

串联混电飞机方案设计方法及能源管理策略

李立¹, 白俊强², 刘超宇¹, 昌敏²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 西北工业大学 无人系统技术研究院, 西安 710072)

摘 要: 针对串联混电飞机, 首先在给定任务需求的飞行剖面内, 结合动力学特性对整机的飞行性能进行分析, 将总体设计参数与各飞行段的功率能耗需求相关联, 进而开展各部分组件和全机的设计选型; 然后对串联混电系统中的计算逻辑和各条工作路径进行梳理和总结, 讨论分析能源管理策略对方案设计的潜在影响。基于搭建的设计系统, 首先针对 Dornier Do 228NG 飞机构型, 从 3 个设计方面, 将该方法与国外两个团队各自开发的设计方法进行对比分析, 结果表明, 对设计点评估的相对误差均在 1.5% 以内, 对传统动力方案设计的各项相对误差在 6% 以内, 而串联混电方案设计中最大起飞质量的相对误差在 4% 以内, 验证了本文方法的可行性和有效性。其次, 分析讨论了 4 种能源管理策略的特点和优劣势, 并基于一款国外现有的串联混电飞机 Panthera Hybrid, 研究了不同策略下的动力系统工作特征和各项设计参数差异。其中, Light 策略下的飞机起飞总质量最小, 收益来源主要是起飞阶段的最大需求功率由燃油和电池动力系统同时承担, 直接优化了动力系统的总质量。

关键词: 混电飞机; 串联式混合电推进系统; 飞机方案设计方法; 质量评估; 能源管理策略

中图分类号: V221

文献标志码: A

Conceptual sizing method and energy management strategy of serial hybrid-electric aircraft

LI Li¹, BAI Junqiang², LIU Chaoyu¹, CHANG Min²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Unmanned System Research Institute,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For serial hybrid-electric aircraft (HEA), the flight performance of the whole aircraft was analyzed in combination with the dynamic characteristics within the given mission profile, and the overall parameters were associated with power and energy demand in each flight stage, assisting in design and sizing of each system component. Then, the calculation logic and each work path for the serial hybrid electric propulsion (HEP) system were summarized to explore the potential impact of energy management strategy (EMS) on the sizing method. Based on the established design system, a Dornier Do 228NG aircraft was selected and applied to compare the proposed method with that developed by two European teams from three design aspects. The results showed that the relative error for design point was less than 1.5%, the errors for conventional powertrain design were under 6%, and the evaluation of maximum takeoff mass (MTOM) for serial HEP design was less than 4% error. And it can verify the feasibility and effectiveness of our method. The characteristics, advantages and disadvantages of four EMS were analyzed and discussed. And based on an existing serial HEA, the Panthera Hybrid, the differences of power system working situation and design parameters under distinct strategies were studied and summarized. The results indicated that the MTOM under Light strategy was the smallest, and the benefits lied in that the

收稿日期: 2022-11-23

作者简介: 李立(1992—), 男, 博士生, 主要从事电推进系统飞机的总体设计和参数化研究。

引用格式: 李立, 白俊强, 刘超宇, 等. 串联混电飞机方案设计方法及能源管理策略[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1143-1156. LI Li, BAI Junqiang, LIU Chaoyu, et al. Conceptual sizing method and energy management strategy of serial hybrid-electric aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1143-1156.

maximum power demand during the take-off was taken by the fuel and battery power system at the same time, which optimized the power system weight directly.

Keywords: hybrid-electric aircraft; serial hybrid electric propulsion system; aircraft conceptual sizing method; mass evaluation; energy management strategy

近年来,我国以经济社会发展全面绿色转型为牵引,陆续出台了“2035年远景目标纲要”和“实现碳达峰碳中和目标”等相关指导政策和发展规划,期望于推动低碳交通运输体系的建设和清洁高效能源体系的构建^[1-2]。作为交通运输系统中重要的一环,航空业在过去几十年的快速发展有目共睹,这极大地促进了经济的发展并推动了社会的进步。但与此同时,航空业产生的碳排放量在总排放量的占比不可忽视,且其增速的势头不容小觑^[3]。对于传统燃油飞机而言,其动力系统较低的整体效率和较大的噪声污染等问题使得整个行业很难满足未来的减排降噪需求;而电推进系统的出现和发展,作为一次飞机能源系统的革命,拥有减排降噪、经济舒适、高效可靠等诸多优势^[4],但由于目前电池技术水平的局限性(电池的能量密度较低),纯电动飞机当下的发展也十分受限^[5]。

混合电推进飞机(hybrid electric propulsion, HEP)可以兼顾两者的优势,在有效改善电动飞机航行能力和运输范围的基础上,缓解排放和噪声等问题,从而在实现碳达峰、碳中和的过程中起到重要的过渡作用。此外,混电系统潜在地可以将一种能源动力系统的设计点选为巡航工况附近,另一种能源动力系统用以辅助起飞、爬升等阶段的额外功率需求,从而达到整体系统的高效利用和尺寸、质量的优化设计^[6-7]。

混电系统根据结构形式通常可分为串联式、并联式和混合式3种系统构型。3种形式各有优劣,可根据具体的设计要求进行选择和研究。本文采用的串联混电系统如图1所示,主要由航空燃油、发动机、发电机、动力管控系统(power management control and distribution, PMCD)、电池、电动

机和螺旋桨(推进器)构成,选择该系统结构主要是基于两点:一个是该系统架构中发动机和推进器完全解耦;另一个是该结构可支持分布式推进系统设计,这能够极大地推动未来创新型机体布局 and 推进系统的应用,并进一步促进全机气动-推进的紧耦合设计。此外,本文选择固定翼和螺旋桨作为全机基础的布局形式和推进器,因此,开展的研究主要针对螺旋桨驱动的固定翼串联混电飞机类型。

对于混电飞机的探索,国内外学者从多层次多维度分析强调了其重要性、必要性和战略意义,以及面向未来的创新性发展和开拓相关新兴领域的协作需求^[8-11]。目前开展的研究多集中在对现有机型和成熟产品的总体改造设计^[12-14]、无人飞行器的系统设计方法^[15-17],以及针对混合电推进系统的设计优化^[18-19],对于固定翼混合电推进载人飞机的设计研究,则多关注于并联结构形式^[20-22]。针对固定翼串联混电飞机,虽然也开展了一些设计研究,但整体关注度仍较少:空客公司、钻石飞机公司和西门子公司曾经联合设计了第一架串联混电载人飞机 DA36 E-Star,并于2011年6月完成了首飞^[23];欧盟的 HYPSTAIR 项目也在2018年推出了其自主设计的通用航空类串联混电原型样机^[24];钱煜平和李也等^[6,25]将热管理系统质量和功耗的影响融入到串联式混合电推进系统的总体设计研究中,评估了其对参数设计和系统性能的具体影响;但上述研究缺乏一些建模的细节描述和性能约束分析的综合考量。代尔夫特理工大学的 de Vries 团队和亚琛应用技术大学的 Finger 团队^[26-27],针对固定翼串联混电载人飞机,分别开发了各自的方案设计方法,但并未展示详细的能源系统工作路径与电池充电路径,对于燃油动力系统和电池系统的建模也比较依赖于人为给定的额定功率划分;宗建安等^[28]针对固定翼垂直起降混电飞行器,研究了推进系统的设计方法和整体的尺寸确定方法,但并未关注能源管理策略的需求以及其对方案设计的实际影响。综上所述,目前对串联混电飞机总体方法和方案设计的投入仍然不足,对推进系统计算逻辑和工作路径的梳理不尽完善,相关建模和框架搭建的完备性较为缺乏。

基于此,针对固定翼串联混电飞机的方案设

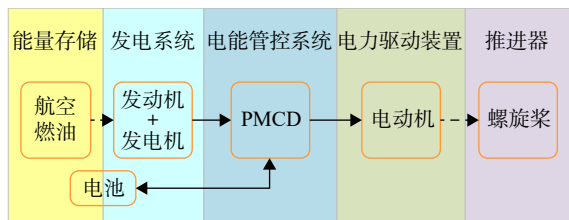


图1 串联混电系统结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of serial HEP architecture

计, 本文首先从全机起飞总质量出发, 讨论了飞机的各组成部分及其相应的质量评估方法, 梳理了串联混电系统的工作路径, 初步分析了相应的能源管理策略, 进而结合飞行性能的约束分析, 建立了一种合适的初步总体参数分析评估方法。然后, 通过与亚琛应用技术大学和代尔夫特理工大学两个团队各自开发的混电飞机设计方法进行对比分析, 验证了本文方法的正确性和可行性。最后, 对于本文提出的4种能源管理策略, 分析讨论了各自的特点和优劣势, 并基于一款国外现有的串联混电飞机研究了不同策略下的动力系统工作特征和各项设计参数差异。

