unconventional aircraft concepts [C]. Anaheim: 2022 IEEE Transportation Electrification Conference & Expo (ITEC), 2022: 1057-1063.
- [18] 熊俊辉,陈新民,俞 浪,等.涵道风扇电推进系统 关键应用技术探讨[J].推进技术,2023,44(12): 2211008. (XIONG J H, CHEN X M, YU L, et al. Key technologies analysis of ducted fan electric propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023,44 (12): 2211008.)
- [19] YONG H K, MARSH R, SILVA E, et al. A form-finding approach to the geometric modelling of aircraft subsystems[C]. National Harbor: AIAA SCITECH 2023 Forum, 2023.
- [20] CESTINO E, PISU D, SAPIENZA V, et al. A new range equation for hybrid aircraft design [J]. Aerospace, 2023, 10(11).
- [21] WANG M K, LUIZ S O D, ZHANG S G, et al. A range prediction method for all-electric aircraft by capacity discretization-based iterative convex programming [J].
 IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2023, DOI:10.1109/TTE.2023.3298642.
- [22] HOOGREEF M, ZUIJDERWIJK N, SCHEERS E, et al. Coupled hybrid & electric aircraft design and strategic airline planning [C]. San Diego: AIAA Aviation 2023 Forum, 2023.
- [23] WROBLEWSKI G E, ANSELL P J. Hybrid-electric Breguet range equation: development & validation against a hybrid-electric aircraft simulation [C]. Virtual Event: AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, 2020.
- [24] KARPUK S, ELHAM A. Influence of novel airframe technologies on the feasibility of fully-electric regional aviation[J]. Aerospace, 2021, 8(6).
- [25] CHAKRABORTY I, MISHRA A A. Sizing and analysis of a lift-plus-cruise aircraft with electrified propulsion
 [J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(3): 747-765.
- [26] CHAKRABORTY I, MISHRA A A. Sizing of tilt-wing aircraft with all-electric and hybrid-electric propulsion [J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(1): 245-264.
- [27] 马一元,张 炜,张星雨,等.分布式电推进无人机
 总体参数设计方法研究[J].西北工业大学学报,
 2021,39(1).
- [28] SAROJINI D, RUH M L, JOSHY A J, et al. Large-scale multidisciplinary design optimization of an eVTOL aircraft using comprehensive analysis [C]. National Harbor: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023.
- [29] RUH M L, SAROJINI D, FLETCHER A, et al. Large-

推进技术

scale multidisciplinary design optimization of the NASA lift-plus-cruise concept using a novel aircraft design framework [C]. Mesa: VFS Autonomous VTOL Technical Meeting, 2023.

- [30] ZHANG J, ROUMELIOTIS I, ZOLOTAS A. Modelbased fully coupled propulsion-aerodynamics optimization for hybrid electric aircraft energy management strategy[J]. Energy, 2022, 245: 123239.
- [31] NASOULIS C P, GKOUTZAMANIS V G, KALFAS A I. Multidisciplinary conceptual design for a hybrid-electric

commuter aircraft[J]. The Aeronautical Journal, 2022, 126(1302): 1242-1264.

- [32] CINAR G, CAI Y, BENDARKAR M V, et al. System analysis and design space exploration of regional aircraft with electrified powertrains [C]. San Diego: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- [33] KANG L, SUN Y C, SMITH H, et al. The effects of the degree of hybridisation on the design of hybrid-electric aircraft considering the balance between energy efficiency and mass penalty[J]. Aerospace, 2023, 10(2).

(编辑:白 鹭)

Performance analysis of distributed hybrid electric propulsion systems based on green energy sources

TAO Zhi^{1,2}, YU Mingxing¹, LI Haiwang¹, XIE Gang³, LI Yanan²

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China;

3. Flying College, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: Electric propulsion aircraft utilizing clean energy sources are regarded as a vital means for the aviation industry to achieve carbon neutrality. This study combines theoretical analysis and numerical computations to investigate the performance of distributed hybrid electric propulsion systems based on green energy sources. The primary focus lies in assessing the influence of lithium-ion batteries and solid oxide fuel cells (SOFCs) on aircraft range and payload capacity. This research establishes a comprehensive architecture for a hybrid electric propulsion system, integrating various forms of energy sources. Through energy flow analysis, power transmission models are developed, leading to the derivation of holistic equations that consider component characteristics, energy split factor, and aerodynamic parameters of the electric propulsion system, addressing both aircraft range and payload capacity. The study reveals that lithium-ion batteries have a substantial impact on aircraft range, especially when their energy split factors and energy density exceed certain thresholds. Increasing the energy split factor of lithium-ion batteries beyond these thresholds positively contributes to enhanced aircraft range. Furthermore, an increase in the energy split factor and efficiency of SOFCs also leads to extended aircraft range, particularly in high-value regions. In terms of payload capacity, the parameters of lithium-ion batteries and SOF-Cs significantly influence both the zero-fuel mass (M_{ZF}) and effective payload, with the most notable improvements observed in high-energy density, high-efficiency, and high- energy split factor scenarios. Parameter sensitivity analysis underscores the significance of factors such as lift-to-drag ratio, boundary layer ingestion (BLI) fan efficiency, state of charge (α_{soc}) of lithium-ion batteries, and state of health (α_{soh}) of hydrogen fuel cells in impacting aircraft range. It's worth noting that α_{soc} and α_{soh} sensitivity analyses, which have received comparatively less attention in previous studies, underscore the importance of precise and reliable state estimation for optimizing aircraft range and payload performance.

Key words: Green energy; Hybrid electric propulsion; Distributed electric propulsion; Boundary layer ingestion fan; Energy split

Received : 2023–12–15 ; Revised : 2024–01–27. DOI : 10.13675/j.cnki. tjjs. 2312047 Corresponding author : LI Haiwang, E-mail : lihaiwang@buaa.edu.cn