

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.06.005

小型混合动力飞机爬升性能优化研究

褚双磊, 杨婧, 魏志强

(中国民航大学空中交通管理学院, 天津 300300)

摘要:为了分析混合动力比和电动机数量对小型混合动力飞机爬升性能的影响,以及爬升阶段不同性能参数的选择。根据小型混合动力飞机气动模型和串联结构系统模型,以混合动力比、爬升速度、爬升角、电动机数量和起飞质量作为优化变量,以爬升油量和额外有效载荷作为目标函数,建立混合动力飞机爬升性能优化模型。分别采用多目标粒子群算法和非支配排序遗传算法对某型混合动力飞机进行优化求解和对比分析,并将两种算法的优化结果与国外研究结果进行对比,证明了优化结果的有效性。优化结果表明:两种优化算法对减少飞机爬升油量和增加额外有效载荷均有良好的优化效果。要实现爬升油量最小和额外有效载荷最大的目标需满足:混合动力比为 0.99, 爬升速度为 51 m/s, 爬升角为 7°, 起飞质量在 1 830 kg 至 2 200 kg 之间。

关键词:混合动力飞机;爬升性能;混合动力比;电动机数量;多目标粒子群算法;非支配排序遗传算法

中图分类号:V212.13 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2025)06-1072-13

Research on Climb Performance Optimization of Small Hybrid-Electric Aircraft

CHU Shuanglei, YANG Jing, WEI Zhiqiang

(College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to analyze the influence of degree of hybridization and the number of electric motors on the climb performance of small hybrid-electric aircraft and the selection of different performance parameters in the climb stage, according to the aerodynamic model of the hybrid-electric aircraft and the system model of tandem structure, the optimization variables of the degree of hybridization, the climb speed, the angle of climb, the number of electric motors and the take-off mass are taken as the optimization variables, and the amount of fuel for the climb and the extra payload are taken as the objective functions, to establish the hybrid-electric aircraft climb performance optimization model. Multi-objective particle swarm algorithm and non-dominated sorting genetic algorithm are respectively used to optimize the solution and comparative analysis of a certain type of hybrid-electric aircraft, and the optimization results of the two algorithms are compared with the results of the foreign research, which proves the effectiveness of the optimization results. The optimization results show that the two optimization algorithms have good optimization effect on reducing the amount of climb fuel and increasing the extra payload of the aircraft. To minimize climb fuel consumption and maximize extra payload, the degree of hybridization is 0.99, the climb speed is 51 m/s, the climb angle is 7°, and the take-off mass is between 1 830 kg and 2 200 kg.

Key words: hybrid-electric aircraft; climb performance; degree of hybridization; number of electric motors; multi-objective particle swarm algorithm; non-dominated sorting genetic algorithm

基金项目:科技部重点研发计划(2024YFB4303900)。

收稿日期:2025-03-07;修订日期:2025-07-31

通信作者:褚双磊,男,副教授,硕士生导师,E-mail:schu@cauc.edu.cn。

引用格式:褚双磊,杨婧,魏志强. 小型混合动力飞机爬升性能优化研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(6): 1072-1084. CHU Shuanglei, YANG Jing, WEI Zhiqiang. Research on climb performance optimization of small hybrid-electric aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(6):1072-1084.

传统燃油发动机已经不能适应日趋严峻的环境挑战,混合动力飞机是一种集成传统燃油发动机和电动机两种动力装置的飞行器,其目标为提高燃油效率,降低碳排放。混合动力飞机综合了燃油发动机和电动机的优点,可以根据飞行需要自由切换燃油和电力模式,极大地提高了燃油效率,降低了燃油消耗量。

相比于纯燃油驱动的爬升,混合动力飞机的爬升阶段有了电动机的配合,使混合动力飞机的动力源有更大的可用功率来提高飞机的爬升率,降低爬升至巡航高度层的时间,同时爬升油量较少,提高了爬升性能。因此有必要对混合动力飞机的爬升油量和有效业载进行优化,分析得出影响混合动力飞机爬升性能的因素。

国外学者对混合动力飞机性能研究和性能优化做了大量研究工作。2022年,文献[1]以19座并联混合动力飞机为研究对象,以全航段燃油消耗最小为优化目标,以携带电池数量、起飞重量、电池剩余电量为控制变量,对飞行过程中充电和不充电两种情况进行了模拟和优化。2023年,文献[2]以ATR42的并联混合动力飞机为研究对象,研究了有效载荷不变时,燃油重量、电池重量与航程的关系。2023年,文献[3]以使用并联混合动力系统的ATR42为研究对象,以最小化燃油消耗和最大化有效载荷为优化目标,以混合动力比、各飞行阶段的功率分配为控制变量,在不同航程、电池能量密度的情况下,通过局部梯度优化算法进行了优化。2023年,文献[4]以分别改装了串联和并联混合动力的BAe 146为研究对象,以最小化燃油消耗为优化目标,以发动机功率、电池功率和飞机质量为控制变量,在固定飞行轨迹的情况下,对混合动力机型的能量管理进行了优化。

国内学者对混合动力飞机飞行性能优化也进行了许多尝试和探索。2015年,文献[5]在DA20的基础上改装设计了一个混合动力系统,并通过MATLAB软件模拟该混合动力飞机的爬升性能,计算了混合动力飞机和原型机在不同海拔高度下的爬升率。2021年,文献[6]针对垂直起降固定翼无人机的功率需求特点,提出了一种串联

混电系统优化设计方法,给出了在爬升等工况约束下的电池质量解算方程。2022年,文献[7]以固旋翼垂直起降混电飞行器为研究对象,以功重比和机翼负载为控制变量,以起飞重量最小和燃油消耗最低为设计目标,在不同的混合度下进行优化计算,结果表明提高混合度可以减少燃油消耗,但会增加起飞重量导致制造成本增加。2023年,文献[8]提出了一种可以对串联混电飞机进行质量评估的方法,并以四座串联混电飞机Panthera为基础,对比分析了4种不同能量管理策略下的起飞总质量和燃油消耗。2024年,文献[9]以“DA40机型”为基础改装了一套并联式油电混合动力系统,对混合动力飞机的爬升性能进行仿真模拟分析。混合动力飞机爬升率和爬升燃油消耗均优于原机型,且随着起飞机场海拔的升高,混合动力飞机优势更加明显。2024年,文献[10]以DA40为基础,对比分析了传统燃油机和混合动力机在不同机场高度和温度下的爬升率。

以上学者的研究都没有对混合动力飞机的爬升性能进行优化,并未考虑混合动力比和电动机数量对爬升性能的影响。针对上述问题,以小型混合动力飞机为例,首先根据空气动力学模型、爬升时间模型、爬升油量模型以及混合动力飞机质量模型来构建混合动力飞机爬升性能优化模型,然后考虑混合动力飞机的混合动力比、爬升速度、爬升角、电动机数量和起飞质量约束条件,以爬升油量和额外有效载荷作为目标函数,分别利用多目标粒子群算法(Multi-objective particle swarm optimization, MOPSO)和非支配排序遗传算法(Non-dominated sorting genetic algorithm, NSGA-II)进行优化求解,并将结果进行对比分析。