1 固定翼串联混电飞机的方案设计

1.1 全机起飞总质量

对于混电飞机而言, 动力系统架构的改变, 以及缺乏同类飞机足够的统计数据作为参考支撑, 传统的质量分解方法和各部分质量评估手段已经难以再适用。因此, 本文首先给出了如式(1)所示的质量分解方法。

$$M_{to} = M_c + M_p + M_a + M_m + M_b + M_g + M_f \quad (1)$$

式中 M_{to} 为起飞总质量, M_c 、 M_p 分别为机组质量和有效载荷质量, 由任务需求决定; M_a 为非动力系统机体质量; 后4项的总和为混合电推进系统的质量, 其中 M_m 为电动机质量, M_b 为电池质量, M_g 为燃油发电系统质量(包括发动机和发电机), M_f 为燃油质量。

1.2 飞行任务剖面 and 功率能耗需求分析

为了能够完成指定飞行任务并确定所需的起飞总质量, 首先需要评估整个飞行剖面内的功率和能耗需求。本文假设的任务剖面考虑了6个通常涵盖的飞行阶段, 即起飞、爬升、巡航、下降、盘旋和着陆^[29]。考虑到着陆阶段的功率能耗需求相对较小, 对整体建模的精度准确度影响不大^[25-27], 因此, 接下来将首先针对前5个飞行阶段进行分析和估算。

1.2.1 起飞阶段

$$P_{to}(t) = \frac{1}{2}\rho_{to} \cdot V_{to}^3 \cdot S \cdot C_{D_{to}}(t) + \frac{W_{to}(t) \cdot V_{to} \cdot \dot{V}_{to}}{g} + \mu \left(W_{to}(t) - \frac{1}{2}\rho_{to} \cdot V_{to}^2 \cdot S \cdot C_{L_{to}}(t) \right) \cdot V_{to} \quad (2)$$

式中 $P_{to}(t)$ 为起飞阶段的需求功率, t 为时间, 等号右侧第1项是抵抗气动阻力需用的功率; 第2项是产生加速需用的功率; 第3项是克服摩擦阻

力需用的功率; ρ_{to} 为起飞阶段的空气密度; V_{to} 为起飞阶段的飞行速度; S 为翼面积; $W_{to}(t)$ 为起飞阶段的重量, $W_{to}(t) = M_{to}(t) \cdot g$, 单位为N, g 为重力加速度; $\dot{V}_{to}$ 为加速度; μ 为滚动摩擦因数; $C_{D_{to}}(t)$ 和 $C_{L_{to}}(t)$ 分别为起飞阶段的三维阻力系数和升力系数, D 和 L 分别为阻力和升力。

在飞机的初步设计阶段, 阻力系数的评估可通过极曲线方程 $C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2$ 来完成, 其中 K 为系数, C_{D0} 可参考文献[30]对于不同类型的飞机选择相应的经验方程。

起飞段耗时 T_{to} 为

$$T_{to} = \int_0^{V_{to}} \frac{dV}{\dot{V}_{to}} \quad (3)$$

因此, 起飞段的能量需求 E_{to} 为

$$E_{to} = \int_0^{T_{to}} P_{to}(t) dt \quad (4)$$

1.2.2 爬升、巡航、下降和盘旋阶段

这4个阶段的功率需求可统一表达为

$$P(t) = W(t) \cdot V_v + \left(\frac{1}{2}\rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_{D0} + K \cdot \frac{W(t)^2}{\frac{1}{2}\rho \cdot V \cdot S} \right) \quad (5)$$

式中 $P(t)$ 为各阶段的需求功率, ρ 为空气密度, V 为飞行速度; $W(t)$ 为全机总重; V_v 为飞机的垂直速度, 在爬升段和下降段分别指爬升率 R_c 和下降率 R_d (取值为负), 在巡航和盘旋阶段为0。

爬升段耗时 T_{climb} 和下降段耗时 T_{des} 是根据任务给定的预期巡航高度 Z_{cruise} 来确定的。

$$\begin{cases} T_{climb} = \frac{Z_{cruise}}{R_c} \\ T_{des} = -\frac{Z_{cruise}}{R_d} \end{cases} \quad (6)$$

巡航段耗时 T_{cruise} 由巡航段航程 R_{cruise} 和巡航速度 V_{cruise} 决定。

$$T_{cruise} = \frac{R_{cruise}}{V_{cruise}} \quad (7)$$

盘旋段耗时 T_{cruise} 是设计初期既定的时长需求。

因此, 各飞行阶段的能量需求为

$$\begin{cases} E_{climb} = \int_0^{T_{climb}} P_{climb}(t) dt \\ E_{cruise} = \int_0^{T_{cruise}} P_{cruise}(t) dt \\ E_{des} = \int_0^{T_{des}} P_{des}(t) dt \\ E_{loiter} = \int_0^{T_{loiter}} P_{loiter}(t) dt \end{cases} \quad (8)$$

综上, 对于整个飞行任务剖面来说, 全机的最

大功率需求 P_{required} 和能耗需求 E_{total} 分别为

$$P_{\text{required}} = \max(P_{\text{to}}, P_{\text{climb}}, P_{\text{cruise}}, P_{\text{des}}, P_{\text{loiter}}) \quad (9)$$

$$E_{\text{total}} = E_{\text{to}} + E_{\text{climb}} + E_{\text{cruise}} + E_{\text{des}} + E_{\text{loiter}} \quad (10)$$

1.3 串联混电系统的工作路径

由于混合电推进系统中存在不同的动力系统,涉及多个功率传输和能源供给路线,如何将上述飞行阶段的功耗需求反馈给燃油动力系统和电池动力系统就尤为重要。因此,有必要先对本文串联混电系统的工作路径进行梳理和说明。

本文涉及两条动力输出路径和一条充电路径。

1) 动力输出路径一: 燃油→发动机→发电机→PMCD→电动机→螺旋桨。

$$P_{\text{motor}} = \begin{cases} \sigma_g P_g \cdot \eta_{\text{PMCD}} \cdot \eta_m \\ \sigma_b P_b \cdot \eta_{\text{PMCD}} \cdot \eta_m \\ (\sigma_g P_g + \sigma_b P_b) \cdot \eta_{\text{PMCD}} \cdot \eta_m \\ (\sigma_g P_g \cdot \eta_{\text{PMCD}} - P_{\text{b_charge}}) \cdot \eta_m \end{cases}$$

式中 P_{motor} 为电动机的瞬时输出功率; σ_g 、 σ_b 为两种动力系统的功率控制设置(变量范围均为 0 到 1, 0 代表该系统无功率输出, 1 代表该系统输出最大额定功率); P_g 、 P_b 为两种动力系统的选型功率; $P_{\text{b_charge}}$ 为电池的充电功率; η_{PMCD} 、 η_m 分别为 PMCD 和电动机的效率。

1.4 电动机质量模型

电动机(electric motor, EM)的质量可通过其选型功率和功率密度得到。根据文中第 1.3 节对电动机选型功率的分析, 可得电动机质量 M_m 为

$$M_m = \frac{P_{\text{motor_req}}}{p_m} \quad (13)$$

式中 p_m 为电动机的功率密度, 单位为 W/kg。

1.5 电池质量模型

电池的质量不仅取决于其最大额定输出功率, 还依赖于其需要存储的能量。

根据文中第 1.3 节对电池在飞行过程中的工作需求分析, 其能量流主要体现在放电力输出和充电两个过程, 对电池能量流在整个工作时间内进行积分即可得电池所需储能 E_b 为

$$E_b = \int_0^T (\sigma_b P_b - P_{\text{b_charge}}) dt \quad (14)$$

因此, 电池的质量 M_b 为

$$M_b = \frac{\max(E_b/e_b, P_b/p_b)}{C_{\text{max}} - C_{\text{min}}} \quad (15)$$

式中 e_b 为电池的能量密度, 单位为 W·h/kg; p_b 为电

2) 动力输出路径二: 电池→PMCD→电动机→螺旋桨。

3) 充电路径: 燃油→发动机→发电机→PMCD→电池。

由此可见, 串联混电系统的动力输出均由电动机驱动螺旋桨完成, 故电动机的选型功率 $P_{\text{motor_req}}$ 为

$$P_{\text{motor_req}} = \frac{P_{\text{required}}}{\eta_p} \quad (11)$$

式中 η_p 为螺旋桨的效率。

电动机在工作中的瞬时输出功率来源于路径一的燃油动力系统和/或路径二的电池动力系统, 如式(12)所示。

$$\begin{aligned} & \text{仅燃油系统动力输出} \\ & \text{仅电池系统动力输出} \\ & \text{燃油/电池系统同时动力输出} \\ & \text{燃油系统动力输出且充电} \end{aligned} \quad (12)$$

池的功率密度; C_{max} 、 C_{min} 分别为电池的最大、最小可使用电荷量, 为防止过充过放, 提高电池使用寿命, 本文分别取值为 90% 和 20%。

此外, 考虑到第 1.2 节中并未涉及着陆阶段的功耗分析, 但为了进一步保证电池质量能够完成整个飞行任务, 本文对式(15)所得电池质量乘以安全系数 1.02。

1.6 燃油发电系统质量模型

燃油发电系统(power generation system, PGS)由发动机(thermal engine, TE)和发电机(generator)组成, 发动机质量 M_{TE} 由其选型功率和功质比决定。

$$M_{\text{TE}} = \frac{P_g}{\eta_{\text{ge}} p_{\text{TE}}} \quad (16)$$

式中 η_{ge} 为发电机的效率; p_{TE} 为发动机的功质比, 单位为 W/kg。

发电机质量 M_{ge} 模型与电动机一致。

$$M_{\text{ge}} = \frac{P_g}{p_{\text{ge}}} \quad (17)$$

式中 p_{ge} 为发电机的功率密度。在本文计算中, 电动机与发电机使用相同的功率密度模型和效率模型, 后文的输入参数中统称两者为电机的功率密度和效率。

1.7 燃油质量模型

根据文中第 1.2 节对整个飞行任务的总能耗需求分析以及文中第 1.5 节对电池储能的分析, 可得燃油需要提供的能量 E_f 为

$$E_f = \frac{E_{\text{total}} / (\eta_p \eta_m \eta_{\text{PMCD}}) - E_b}{\eta_{\text{ge}} \eta_{\text{TE}}} \quad (18)$$

式中 η_{TE} 为发动机效率。

因此, 燃油的质量 M_f 为

$$M_f = (1 + m_{\text{rf}}) \cdot \frac{E_f}{e_f} \quad (19)$$

式中 e_f 为燃油能量密度, m_{rf} 为安全余油系数。

式(18)中的发动机效率 η_{TE} , 是根据其制动燃油消耗率(brake-specific fuel consumption, BSFC, 记作 c_{BSFC})和燃油能量密度 e_f 来计算的^[31-32]。

$$\eta_{\text{TE}} = \frac{1}{c_{\text{BSFC}} \cdot e_f} \quad (20)$$

不同种类的航空发动机具有不同的 BSFC 特性曲线, 本文主要考虑两种常用的发动机类型: 燃气涡轮发动机和活塞式内燃机。

对于燃气涡轮发动机, 一种具有代表性的 BSFC 特性曲线如图 2 所示^[31], 主要与飞行马赫数 Ma 、飞行高度 z 和油门 δ 相关联。图 2 为飞行高度 $z=8\,000\text{ ft}$ ($1\text{ ft}=0.3048\text{ m}$) 时的情况。图中

$$\hat{c}_{\text{BSFC}} = \frac{c_{\text{BSFC}}}{c_{\text{BSFC}0}} \quad (21)$$

式中 $\hat{c}_{\text{BSFC}}$ 为无量纲化的制动燃油消耗率; $c_{\text{BSFC}0}$ 为海平面下、油门 $\delta=1$ 时的制动燃油消耗率。

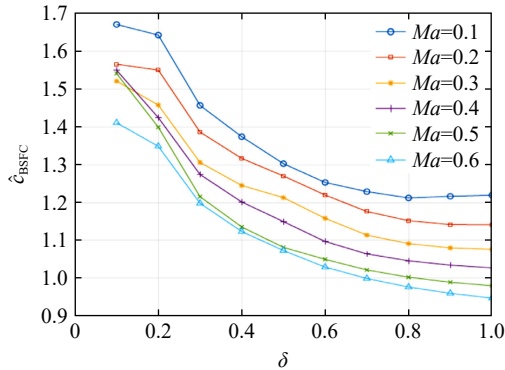


图 2 一种典型燃气涡轮发动机 BSFC 特性曲线图^[31]

Fig. 2 Map of BSFC for a representative gas turbine engine^[31]

对于活塞式内燃机, 本文采用的 BSFC 特性曲线如图 3 所示^[31], 主要是基于 3 个莱康明 (Lycoming) 发动机系列的型号产品数据 (图 3 中的 360 Family、540 Family 和 720 Family), 将其制动燃油消耗率与输出功率进行关联拟合, 得到了如下函数关系式:

$$\hat{c}_{\text{BSFC}} = -1.054\,1\hat{P}^3 + 3.064\,3\hat{P}^2 - 3.080\,9\hat{P} + 2.070\,1 \quad (22)$$

式中 $\hat{P}$ 为无量纲化的发动机输出功率, $\hat{P} = P/P_0$; P

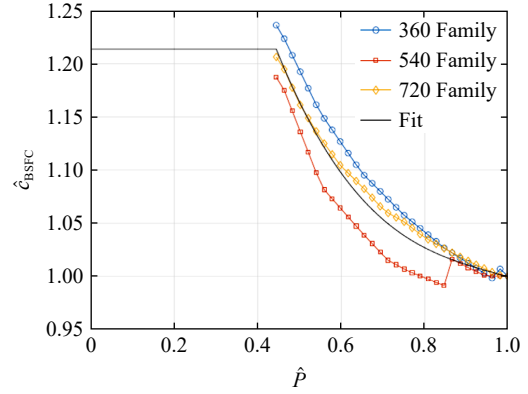


图 3 一种典型的活塞式内燃机 BSFC 特性曲线图^[31]

Fig. 3 Map of BSFC for a representative reciprocating engine^[31]

为发动机的输出功率; P_0 为发动机的额定输出功率。

1.8 非动力系统机体质量模型

对于混电飞机而言, 传统的空机质量概念和统计方法已经不再完全适用, 主要是因为适配飞行任务所需的燃油发电系统如上述小节所述, 有了新的讨论分析过程和质量评估模型。

因此, 本文将传统动力系统飞机中与发动机系统质量无关的空机质量称为混电飞机的非动力系统机体质量 M_a , 其分析表达式为

$$\begin{cases} M_a = M_e - M_{\text{engine}} \\ \frac{M_e}{M_{\text{to}}} = a_1 + b_1 \cdot W_{\text{to}}^{C_1} \cdot \Lambda_{\text{as}}^{C_2} \cdot \left(\frac{P/W_{\text{to}}}{735.5 \cdot 0.224\,8} \right)^{C_3} \\ \left(\frac{W_{\text{to}}}{S} \right)^{C_4} \cdot \left(\frac{V_{\text{cruise_max}}}{0.514\,4} \right)^{C_5} \\ M_{\text{engine}} = a_2 \cdot \left(\frac{P}{1\,000} \right)^{b_2} \end{cases} \quad (23)$$

式中 M_e 和 M_{engine} 是参考文献 [29] 对空机质量和发动机质量建立的统计回归模型; $V_{\text{cruise_max}}$ 为最大巡航速度, Λ_{as} 为展弦比, a_1 、 b_1 、 C_1 、 C_2 、 C_3 、 C_4 、 C_5 、 a_2 、 b_2 可根据不同的飞机类型进行具体的输入选择。

1.9 能源管理的初步讨论分析

由于混电飞机涉及到燃油消耗的过程, 其全机总重是随时间变化的函数。

$$\begin{cases} W(t) = W_{t=0} - \dot{W}_f \cdot \Delta t \\ \dot{W}_f = c_{\text{BSFC}} \frac{\sigma_g P_g}{\eta_{\text{ge}}} \end{cases} \quad (24)$$

其中 $\dot{W}_f$ 为单位时间燃油消耗量。

从上述小节来看, 质量的变化会影响各阶段飞行动力学性能的评估, 进而影响到包括能源系统在内的各系统组件的设计选型。

另外,如何搭配调用文中第 1.3 节中所述的工作路径,如何调整式(12)中各参数的取值,以及如何决定在何时、何种高度下启动两种动力系统,这不仅决定了两种能源的具体分配和管理使用,也影响了全机需要携带的电池、燃油等能源的质量,进而影响全机起飞总质量的评估和总体方案的参数设计。