1 爬升性能模型

1.1 串联结构

本文以某款小型通用飞机为原型机,采取分布式推进和混合动力串联结构相结合,串联结构示意图如图1所示。发动机与螺旋桨没有直接的机械联系,因此机械结构简单。电能管理组件将发动机和电池组的电能结合在一起,最终为电动机提供动力。

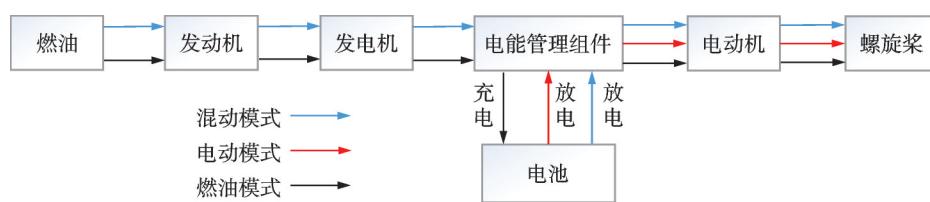


图1 串联结构示意图

Fig.1 Illustrative diagram of series architecture

由图 1 可知,混合动力飞机的工作模式分为混动模式、电动模式和燃油模式。混动模式适用于起飞爬升阶段,电动模式适用于下降着陆阶段。而巡航阶段分为燃油模式和混动模式,巡航阶段的初期,使用燃油模式,由发动机给螺旋桨提供动力,并给电池组充电。达到电池组的最低容量后,巡航阶段的后期使用混动模式,由发动机和电池组同时提供动力。

与传统飞机不同,混合动力飞机的推进系统由传统发动机和电池组组合而成,机翼上安装有 n 个额定功率相同的电动机,混合动力飞机示意图如图 2 所示。

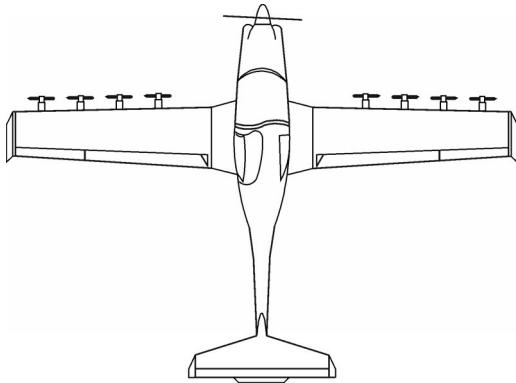


图 2 混合动力飞机

Fig.2 Hybrid-electric aircraft

1.2 空气动力学模型

螺旋桨飞机在任何飞行阶段都需要一定的功率才能以一定的速度飞行,这与作用在飞机上的阻力直接相关。活塞螺旋桨混合动力飞机的爬升性能与传统螺旋桨飞机的爬升性能模型相同,因此所需功率和阻力分别表示为

$$P_r = D \times V = \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \right) V \quad (1)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_L} \quad (2)$$

式中: P_r 为混合动力飞机所需功率; D 为阻力; V 为爬升速度; ρ 为爬升高度处的空气密度; S 为机翼参考面积; C_D 为阻力系数; C_{D_0} 为剖面阻力系数; C_{D_L} 为诱导阻力系数,可表示为

$$C_{D_L} = k (C_L)^2 \quad (3)$$

式中 C_L 为升力系数。诱导阻力因子 k 可表示为

$$k = \frac{1}{\pi e AR} \quad (4)$$

式中: e 为奥斯瓦尔德效率系数, AR 为混合动力飞机机翼展弦比。

对于直线水平飞行,升力等于飞机重力。结合式(1~4),得出混合动力飞机所需功率可表示为

$$P_r = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{2 W^2 k}{\rho V S} \quad (5)$$

式中 W 为飞机重量。

1.3 爬升时间模型

1.3.1 爬升率计算

如图 3 所示,飞机以恒定角度 θ 爬升时,速度的垂直分量被认为是爬升率 ROC。图 3 中: L 为升力; θ 为爬升角; T 为推力。

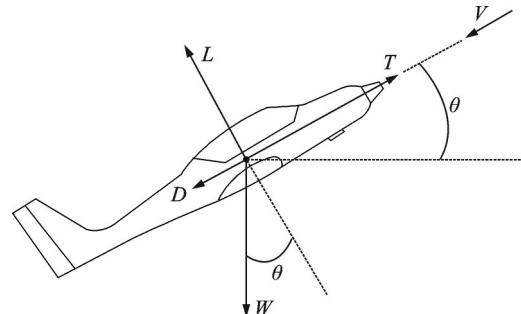


图 3 飞机爬升示意图

Fig.3 Schematic diagram of aircraft climb

因此爬升率可表示为

$$ROC = V \sin \theta \quad (6)$$

通过求解恒定爬升时的力平衡,可以得出

$$T - D - W \sin \theta = 0 \quad (7)$$

$$L - W \cos \theta = 0 \quad (8)$$

因此爬升阶段所需功率的表达式可表示为

$$P_{r, \text{climb}} = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{2k(W \cos \theta)^2}{\rho V S} \quad (9)$$

1.3.2 爬升时间计算

在爬升阶段,爬升时间是假设飞机等速爬升到爬升高度的所需时间。因此爬升时间可以表示为

$$\Delta t_{\text{climb}} = \frac{h}{V \sin \theta} \quad (10)$$

式中 h 为爬升高度,单位为 m。

1.4 混合动力比

混合动力飞机的混合动力比是一个关键的参数,混合动力比表示飞机所需的功率中来自电力系统的百分比^[11]。文献中最常用的是功率的混合比 φ ^[12],可表示为

$$\varphi = \frac{P_e}{P_t} \quad (11)$$

式中: P_e 为电力系统的功率, P_t 为飞机所需的总功率。

混合动力飞机的动力来源可分为两部分:电池组提供的动力和发动机提供的动力。就功率而言,它们与混合动力的程度有关,因此混合动力飞机所需功率还可表示为

$$P_r = \eta_h P_{\text{em}} = \eta_h (P_b + P_i) = \eta_h \varphi P_r + \eta_h (1 - \varphi) P_r \quad (12)$$

式中: η_h 为螺旋桨效率; P_{em} 为电动机提供的总功率; P_b 为电池组提供的功率; P_i 为发动机提供的功率。

1.5 质量模型

混合动力飞机的起飞质量与传统飞机不同,增加了电池组、电动机的质量,因此混合动力飞机的起飞质量可表示为

$$m_{\text{to}} = m_E + m_p + m_{\text{em}} + m_b + m_i + m_f + m_{\Delta p} \quad (13)$$

式中: m_E 为飞机空机质量; m_p 为业载质量; m_{em} 为机翼上电动机质量; m_b 为电池组质量; m_i 为发动机质量; m_f 为燃油质量; $m_{\Delta p}$ 为额外有效载荷质量。