因此,开展能源管理的研究是有必要的,而且梳理不同策略下的特点和优劣势,并探索其对方案设计的具体的影响也是十分有意义的。

2 满足飞行性能的设计约束

在文中第 1 节中,虽然已经针对混电飞机的起飞总质量进行了分析讨论,但并不能类似于传统飞机那样,直接完成迭代求解。一方面,翼面积作为未知的关键参数,关系到众多方程的评估;另一方面,各飞行阶段中未知的功率需求也直接关系到诸如电池、电动机和发动机的质量评估。

此外,即使按照上述过程完成了对式(1)的封闭求解,也只是保证此时得到的起飞总质量能满足飞行任务所要求的航程航时,还不足以保证飞机能够满足飞行过程中的一些关键性能要求,例如失速速度、起降距离等。

基于此,本文基于已开展的相关工作^[33],首先引入两个新的关键设计参数:翼载荷(W_0/S)和功率载荷(W_0/P);然后将两个设计变量与飞行性能约束相关联,最终采用参数矩阵图(sizing matrix plot, SMP)法,确定一组满足关键性能要求的翼载荷和功率载荷。

2.1 飞行性能约束

结合前文所述的飞行阶段,本文初步选取了 7

项性能约束条件,分别是:失速速度、起飞距离、爬升率、爬升梯度、最大巡航速度、绝对升限和着陆距离。这些约束条件的相关分析和方程推导均已在文献[33]中展开详细的讨论,本文在此不再赘述。

对于爬升梯度的要求,本文进行了一定的更新和补充,主要是考虑了 3 种情况下的爬升梯度要求,分别是全发工作(all engines operative, AEO)、中断着陆(balked landing, BL)和一台发动机不工作(one engine inoperative, OEI)。OEI 对应的几种工况表达说明如下:①起飞,起落架放下(take-off, landing gear extended, TOLGE);②起飞,起落架收上(take-off, landing gear retracted, TOLGR);③航路爬升(en route, ER);④中断进场(discontinued approach, DA)。上述对应的爬升梯度(climb gradient rate, CGR)约束均参考自《中国民用航空规章第 23 部》(CCAR-23)。

2.2 设计点选取和设计系统

采用参数矩阵图法,可以得到满足飞行性能约束的设计可行域,从而可以根据实际需要,选取一组合适的翼载荷和功率载荷取值。然后将这组参数代入本文第 1 节的方程中,便可迭代求解完成飞机起飞总质量、各分系统质量和所需功耗的评估,进而可以求解得到翼面积/展长、翼载荷和各任务阶段的飞行性能。

综上,针对固定翼串联混电飞机,本文建立的初步总体参数设计系统及工作流程如图 4 所示。图中 e 为奥斯瓦尔德效率因子, η 为效率, C_{L_max} 为最大升力系数, P 为功率, E 为能量需求, b 为翼展, C_D 为阻力系数,是关于升力系数 C_L 的函数, FAR23 为美国联邦适航条例(federal aviation regulation)。

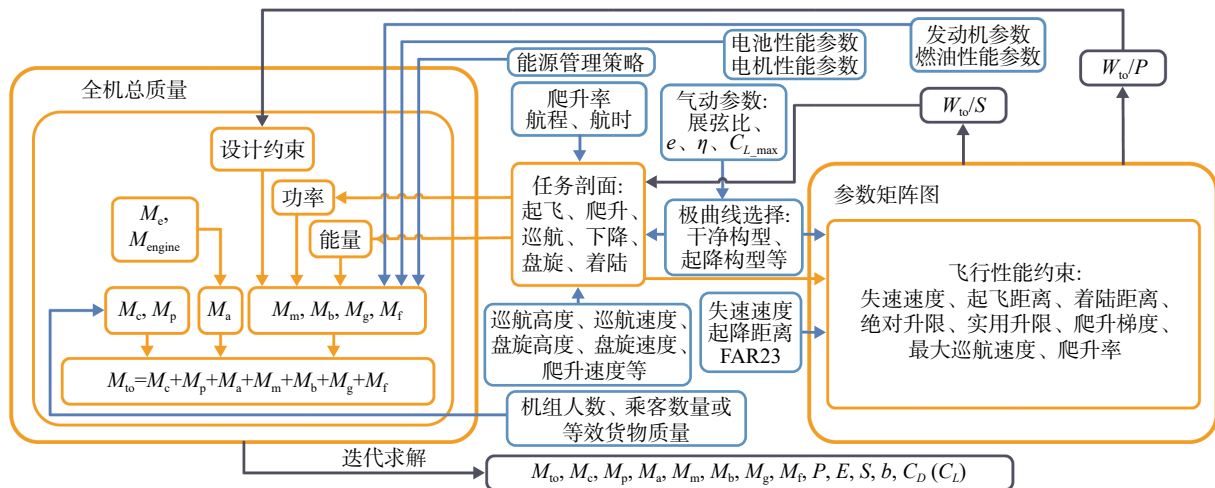


图 4 设计系统工作流程图

Fig. 4 Work-flow of design system

3 设计方法的验证

在参考文献 [32] 中, 亚琛应用技术大学的 Finger 团队和代尔夫特理工大学的 De Vries 团队, 基于他们各自开发的混电飞机设计方法, 针对 Dornier Do 228NG 构型(一款 19 座的通勤类传统动力飞机), 首先进行了传统动力系统下的重构建模分析, 来验证其方法的合理性; 然后又开展了混电式的改造设计, 来证明其设计方法的可行性。基于此, 为了验证本文设计方法的准确性和有效性, 本节将从 3 个方面开展其与上述两种方法的横向对比分析, 分别是设计点的选取对比、传统动力方案的设计对比和串联混电方案的设计对比。

Do 228NG 构型采用中等展弦比上单翼、常规平垂尾翼、前 3 点可收回式起落架的布局形式, 由双发涡轮螺旋桨驱动。设计研究所用的飞行任务剖面 and 任务性能要求均参考自文献 [32], 具体如表 1 和图 5 所示。图 5 中方法 A 和方法 B 分别对应于亚琛应用技术大学和代尔夫特理工大学的设计方法(下文均简称为方法 A(method A)和方法 B(method B))。

表 1 Do 228NG 的任务和性能要求^[32]

Table 1 Mission and performance requirements of Do 228NG^[32]

参数	数值
展弦比	9
螺旋桨数量	2
机组和有效载荷总质量/kg	1 960
起飞距离/m	793
巡航高度/m	3 000
转场巡航高度/m	1 000
盘旋高度/m	450
巡航速度/(km/h)	414
失速速度/(km/h)	126
转场巡航速度/(km/h)	306
转场增程航程/km	270
航程/km	396
电机功率密度/(W/kg)	5 920
电池功率密度/(W/kg)	6 000
电池能量密度/(W·h/kg)	1 500
发动机功质比/(W/kg)	3 310
盘旋时间/min	30
安全余油系数	0
燃油能量密度/(MJ/kg)	42.8
PMAD 效率	1
电机效率	0.95
螺旋桨效率	0.8

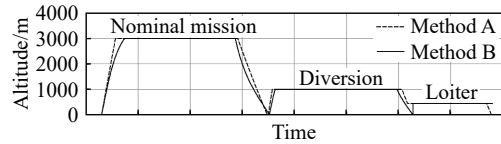


图 5 Do 228NG 的飞行任务剖面^[32]

Fig. 5 Mission profile of reference aircraft Do 228NG^[32]

3.1 设计点的选取对比

通过参数矩阵图法得到一组确定的翼载荷和功率载荷, 这是整个设计流程的第一步, 也是完成后续迭代求解的关键前提。因此, 有必要先将设计点的选取进行对比分析, 来初步验证设计方法的可行性。

表 2 给出了 3 种方法所得设计结果的对比, 其中, 误差 1 和误差 2 分别为本文结果相较于方法 A 和方法 B 结果的相对误差(下文均简称为误差 1 和误差 2)。

表 2 设计点的对比

Table 2 Comparison of design points

对比项目	翼载荷/(N/m ²)	功率载荷/(N/kW)
方法 A	1 957	53.62
方法 B	1 958	53.68
本文方法	1 957.68	54.37
误差 1/%	0.03	1.40
误差 2/%	-0.02	1.29

从表 2 中可以看出, 对于翼载荷的评估, 本文方法与两种方法的一致性很好, 绝对值非常接近, 这从图 6 所示的参数矩阵图对比中也能得到进一步地反映, 3 种方法的翼载荷均是由失速速度约束决定的。对于功率载荷的评估, 本文与两种方法的结果虽然有一些偏差, 但是相对误差也都在 1.5% 以内, 这种差别主要来源于两方面: 一是性能约束条件选取的差别, 这从图 6 中能得到直观地反馈。图 6 中 CS23 代表欧洲航空安全局(European Aviation Safety Agency, EASA)制定的 23 部适航认证标准。本文与方法 A 和方法 B 在约束的选择上不尽相同, 特别是体现在决定功率载荷的约束条件上, 本文功率载荷是由起飞距离决定的, 方法 A 和方法 B 则是由 AEO 爬升率(rate of climb, RoC)决定的。二是性能约束方程选取的差别。方法 A 中功率载荷的确定值, 实际上距离起飞约束边界并不远, 其选择的约束方程参考自 Gudmundsson 的方法, 方法 B 是基于 Raymer 的相关推导, 本文则是参考 Roskam 的方法。这些方程组大同小异, 但是细微的差异也会导致最终约

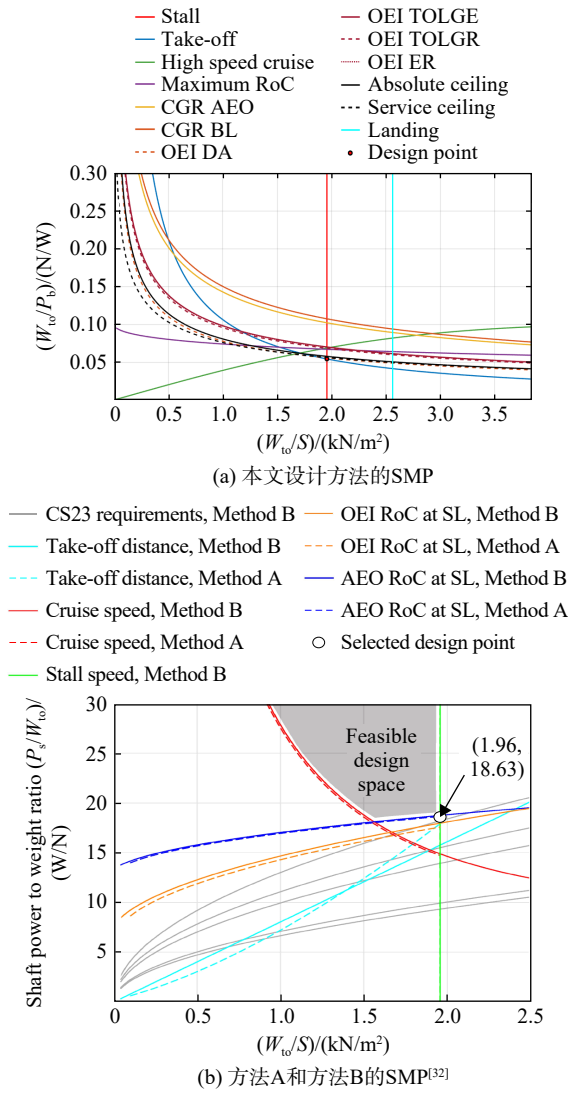


图 6 参数矩阵图对比

Fig. 6 Comparison of sizing matrix plot

束边界带来的局部偏差。

总体而言,各方法对于设计点的选取还是基本一致的,也初步验证了本文设计方法能够准确捕捉所需的翼载荷和功率载荷。

3.2 传统动力方案的设计对比

为了进一步验证本文方法的合理性,针对 Do 228NG 飞机 3 组航程/载荷总质量的任务搭配,开展了传统动力方案下的重构建模设计,并与参考文献 [32] 中两种方法的设计结果进行对比分析。

3 种设计方法得到的各项质量和翼面积对比如表 3 所示。从中可以看出,各项数值的相对误差都在 6% 以内,说明对于传统动力方案的设计,本文方法与方法 A 和方法 B 的一致性仍然较好。具体分析来看:

首先,对于起飞总质量的评估,即使对于不同的飞行任务安排,本文设计结果的相对误差也都在 1.5% 以内。而且,在短航程中与方法 A 的相对误差,以及在中长航程中与方法 B 的相对误差,都在 0.5% 以内。机体质量和翼面积的误差情况与此基本类似。

其次,燃油和发动机的质量评估则是相对误差较大的两项。主要原因是本文与两种方法使用的发动机效率模型不尽相同,方法 A 和方法 B 在研究中采用了固定的制动燃油消耗率,为 398 g/(kW·h),对应的发动机效率即为恒定的 0.211 2。但是,这两项绝对数值的差别较小,也说明了本文方法对整体任务的模拟评估与方法 A/B 较为相似。

表 3 传统动力方案的设计对比

Table 3 Comparison of conventional powertrain design

航程/km	载荷总质量/kg	对比项目	M_{w0}/kg	M_a/kg	M_g/kg	M_f/kg	S/m^2
396	1 960	方法 A	6 216	3 338	343	525	31.1
		方法 B	6 259	3 425	345	529	31.4
		本文方法	6 189	3 335	359	535	31.0
		误差 1/%	-0.43	-0.09	4.66	1.90	-0.32
		误差 2/%	-1.12	-2.63	4.06	1.13	-1.27
1 280	1 325	方法 A	6 364	3 468	352	1 219	31.9
		方法 B	6 446	3 527	356	1 238	32.3
		本文方法	6 451	3 489	373	1 264	32.3
		误差 1/%	1.37	0.61	5.97	3.69	1.25
		误差 2/%	0.08	-1.08	4.78	2.10	0
2 361	547	方法 A	7 083	3 861	391	2 285	35.5
		方法 B	7 182	3 929	396	2 310	36.0
		本文方法	7 161	3 900	393	2 321	36.2
		误差 1/%	1.10	1.01	0.51	1.58	1.97
		误差 2/%	-0.29	-0.74	-0.76	0.48	0.56

图 7 给出了本文方法对传统动力方案短航程的功率供需模拟。

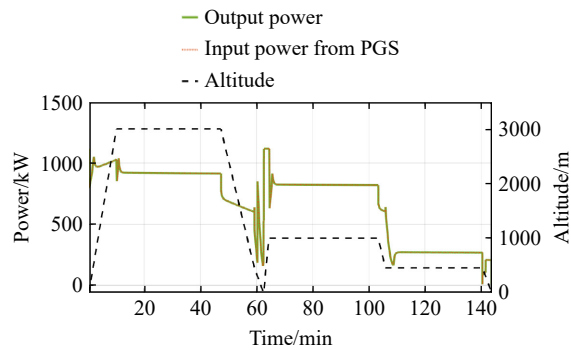


图 7 本文方法对传统动力方案短航程的功率供需模拟
Fig. 7 Power simulation of paper method for conventional powertrain design with short range

3.3 串联混电方案的设计对比

基于中短航程下的飞行任务,对 Do 228NG 飞机继续开展混电动力方案的改造设计,本文方法与方法 A 和方法 B 得到的结果对比如表 4 所示。

从表 4 中可以看出,除了电池质量和燃油质量的相对误差较大,其余各参数的结果都较为接近。其中,本文方法对于起飞总质量、机体质量和翼面积的评估与两种方法的一致性都比较好,对于电动机质量和 PGS 质量的评估与方法 A 更为接近。而电池和燃油这种能源部分的质量差别主要来源于两方面:

第一,在本算例中,本文方法采用了下文详述的第 1 种能源管理策略(主要为电池进行循环充放电工作),而参考文献中的两种方法并没有此类管理策略,也未展示详细的能源系统工作路径与电池充电路径。方法 A 和方法 B 对于 PGS 和电池系统的建模依赖于人为给定的额定功率划分,进而在整个任务段对输出功率进行积分得到所需的能耗,再结合功耗需求,计算得到电池和燃油质量。虽然这两种方法能简化整体动力系统的功率分配和质量评估,但使得两种动力系统在整个飞行任务当中工作模式较为单一,均处于独立的