1.5.1 空机质量

空机质量模型基于李成功等^[13]提出的一种统计回归方法计算,因此空机质量和起飞质量的关系可表示为

$$\lg m_{\text{to}} = A + B \lg m_E \quad (14)$$

式中A、B值分别取0.083 3和1.038 3。

1.5.2 业载质量

业载质量 m_p 直接由机组人数 N_c 和乘客人数 N_p 得出。考虑到每名机组人员的平均质量为78 kg,每名乘客(包括行李)的平均质量为102 kg,因此业载质量可表示为

$$m_p = 78N_c + 102N_p \quad (15)$$

1.5.3 电池组质量

根据 $P_b = \varphi P_r$ 的关系,可得到电池组所需的功率。在爬升阶段,爬升时间相当于飞机以一定的速度到达一定的爬升高度所需的时间。因此电池组质量可表示为

$$m_b = \frac{\varphi P_r \Delta t_{\text{climb}}}{S_b} \quad (16)$$

式中 S_b 为电池的比能量,单位为Wh/kg。

1.5.4 电动机质量

关于电动机质量模型,基于文献[14]提供的电动机数据,本文对提供的电动机功率和质量数据分别进行线性拟合、幂数拟合和指数拟合,结果如图4所示。

决定系数 R^2 是衡量拟合优度的一个重要指标,反映了模型对数据的拟合程度, $0 < R^2 < 1$,越接近1拟合程度越高。

线性拟合结果为

$$Y = 0.223 5X - 0.022 0$$

幂数拟合结果为

$$Y = 0.130 9X^{1.089 8}$$

指数拟合结果为

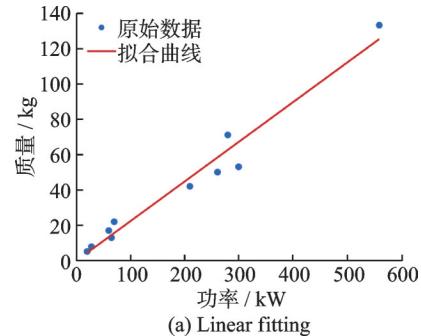
$$Y = 17.478 6e^{0.003 7X} + 1.343 6 \times 10^{-10}$$