表 4 串联混电方案的设计对比
Table 4 Comparison of serial HEP design

航程/km	载荷总质量/kg	对比项目	M_{to}/kg	M_a/kg	M_m/kg	M_p/kg	M_g/kg	M_f/kg	S/m^2
396	1960	方法 A	8 295	4 521	256	148	713	697	41.6
		方法 B	8 246	4 512	244	148	696	686	41.3
		本文方法	8 385	4 494	254	167	722	789	41.7
		误差 1/%	1.08	-0.60	-0.78	12.84	1.26	13.20	0.24
		误差 2/%	1.69	-0.40	4.10	12.84	3.74	15.01	0.97
		方法 A	12 518	6 821	387	519	1 076	2 389	62.7
1 280	1 325	方法 B	12 354	6 760	365	513	1 043	2 348	61.9
		本文方法	12 758	6 737	384	425	1 081	2 806	63.7
		误差 1/%	1.92	-1.23	-0.78	-18.11	0.46	17.46	1.59
		误差 2/%	3.27	-0.34	5.21	-17.15	3.64	19.51	2.91

第二,在长航程的任务中,本文对电池质量的评估比两种方法都要少近 20%。这是因为此时的电池质量主要是由所需存储的能量来决定的,但本文方法在本算例中对电池的使用为循环充放式,因此减少了实际所需的电池系统总质量,但是这部分所需能耗是由燃油发电供给电池充电的,也就导致此时的燃油总质量比较大。

总体而言,上述这些对比分析可以从不同方面有效验证本文设计方法的可行性和有效性。图 8 给出了本文方法对串联混电方案短航程的功率供需模拟。

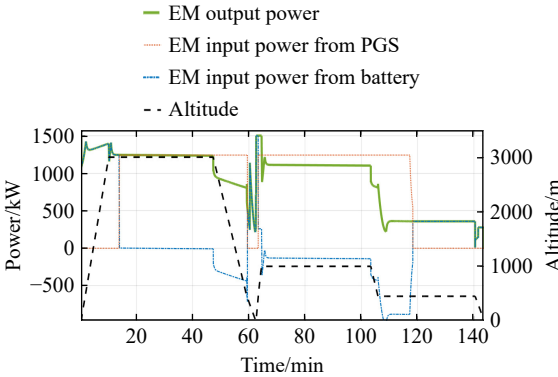


图 8 本文方法对串联混电方案短航程的功率供需模拟
Fig. 8 Power simulation of paper method for serial HEP design with short range

4 能源管理策略的研究

在前文的第 1.9 节和第 3.3 节中,已经对能源管理策略的必要性和应用进行了初步地讨论分析。本节将针对 4 种不同的能源管理策略开展进一步的研究,并基于一款国外现有的串联混电飞机进行设计,来探索总结其对初步阶段方案设计的具体影响。

4.1 能源管理策略

1) 能源管理策略一

对第 1 种能源管理策略的定义为:在飞机开始执行任务时,文中第 1.3 节中的动力输出路径二作为唯一的工作路径,即电池系统放电,直至达到文中第 1.5 节中所规定的 $C_{\min}$ 。此时,电池系统不再输出动力,PGS 系统被激活,执行动力输出路径一,并同时给电池进行充电,直至达到 $C_{\max}$ 。然后,PGS 系统停止工作,电池系统再次被激活放电,以此类推。由于在整个飞行任务中,电池进行循环充放电工作,因此将这种使用策略简称为 *Cyclic*。采用这种策略的主要原因有两方面:一是现阶段的电池技术有限,长航程任务可避免携带大质量的电池组(如表 4);二是在起降阶段基本可视为纯电动飞机的工作式,有效实现机场周围和低飞行高度的减排降噪。

2) 能源管理策略二

Cyclic 策略比较明显的一个优势就是起降阶段基于纯电动飞行带来的减排降噪收益。因此,能源管理策略二也保留相关的飞行设定,并增加一个转换高度(transition altitude, TA)的概念,确保飞机在此高度以下飞行时,仅使用电池系统放电来维持全机正常工作。此时,对策略二的详细定义为:飞机从开始执行任务,直至爬升到转换

高度,仅电池系统被激活放电进行工作。随后,开启 PGS 系统并持续工作,直到飞机下降至转换高度,这一过程中,如果电机需求功率大于 PGS 系统输出功率,则电池系统同时放电输出动力;反之,则由 PGS 系统对电池进行充电,直至 $C_{\max}$,并一直维稳在此电量附近。最后,在转换高度以下的下降过程,仅由电池系统放电并单独工作。由于在转换高度以上,电池基本处于稳定的 $C_{\max}$ 状态,因此将策略二简称为 *Steady*。这种策略的优势主要为:起降阶段的纯电动飞行和电池系统较少地切换工作状态。

3) 能源管理策略三

考虑到策略二中,直至飞机下降到转换高度,才再次由电池系统完全输出动力,这不仅会导致电池在飞行结束时剩余较多的电量,也会使得前一阶段的燃油消耗增加。因此,策略三就是在策略二基础上进行的局部优化:提前结束 PGS 系统的工作,确保电池电量在飞行结束时达到 $C_{\min}$ 。下文将简称这种管理策略为 *Smart*。

4) 能源管理策略四

上述 3 种管理策略,共同的一个优势点为:可实现起降阶段基于纯电动飞行的减排降噪。但是,这并未充分发挥引言部分所述的一项混电飞机优势:在飞机初始阶段同时使用两种动力输出以满足所需的最大功率,来优化动力系统的总质量。因此,策略四在策略三的基础上进行了相关调整:飞机从一开始执行任务,就激活 PGS 系统和电池系统共同进行动力输出。下文将简称这种管理策略为 *Light*。

综上,上述 4 种能源管理策略的工作特点和优劣势对比如表 5 所示。

表 5 不同能源管理策略的对比
Table 5 Comparison of different EMS

能源管理策略	工作特点	主要优势	不足
<i>Cyclic</i>	电池循环充放电工作		
<i>Steady</i>	转换高度以下纯电动飞行	起降阶段减排降噪	起降阶段仅由电池系统进行动力输出,动力系统总质量较大
<i>Smart</i>	飞行结束电池容量消耗至 $C_{\min}$		
<i>Light</i>	飞行开始两种动力系统共同工作,飞行结束电池容量消耗至 $C_{\min}$	优化动力系统总质量	起降阶段排放噪声污染仍存在

4.2 Panthera Hybrid 四座串联混电飞机

Panthera Hybrid 是斯洛文尼亚飞机制造商 Pipistrel 基于欧盟资助的项目 MAHEPA(modular

approach to hybrid electric propulsion architecture), 设计开发的一款四座混电载人飞机,于 2021 年 10 月完成第 1 阶段的所有试飞活动,并计划在

2023 年完成 EASA 的 CS23 适航认证。整机采用流线型机身、中等展弦比下单翼、T 形尾翼和前 3 点收放式起落架的布局形式,由单发螺旋桨驱动。Panthera Hybrid 的一些关键设计参数如表 6 所示^[34-35]。

基于 Panthera Hybrid 构型,4 种不同能源管理策略下的设计结果对比如表 7、图 9 和图 10 所示。其中,表 7 给出了各项质量和翼面积的数据对比,图 9 为电池电量(battery level)、油箱燃油量(tank level)、PGS 系统的功率输出控制(PGS throttle)和飞行高度(altitude)随时间的变化过程,图 10 为两种动力系统的输出功率和电机的输出功率随任务进程的需求变化。

从这些设计结果和对比可以分析得到以下结论:

首先,Cyclic、Steady 和 Smart 策略下的飞机总质量非常相近,除了燃油质量外的其他各项分系统质量相同,说明这 3 种策略带来的直接差别即为燃油消耗量。这从图 9 和图 10 的对比中也能得到反馈:①3 种策略下,起飞阶段都仅由电池系统耗能输出,且最大的功率需求也出现在这一

时段,这决定了三者对于电池和电动机的需求一致,因此这两部分的所需质量一样;②从图 10 可以看出 3 种策略下对 PGS 系统的最大输出功率需求也一致,因此该部分的质量也一样;③燃油消耗量的不同与管理策略的应用密不可分,对于 Steady 和 Smart 策略的区别,从文中第 4.1 节的介绍也可看出,Smart 策略相较于 Steady 策略,优化了最后的电池残余电量,提前终止了 PGS 系统的工作,也就能节省一部分燃油消耗量;而 Cyclic 策略的燃油消耗量取决于给电池系统充电的总时长,以及由于电池循环放电引起的 PGS 间歇终止工作而带来的燃油节省。

其次,Light 策略对应了最小的飞机起飞总质量,这与文中第 4.1 节介绍的优势和出发点相一致。由于起飞阶段的需求功率由两种动力系统同时承担,如图 10 (d)所示,此时两个系统的设计质量均可有效减小,特别是电池系统不用在一开始承担所需的最大功率,因此其质量有了大幅度降低。而执行任务所需的整体燃油消耗则与 Smart 相差不大。至于电机质量和机体质量,则都得益于动力系统总质量的减小,其中前者是由于飞行

表 6 Panthera Hybrid 的任务和性能要求

Table 6 Mission and performance requirements of Panthera Hybrid

参数	数值	参数	数值
展弦比	10.5	爬升率/(m/s)	5.8
螺旋桨数量	1	航程/km	650
机组和有效载荷总质量/kg	350	电机功率密度/(W/kg)	6 450
起飞距离/m	530	电池功率密度/(W/kg)	1 550
着陆距离/m	570	电池能量密度/(W·h/kg)	250
巡航高度/m	2 450	发动机功质比/(W/kg)	879
盘旋高度/m	450	盘旋时间/min	15
转换高度/m	270	安全余油系数	0.05
绝对升限/m	8 000	燃油能量密度/(MJ/kg)	42.8
实用升限/m	7 600	PMAD 效率	1
巡航速度/(km/h)	270	电机效率	0.9
失速速度/(km/h)	110	螺旋桨效率	0.85

表 7 4 种能源管理策略下的串联混电设计对比

Table 7 Comparison of serial HEP design with four EMS

能源管理策略	M_{w0}/kg	M_a/kg	M_m/kg	M_b/kg	M_g/kg	M_f/kg	S/m^2
Cyclic	1 483	725	31	145	150	81	12.6
Steady	1 489	725	31	145	150	87	12.6
Smart	1 479	725	31	145	150	76	12.6
Light	1 276	654	27	44	130	72	10.9

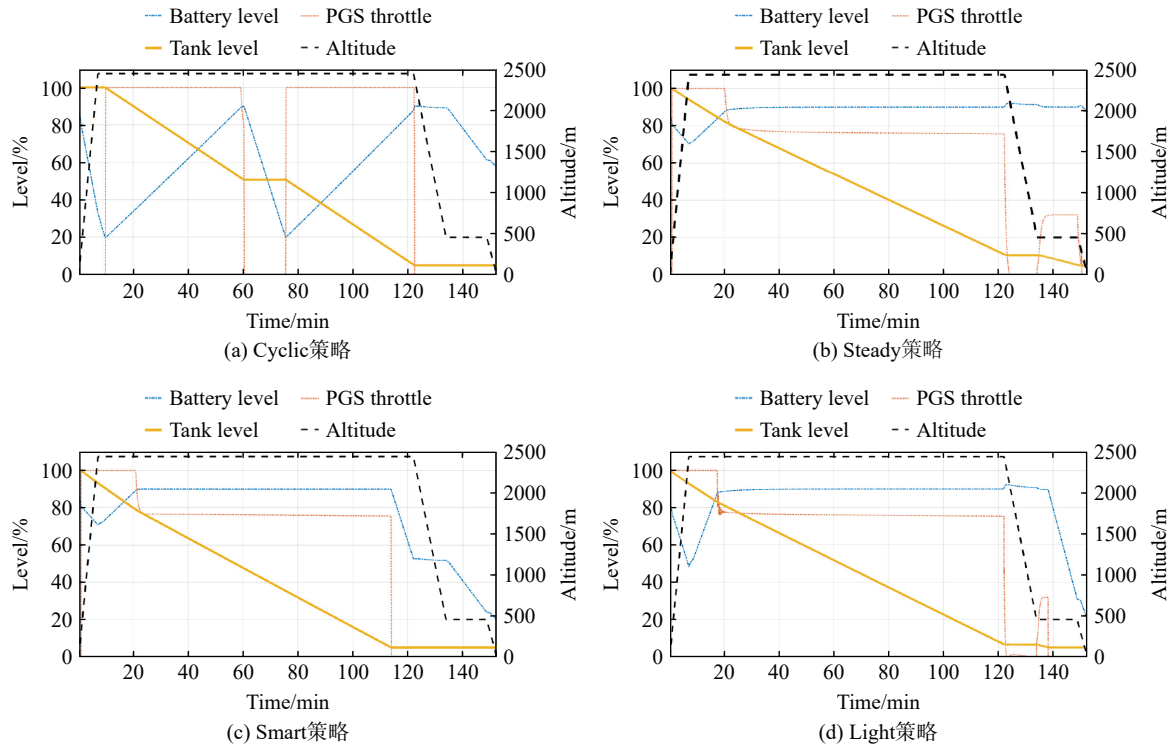


图 9 4 种能源管理策略下的电池电量、燃油总量、PGS 系统功率输出控制和飞行高度随时间的变化过程

Fig. 9 Variation of battery level, tank level, PGS throttle and altitude with time under four EMS

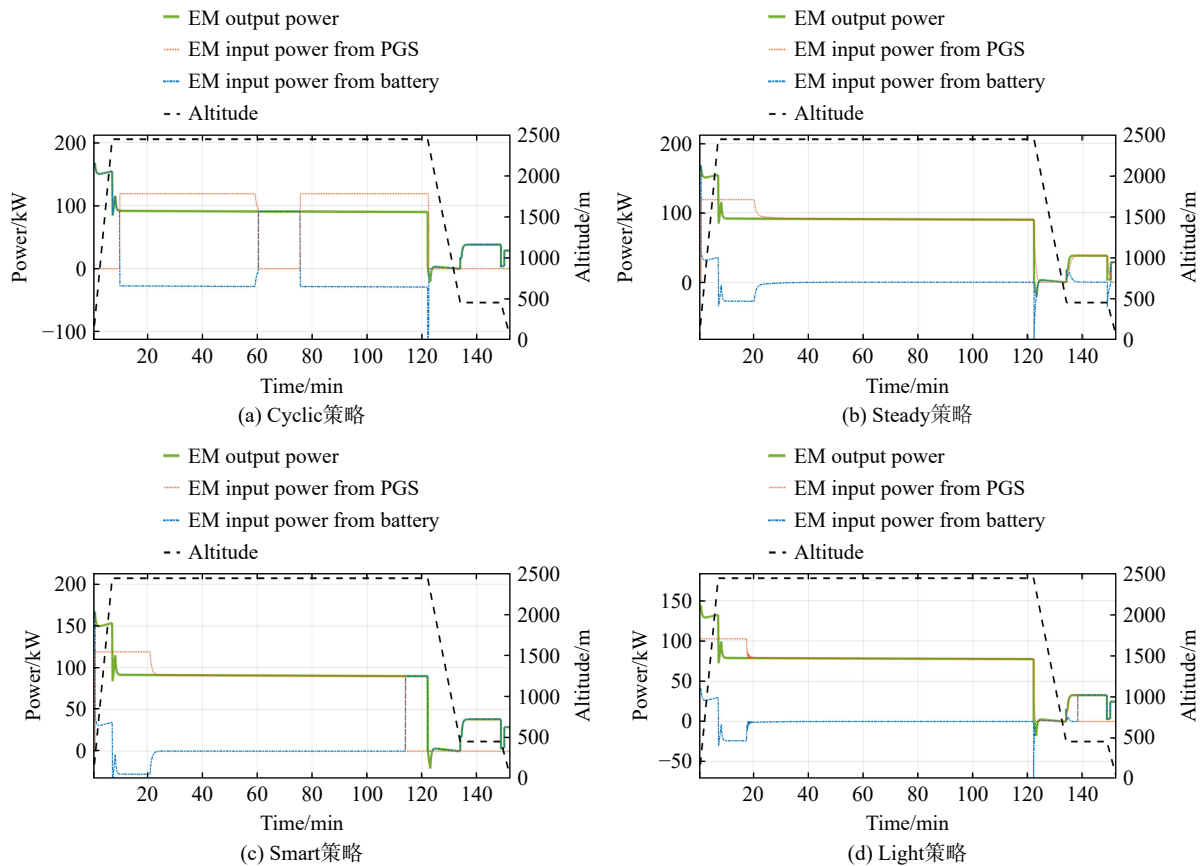


图 10 4 种能源管理策略下的两种动力系统输出功率和电机输出功率随时间的变化过程

Fig. 10 Variation of PGS power, battery power and motor power with time under four EMS

总质量减小带来的功耗需求降低, 这从图 10 的电机输出功率对比也能看出来。

总体来说, 无论是 Cyclic、Steady 和 Smart 策略下燃油消耗的差别, 还是它们与 Light 策略在起飞总质量以及各项总质量较明显的差别, 这都取决于使用者对于管理策略的实际选取应用, 而各自对应的工作特点和优劣势也已在表 5 中进行了归纳总结。