3种拟合方式的 R^2 分别为0.965、0.968、0.930。

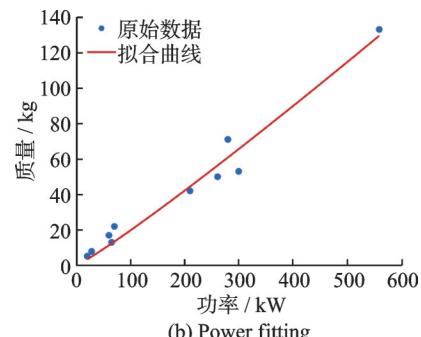
由式(12)可得到电动机的总功率可表示为

$$P_{\text{em}} = \frac{P_r}{\eta_h} \quad (17)$$

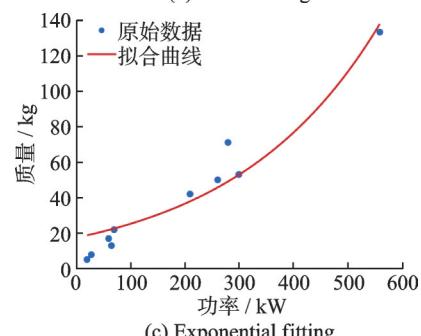
因此每个机翼上n个电动机功率模型可表示为



(a) Linear fitting



(b) Power fitting



(c) Exponential fitting

图4 电动机功率和质量的拟合

Fig.4 Fitting of electric motor power and mass

$$P_{i,\text{em}} = \frac{P_{\text{em}}}{2n} \quad (18)$$

由于幂函数 R^2 最大,选择幂数函数进行拟合,因此每个机翼上n个电动机质量模型可表示为

$$m_{i,\text{em}} = 0.130 9P_{i,\text{em}}^{1.089 8} \quad (19)$$

因此,通过每个机翼上n个电动机质量模型得出电动机的总质量模型,可表示为

$$m_{\text{em}} = 2n \times m_{i,\text{em}} \quad (20)$$

1.5.5 发动机质量

关于发动机质量模型,基于文献[14]提供的发动机数据,本文对提供的发动机功率和质量数据分别进行线性拟合、幂数拟合和指数拟合,结果如图5所示。

线性拟合结果为

$$Y = 0.134 6X + 51.820 4$$

幂数拟合结果为

$$Y = 5.040 2X^{0.508 7}$$

指数拟合结果为

$$Y = 30.008 1e^{0.003 0X} + 3.037 1 \times 10^{-5}$$

3种拟合方式结果的 R^2 分别为0.382、0.402、

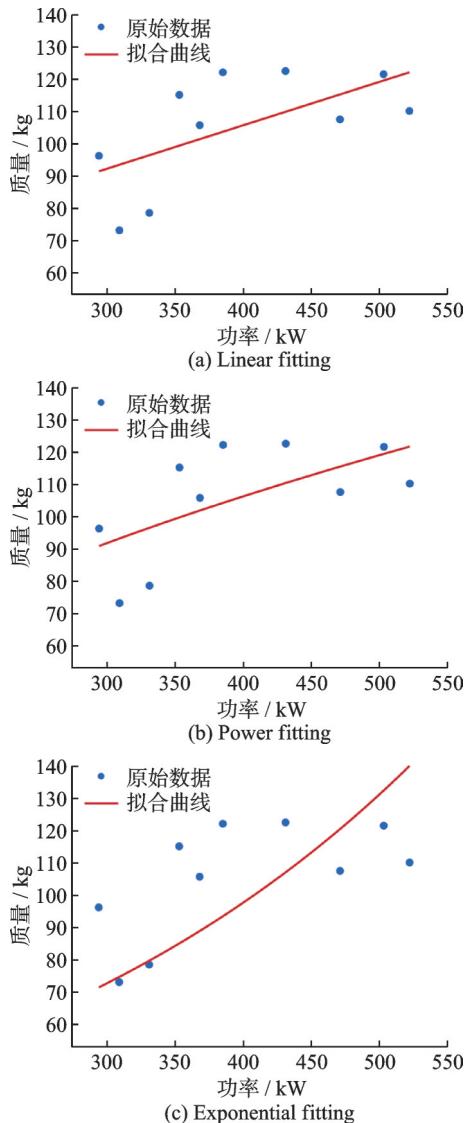


图 5 发动机功率和质量的拟合

Fig.5 Fitting of engine power and mass

-0.443。

选择幂数进行拟合,因此发动机质量模型可表示为

$$m_i = 5.0402 P_i^{0.5087} \quad (21)$$

1.6 爬升油量模型

燃油消耗量与发动机的类型和运行时间直接相关。根据发动机质量和燃油流量数据分别进行线性拟合、幂数拟合和指数拟合,结果如图 6 所示。

线性拟合结果为

$$Y = 1.7215X - 41.5680$$

幂函数拟合结果为

$$Y = 0.2042 X^{1.4001}$$

指数拟合结果为

$$Y = 3.6699 e^{0.0280X} + 62.4712$$

3 种拟合方式结果的 R^2 分别为 0.591、0.600、0.627。

选择指数进行拟合,因此燃油流量模型可表

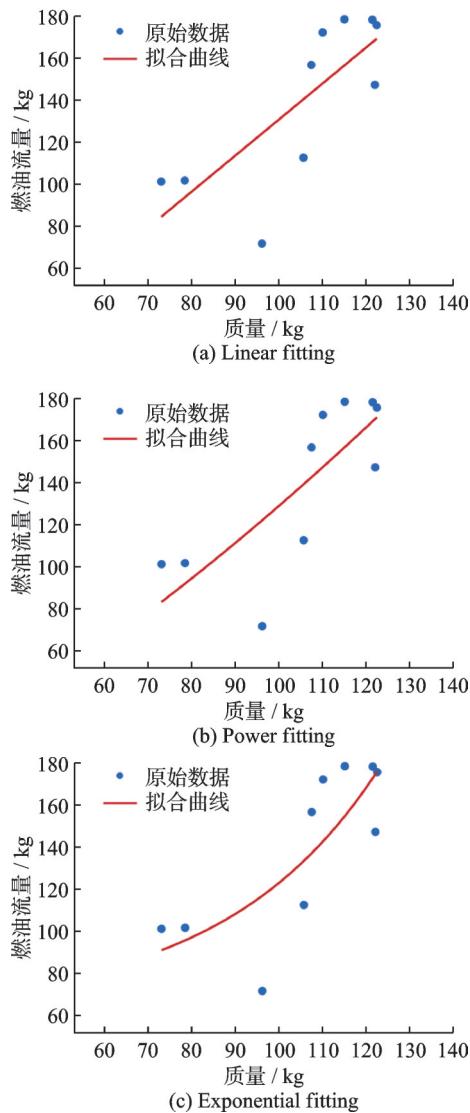


图 6 发动机质量和燃油流量的拟合

Fig.6 Fitting of engine mass and fuel flow rate

示为

$$FF = 3.6699 e^{0.0280m_i} + 62.4712 \quad (22)$$

通过燃油消耗模型可以得到燃油流量,利用爬升时间,就可以得到燃油消耗的总质量,因此爬升油量可表示为

$$m_f = FF \times \Delta t_{climb} \quad (23)$$

2 爬升性能优化模型

考虑爬升阶段的混合动力比、爬升速度、爬升角、电动机数量以及起飞质量的限制,使爬升油量最小和额外有效载荷最大。通过控制这些优化变量让飞机在爬升时降低爬升油量以及增加额外有效载荷,并分别利用多目标粒子群算法和非支配排序遗传算法进行优化求解。

2.1 优化计算条件

以小型混合动力飞机为研究对象,该飞机为单发螺旋桨飞机,采取活塞发动机和电池组共同给电

动机供电,由电动机驱动螺旋桨进行混合动力飞行,其主要参数如表1所示^[15]。

表1 参考飞机基本数据

Table 1 Reference aircraft specifications

参数	数值
机翼面积/m ²	13.95
机翼展弦比	12.84
螺旋桨效率	0.85

假设爬升高度为12 000 ft,巡航油量为170 kg,机组人数 N_c 为2人,乘客人数 N_p 为2人,最大混合动力比 φ_{\max} 为0.99,最小混合动力比 φ_{\min} 为0.1,失速速度 V_{stall} 为36 m/s,最大爬升速度 $V_{\max \text{ climb}}$ 为51 m/s。

2.2 约束条件

混合动力飞机在爬升阶段的约束如下。

(1)混合动力比的下限和上限

$$\varphi_{\min} \leq \varphi \leq \varphi_{\max} \quad (24)$$

(2)爬升速度的下限和上限

$$1.2V_{\text{stall}} \leq V \leq V_{\max \text{ climb}} \quad (25)$$

(3)爬升角的下限和上限

$$0^\circ \leq \theta \leq 7^\circ \quad (26)$$

(4)单侧电动机数量可能的范围

$$1 \leq n \leq 4 \quad (27)$$

(5)起飞质量为市场上竞争对手平均值的范围

$$1 600 \leq m_{\text{to}} \leq 2 200 \quad (28)$$

2.3 目标函数

根据建立的混合动力飞机爬升性能模型,在适当的初始状态和必要的约束条件下,建立性能优化模型。将爬升油量和额外有效载荷作为优化目标函数,混合动力比、爬升速度、爬升角、电动机数量、起飞质量作为优化变量,可得到目标函数为

$$\min f_1 = FF \times \Delta t_{\text{climb}} \quad (29)$$

$$\max f_2 = m_{\Delta p} \quad (30)$$

2.4 基于多目标粒子群算法和非支配排序遗传算法的爬升性能优化对比

首先定义了混合动力飞机爬升开始的初始参数,如爬升高度、巡航油量等,同时确定优化变量的范围。分别利用多目标粒子群算法和非支配排序遗传算法进行优化计算。多目标粒子群的运行条件为种群数 $N=100$ 、迭代次数 $m=500$ 、惯性权重 $w=0.5$ 、自我认知学习因子 $c_1=1.5$,社会认知学习因子 $c_2=1.5$ 。非支配排序遗传算法的运行条件为种群数 $N=100$ 、迭代次数 $m=500$ 、交叉概率为 $p_c=20$ 、突变概率为 $p_m=20$ 的条件。