5 结 论

1) 针对串联混电飞机, 本文所提出的方案设计方法可有效评估全机起飞总质量和各组成部分的单项质量, 合理规划混电系统的工作路径, 兼顾能源管理策略的实际应用, 并得到翼载荷、功率载荷和翼面积/展长等总体设计参数, 以及分析各任务阶段的飞行性能和能源消耗情况。

2) 将本文设计方法与亚琛应用技术大学和代尔夫特理工大学各自开发的两种混电飞机设计方法进行了横向对比研究, 从不同方面反映了本文方法的可行性和有效性, 也初步验证了本文的方案设计方法能够针对 19 座级串联混电飞机进行探索研究, 并为这一座级串联飞机的设计分析提供有力的支撑。

3) Cyclic、Steady 和 Smart 能源管理策略下的飞机设计总质量较为相近, 差别来源主要是燃油消耗量, 三者的主要优势是可实现飞机起降阶段基于全电飞行的减排降噪。Light 策略下的飞机起飞总质量最小, 收益来源主要是起飞阶段的最大需求功率由燃油和电池动力系统同时承担, 直接优化了动力系统的总质量。整体来说, 不同管理策略的实际应用取决于使用者对于其各自工作特点和优劣势的综合权衡考量, 如起降阶段的噪声和排放指标、全机总质量的约束和不同动力系统的安排布置等。

4) 本文主要讨论了含有传统燃油动力系统串联混电飞机的设计研究, 阐述了这种动力系统下需要考虑的减排降噪问题。从这一角度考虑, 也为后续研究的展开提供了一个不错的切入点, 未来可进一步研究能够兼顾其他能源形式的混合电推进系统, 如氢燃料电池, 及探索分布式动力系统的融合应用。

参考文献:

[1] 中华人民共和国国务院. 关于完整准确全面贯彻新发展理念

念做好碳达峰碳中和工作的意见[EB/OL]. [2022-11-15]. http://www.gov.cn/zhengce/2021-10/24/content_5644613.htm.

- [2] 中华人民共和国国家发展和改革委员会. 中华人民共和国国民经济和社会发展第十四个五年规划和2035年远景目标纲要[EB/OL]. [2022-11-15]. http://www.gov.cn/xinwen/2021-03/13/content_5592681.htm.
- [3] IGONZÁLEZ R K. Report of the executive committee on agenda item 17[C]//International Civil Aviation Organization 37th Assembly Working Papers. Montreal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2010: 1-17.
- [4] RIBEIRO J, AFONSO F, RIBEIRO I, et al. Environmental assessment of hybrid-electric propulsion in conceptual aircraft design[J]. *Journal of Cleaner Production*, 2020, 247: 1-13.
- [5] 黄俊, 杨风田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. *航空学报*, 2016, 37(1): 57-68.
HUANG Jun, YANG Fengtian. Development and challenges of electric aircraft with new energies[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(1): 57-68. (in Chinese)
- [6] 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): 36-40.
QIAN Yuping, ZHANG Yangjun. Analysis of thermal management in aviation hybrid electric propulsion system[J]. *Aerospace Power*, 2019(6): 36-40. (in Chinese)
- [7] 康桂文, 胡雨. 超轻型电动飞机动力系统的参数匹配[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(12): 2641-2647.
KANG Guiwen, HU Yu. Parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(12): 2641-2647. (in Chinese)
- [8] PORNET C, ISIKVEREN A F. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 79(4): 114-135.
- [9] XIE Y, SAVVARISAL A, TSOURDOS A, et al. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(4): 432-450.
- [10] RENDÓN R A, SÁNCHEZ R C D, GALLO M J, et al. Aircraft hybrid-electric propulsion: development trends, challenges and opportunities[J]. *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, 2021, 32(5): 1244-1268.
- [11] 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.
LI Long, WANG Peng. Development of key technologies for hybrid electric propulsion system[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2021, 34(3): 49-53. (in Chinese)
- [12] VOSKUIJL M, VAN BOGAERT J, RAO A G. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft[J]. *CEAS Aeronaut Journal*, 2018, 9: 15-25.
- [13] LIU Y, WANG H, ZHANG J, et al. Retrofit and new design of regional aircraft with hybrid electric propulsion[R]. Virtual: AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum, 2021.
- [14] BOGGERO L, FIORITI M, CORPINO S. Development of a new conceptual design methodology for parallel hybrid aircraft[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(3): 1047-1058.
- [15] HARMON F G, FRANK A A, CHATTOT J J. Conceptual design and simulation of a small hybrid-electric unmanned aerial vehicle [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(5): 1490-1498.
- [16] HUNG J Y, GONZALEZ L F. On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2012, 51(1): 1-17.

- [17] 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.
CHEN Gang, JIA Yuhong, MA Dongli, et al. Optimal design of series-hybrid electric system for unmanned convertiplane[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(4): 742-753. (in Chinese)
- [18] 李正浩. 通用飞机油电混合动力系统优化与仿真[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2016.
LI Zhenghao. Optimization and simulation of general aircraft hybrid-electric system[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2016. (in Chinese)
- [19] SAVVARIS A, XIE Y, WANG L, et al. Control and optimisation of hybrid electric propulsion system for light aircraft[J]. *The Journal of Engineering*, 2018, 2018(13): 478-483.
- [20] SALTER R, FALCONE J, BONET J. Parallel hybrid electric propulsion demonstrator concept[R]. Virtual: AIAA Scitech 2021 Forum, 2021.
- [21] FINGER D F, BRAUN C, BIL C. Comparative assessment of parallel-hybrid-electric propulsion systems for four different aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(5): 843-852.
- [22] WALL T J, MEYER R T. Hybrid electric aircraft switched model optimal control[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2020, 36(4): 488-497.
- [23] PAUR J. Siemens builds the Chevrolet volt of airplanes[EB/OL]. [2022-11-15]. <https://www.wired.com/2011/06/electric-airplane-uses-hybrid-power-similar-to-chevy-volt/>.
- [24] SIGLER D. Pipistrel leads MAHEPA: european hybrid research [EB/OL]. [2022-11-15]. <http://sustainableskies.org/pipistrel-leads-mahepa-european-hybrid-research/>.
- [25] 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.
LI Ye. Design and performance analysis of general aircraft hybrid electric propulsion system[D]. Beijing: Tsinghua University, 2019. (in Chinese)
- [26] DE VRIES R, BROWN M, VOS R. Preliminary sizing method for hybrid-electric distributed-propulsion aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(6): 2172-2188.
- [27] FINGER D F, BIL C, BRAUN C. Initial sizing methodology for hybrid-electric general aviation aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(2): 245-255.
- [28] 宗建安, 朱炳杰, 侯中喜, 等. 固定翼垂直起降混电飞行器推进系统设计[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 225395.1-225395.12.
ZONG Jianan, ZHU Bingjie, HOU Zhongxi, et al. A design method of hybrid-electric fixed-wing VTOL aircraft propulsion system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(5): 225395.1-225395.12. (in Chinese)
- [29] RAYMER D P. Aircraft design: a conceptual approach[M]. 6th edition. Reston, US: AIAA Education Series, 2018.
- [30] ROSKAM J. Airplane design: Part I-VII[M]. 2nd edition. Lawrence, US: Design, Analysis and Research Corporation, 2003.
- [31] KHAN Y M, ROLANDO A, SALUCCI F, et al. Hybrid-electric and hydrogen powertrain modelling for airplane performance analysis and sizing[J]. *Materials Science and Engineering*, 2022, 1226: 012071.1-012071.8.
- [32] FINGER D F, DE VRIES R, VOS R, et al. Cross-validation of hybrid-electric aircraft sizing methods[J]. *Journal of Aircraft*, 2022, 59(3): 742-760.
- [33] 李立, 白俊强, 刘超宇. 一种电动飞机概念方案的参数设计方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2749-2761.
LI Li, BAI Junqiang, LIU Chaoyu. A sizing method of all-electric aircraft for conceptual design[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(12): 2749-2761. (in Chinese)
- [34] SWANNET K. Optimal control and energy management for hybrid aircraft[D]. Delft, Nederland: Delft University of Technology, 2022.
- [35] PIPISTREL. Panthera hybrid technical data[EB/OL]. [2022-11-15]. <https://www.pipistrel-aircraft.com/aircraft/cruising/panthera/#tab-id-3>.

(编辑: 秦理曼)