2.4.1 多目标问题的Pareto前沿对比

通过运行多目标粒子群算法和非支配排序遗传算法,得出优化变量在一定范围变化时的爬升油

量和额外有效载荷的最优解。使用两种算法计算电池比能量 S_b 分别为400、350、300 Wh/kg的多目标问题Pareto前沿对比图如图7所示。

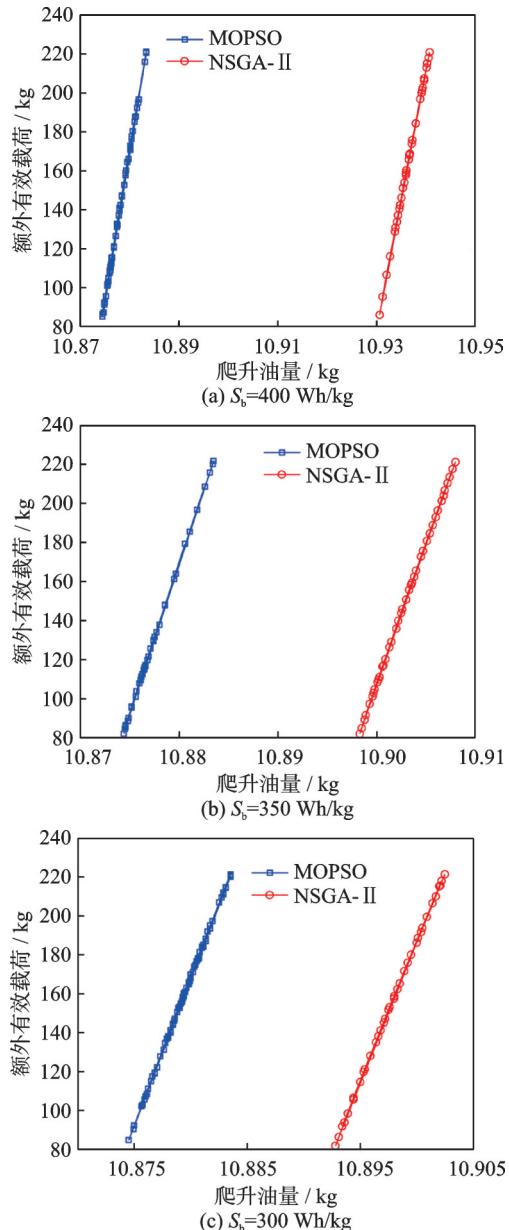


图7 多目标问题的Pareto前沿对比

Fig.7 Comparison of Pareto frontiers for multi-objective problems

由图7可知,电池比能量不同时,对目标函数变化趋势几乎没有影响,爬升油量增大,额外有效载荷也增大,因此在计算最小爬升油量与最大额外有效载荷的过程中两者间存在权衡关系。通过多目标优化算法来寻找一系列Pareto最优解集得到Pareto前沿,这些解集在爬升油量与额外有效载荷之间实现了最佳的平衡状态。

与非支配排序遗传算法相比,使用多目标粒子群算法优化得到的爬升油量相对较小。使用两种算法优化后的额外有效载荷基本一致。

2.4.2 目标函数收敛曲线

通过在每次迭代的最后一步加入对外部档案中两目标对应最优值的记录,就可以得到电池比能量分别为 400、350、300 Wh/kg 的多目标粒子群算

法和非支配遗传算法对两个目标的收敛曲线,如图 8~10 所示。由图 8~10 可知,多目标粒子群算法对爬升油量和额外有效载荷两个目标值收敛较快。

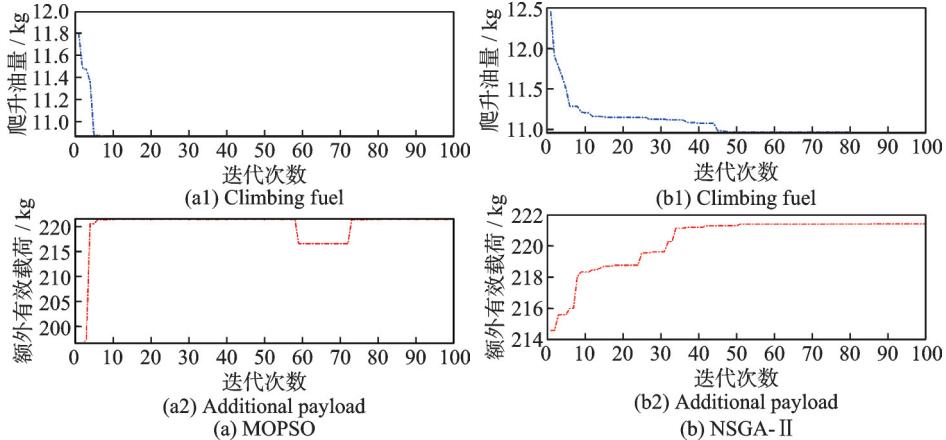


图 8 电池比能量为 400 Wh/kg 目标函数收敛曲线

Fig.8 Convergence curves of the objective function for specific energy of battery 400 Wh/kg

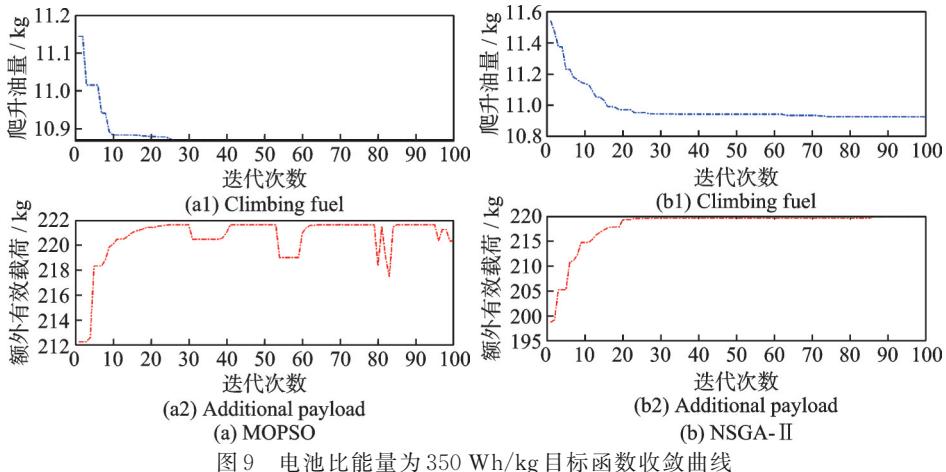


图 9 电池比能量为 350 Wh/kg 目标函数收敛曲线

Fig.9 Convergence curves of the objective function for specific energy of battery 350 Wh/kg

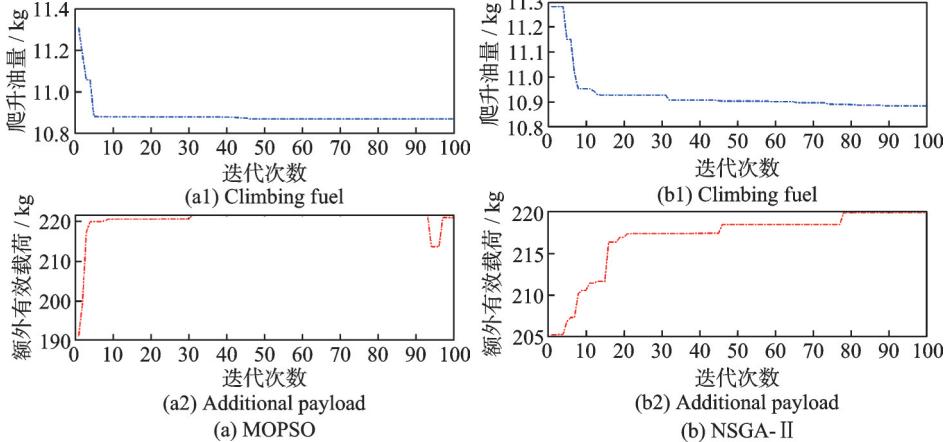


图 10 电池比能量为 300 Wh/kg 目标函数收敛曲线

Fig.10 Convergence curves of the objective function for specific energy of battery 300 Wh/kg

多目标粒子群算法和非支配排序遗传算法在同等计算精度下的运行时间、计算代价信息如表 2 所示。

2.4.3 飞行高度层的影响

分别使用两种算法计算不同飞行高度对优化变量和目标函数的影响对比,如表 3 和表 4 所示。

表2 两种算法的信息对比

Table 2 Comparison of information from two algorithms

算法	运行时间	计算代价	敏感性分析	工程部署
MOPSO	局部搜索能力强,收敛速度快,时间较短。	通过外部档案集存储非支配解,减少计算量,代价较低。	比较强	比较适合
NSGA-II	全局搜索能力强,但局部搜索能力弱,收敛速度慢,时间较长。	需维护种群多样性,非支配排序和拥挤度计算复杂度高,代价较高。	很强	非常适合

表3 飞行高度层对优化变量的影响对比

Table 3 Comparison of the effect of flight altitude layers on optimization variables

优化算法	飞行高度/ft	混合动力比	爬升速度/(m·s ⁻¹)	爬升角/(°)	电动机数量	起飞质量/kg
多目标粒子群	13 000	0.990	51	7	1~4	1 839~2 200
	12 000	0.990	51	7	1~4	1 830~2 200
	11 000	0.990	51	7	1~4	1 816~2 200
非支配排序遗传算法	13 000	0.986	50.90	6.96	4	1 835~2 200
	12 000	0.987	50.98	6.97	4	1 820~2 200
	11 000	0.989	50.95	6.96	4	1 810~2 200

表4 飞行高度层对目标函数的影响对比

Table 4 Comparison of the effect of flight altitude layers on the objective function

优化算法	飞行高度/ft	爬升油量/kg	额外有效载荷/kg
多目标粒子群	13 000	11.78~11.79	2.08~220.08
	12 000	10.87~10.88	3.38~221.56
	11 000	9.96~9.98	4.28~222.16
非支配排序遗传算法	13 000	11.83~11.84	6.85~219.24
	12 000	10.92~10.93	4.66~219.99
	11 000	9.98~9.99	4.26~222.49

由表3和表4可知,飞行高度对优化变量和目标函数影响较小,因此本文只考虑12 000 ft高度进行对比分析。

2.4.4 优化变量对比

优化变量的变化范围对比如表5所示。由表5可知,使用多目标粒子群算法进行优化时,随着电池比能量的减少,混合动力比、爬升速度、爬升角和电

动机数量4个优化变量均不变,起飞质量范围变动较小。使用非支配排序遗传算法进行优化时,随着电池比能量的减少,优化变量变化较小。使用多目标粒子群算法优化后,电动机数量为1~4个,而使用非支配排序遗传算法优化后电动机数量为3~4个和4个。使用非支配排序遗传算法优化的起飞质量范围包含多目标粒子群优化的起飞质量范围。

表5 优化变量的变化范围对比

Table 5 Comparison of the range of variation of the optimization variables

优化变量	电池比能量/(Wh·kg ⁻¹)	混合动力比	爬升速度/(m·s ⁻¹)	爬升角/(°)	电动机数量	起飞质量/kg
多目标粒子群	400	0.990	51	7	1~4	1 830~2 200
	350	0.990	51	7	1~4	1 823~2 200
	300	0.990	51	7	1~4	1 817~2 200
非支配排序 遗传算法	400	0.987	50.98	6.97	4	1 820~2 200
	350	0.989	50.98	6.99	3~4	1 817~2 200
	300	0.989	50.95	7	4	1 817~2 200

2.4.5 混合动力比影响对比

为了分析混合动力比对2个目标函数的影响,将爬升速度和爬升角设置为最优值,电动机数量为4个,起飞质量为2 200 kg,使用两种算法得到电池比能量分别为400、350、300 Wh/kg的混合动力比对目标函数影响的变化曲线对比如图11所示。由图11可得,当电池比能量为400 Wh/kg时,混合动

力比从0.1增加至0.99,使用多目标粒子群算法时,爬升油量减少了1.13 kg,额外有效载荷增加了37.45 kg;使用非支配排序遗传算法时,爬升油量减少了1.35 kg,额外有效载荷增加了37.43 kg。因此,两种方法均表明,混合动力比从0.1增加至0.99时,能够显著减少爬升油量并增加额外有效载荷,且两种方法所得结论高度一致。

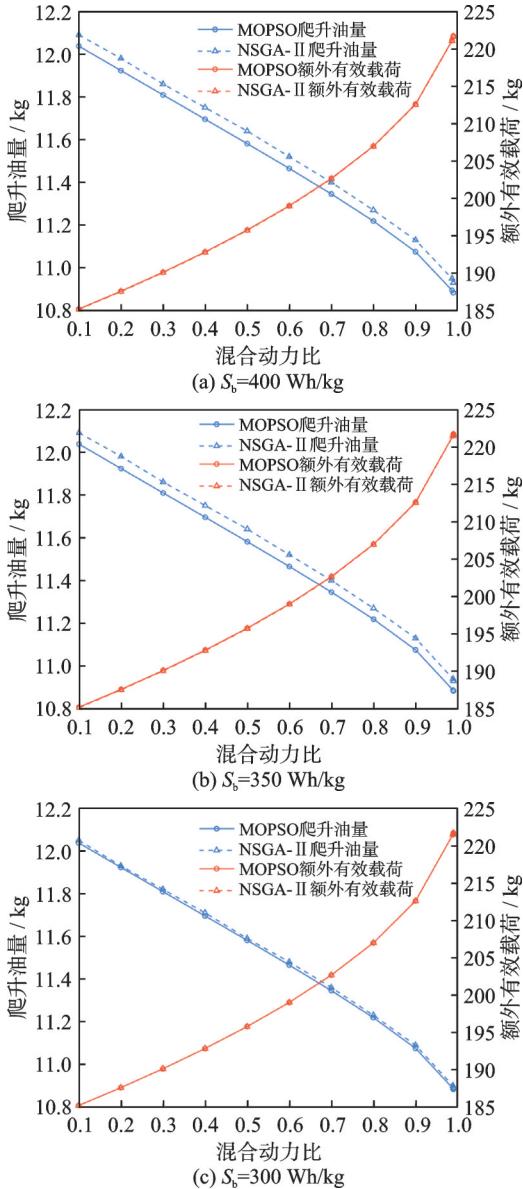


图 11 目标函数随混合动力比变化对比曲线

Fig.11 Comparison curves of objective function variation with degree of hybridization

当电池比能量分别为 400、350、300 Wh/kg 时, 使用多目标粒子群算法计算得到目标函数随混合动力比变化曲线基本一致; 使用非支配排序遗传算法计算时, 随着电池比能量的减小, 爬升油量相对 400 Wh/kg 时减少 0.1 kg, 额外有效载荷基本不变。

2.4.6 爬升速度影响对比

为了分析爬升速度对 2 个目标函数的影响, 将混合动力比和爬升角设置为最优值, 电动机数量为 4 个, 起飞质量为 2 200 kg, 使用两种算法得到电池比能量分别为 400、350、300 Wh/kg 的爬升速度对目标函数影响的变化曲线对比如图 12 所示。由图 12 可知, 当电池比能量为 400 Wh/kg 时, 爬升速度从 43 m/s 增加至 51 m/s, 使用多目标粒子群算法时, 爬升油量减少了 1.85 kg, 额外有效载荷增加了

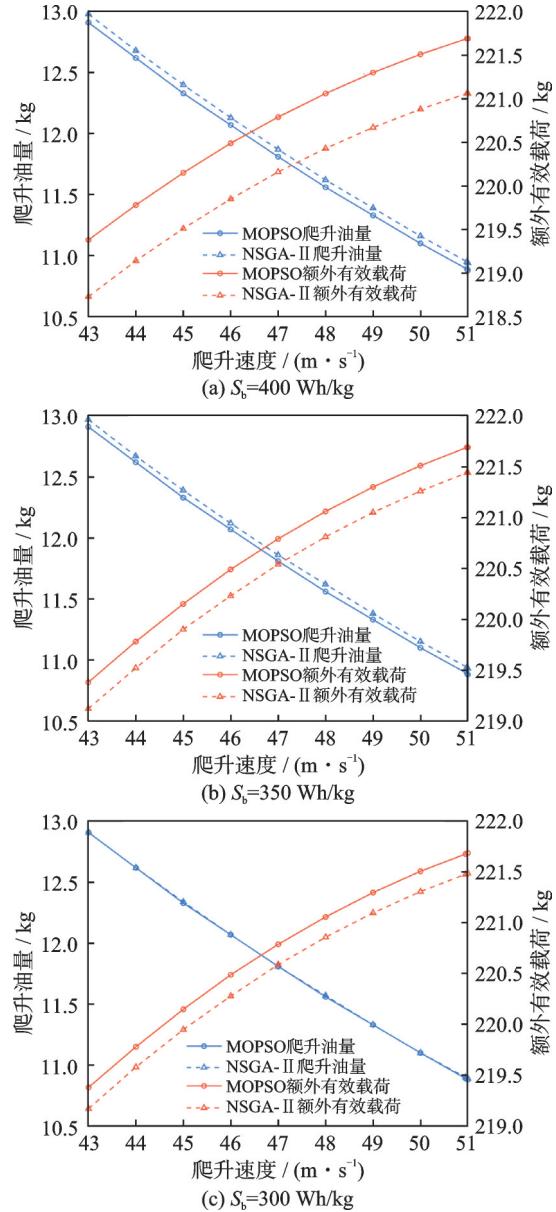


图 12 目标函数随爬升速度变化对比曲线

Fig.12 Comparison curves of objective function variation with climb speed

2.78 kg; 使用非支配排序遗传算法时, 爬升油量减少了 1.98 kg, 额外有效载荷增加了 2.67 kg。因此, 使用两种算法得到的爬升速度对目标函数影响较小的结论一致。

当电池比能量分别为 400、350、300 Wh/kg 时, 使用多目标粒子群算法计算得到目标函数随爬升速度变化曲线基本一致; 使用非支配排序遗传算法计算时, 随着电池比能量的减小, 爬升油量和额外有效载荷逐渐增加, 但增加较少。

2.4.7 爬升角影响对比

为了分析爬升角对 2 个目标函数的影响, 将混合动力比和爬升速度设置为最优值, 电动机数量为 4 个, 起飞质量为 2 200 kg, 使用两种算法得到电池比能量分别为 400、350、300 Wh/kg 的爬升角对目标函数影响的变化曲线对比如图 13 所示。由图 13

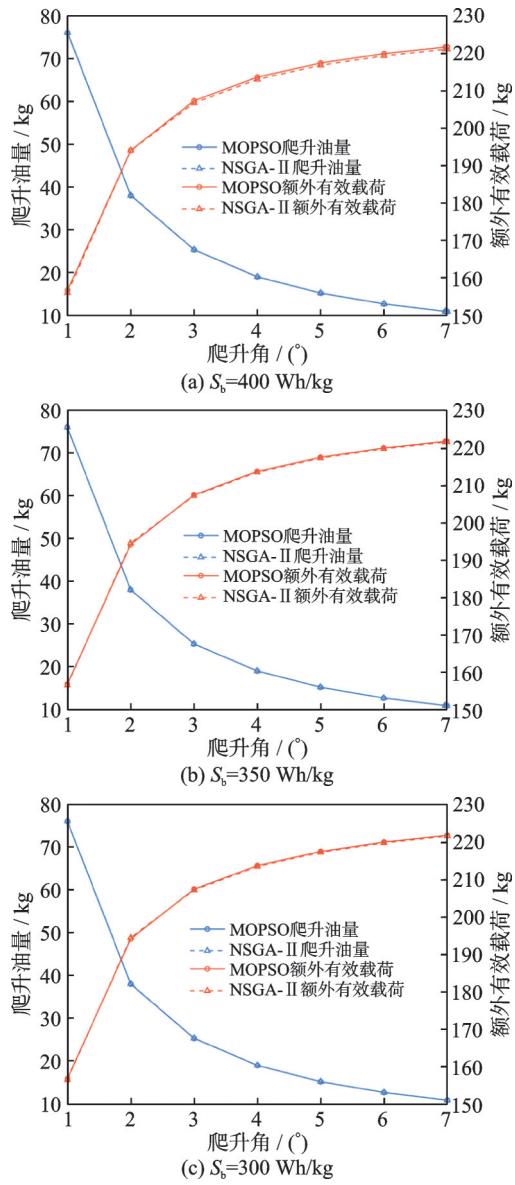


图13 目标函数随爬升角变化对比曲线

Fig.13 Comparison curves of objective function variation with climb angle

可知,当电池比能量为400 Wh/kg时,爬升角从0°增加至7°,使用多目标粒子群算法时,爬升油量减少了65.23 kg,额外有效载荷增加了65.60 kg;使用非支配排序遗传算法时,爬升油量减少了65.23 kg,额外有效载荷增加了65.56 kg。因此,两种方法均得出了一致的结论,即爬升角的增加对减少爬升油量和增加额外有效载荷具有显著影响。

当电池比能量分别为400、350、300 Wh/kg时,使用两种算法计算得到目标函数随爬升角变化曲线基本一致,因此电池比能量变化时,爬升角对目标函数几乎没有影响。

2.4.8 电动机数量影响对比

为了分析电动机数量对2个目标函数的影响,将混合动力比、爬升速度和爬升角设置为最优值,起飞质量为2 200 kg,使用两种算法得到电池比能

量分别为400、350、300 Wh/kg的电动机数量对目标函数影响的变化曲线对比如图14所示。由图14可知,当电池比能量为400 Wh/kg时,电动机数量从1个增加至4个,使用多目标粒子群算法时,爬升油量不变,额外有效载荷增加了1.63 kg;使用非支配排序遗传算法时,爬升油量不变,额外有效载荷增加了1.53 kg。因此,两种方法均表明,电动机数量的增加对爬升油量无显著影响,且对额外有效载荷的增加效果相近,均较为有限。

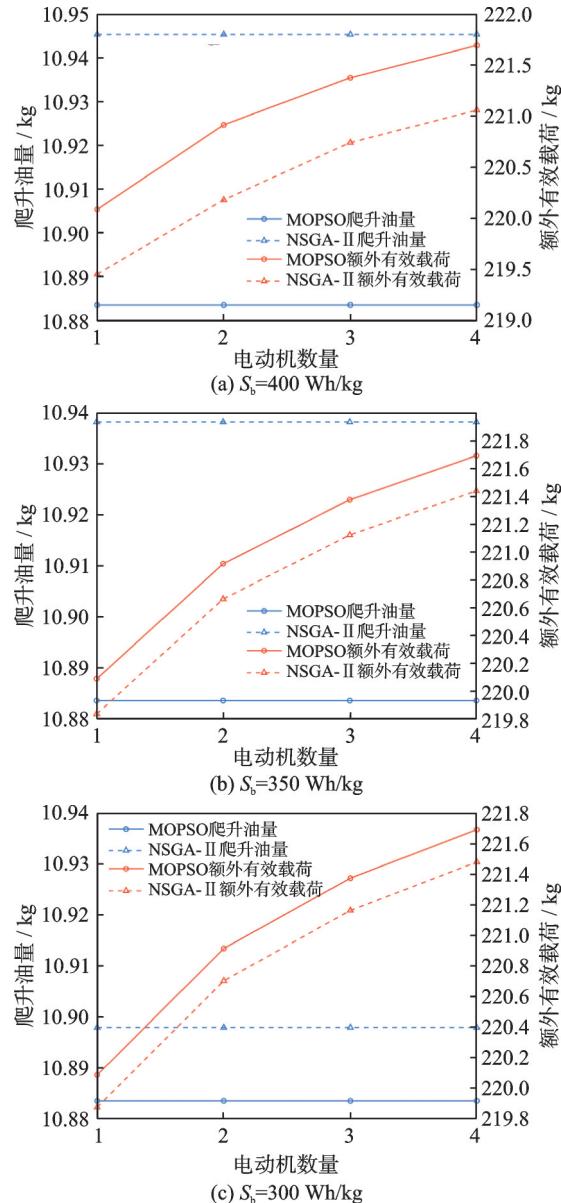


图14 目标函数随电动机数量变化对比曲线

Fig.14 Comparison curves of the objective function with number of motors

当电池比能量分别为400、350、300 Wh/kg时,使用多目标粒子群算法计算得到目标函数随电动机数量变化曲线基本一致;使用非支配排序遗传算法计算时,随着电池比能量的减小,爬升油量逐渐增加,额外有效载荷变化不大。

2.4.9 起飞质量影响对比

为了分析起飞质量对 2 个目标函数的影响, 将混合动力比、爬升速度、爬升角设置为最优值, 电动机数量为 4 个, 使用两种算法得到电池比能量分别为 400、350、300 Wh/kg 的起飞质量对目标函数影响的变化曲线对比如图 15 所示。由图 15 可知, 当电池比能量为 400 Wh/kg 时, 起飞质量从 1 820 kg

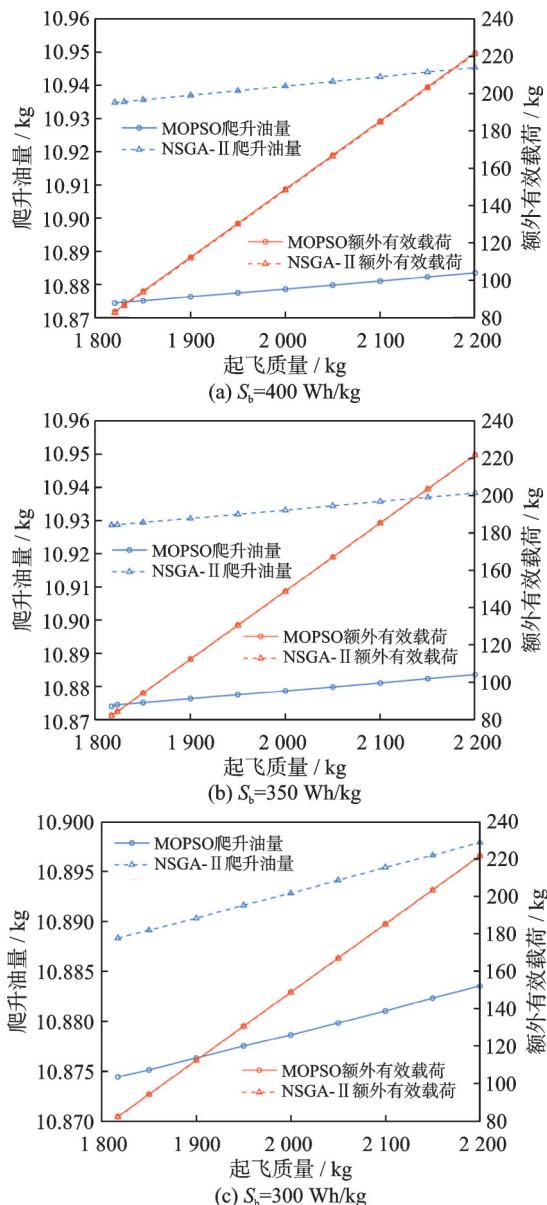


图 15 目标函数随起飞质量变化对比曲线

Fig.15 Comparison curves of the objective function variation with take-off mass

增加至 2 200 kg, 使用多目标粒子群算法时, 爬升油量增加了 0.006 7 kg, 额外有效载荷增加了 140.54 kg; 使用非支配排序遗传算法时, 爬升油量增加了 0.007 5 kg, 额外有效载荷增加了 140.54 kg。因此, 两种方法均显示起飞质量的增加对爬升油量的影响微乎其微, 而对额外有效载荷的增加则有显著影响, 这一结论在两种方法间保持一致。

当电池比能量分别为 400、350、300 Wh/kg 时, 使用多目标粒子群算法计算得到目标函数随起飞质量变化曲线基本一致; 使用非支配排序遗传算法计算时, 随着电池比能量的减小, 爬升油量逐渐减小。

因此, 电池比能量的减少对优化变量结果影响较小, 对爬升油量和额外有效载荷几乎没有影响。在爬升过程中, 爬升角对爬升油量有显著影响, 而起飞质量则主要影响额外有效载荷。为了在保证爬升油量较低的同时增加额外有效载荷, 应合理采用较大的爬升角, 并适当提高起飞质量。

3 优化结果的有效性分析

本文将电池比能量为 400 Wh/kg 时, 使用两种算法得到的优化结果与文献[15]中的结果进行对比, 对比数据如表 6 所示。由表 6 可知, 本文采用两种算法优化后的混合动力比分别为 0.990 和 0.987, 与文献[15]中的结果基本一致。使用多目标粒子群优化算法得到的起飞质量范围包含在非支配排序遗传算法优化的结果内, 并且与国外优化范围结果相差较小。在电动机数量方面, 多目标粒子群优化算法得到了 1~4 个电动机的选择范围, 非支配排序遗传算法则为 4 个电动机, 而国外研究结果为 2 个电动机。电动机数量差异对目标函数影响较小, 本文使用多目标粒子群优化结果提供了更多的灵活性。此外, 由于起飞质量的差异, 爬升速度和爬升角也呈现出相应的变化。值得注意的是, 国外研究结果中的爬升角为 13°, 这一数值相对较大, 导致爬升速度也相应较快, 这与实际情况可能存在一定的偏差。

表 6 混合动力飞机数据对比

Table 6 Hybrid-electric aircraft data comparison

参数	混合动力比	爬升速度/(m·s ⁻¹)	爬升角/(°)	电动机数量	起飞质量/kg
多目标粒子群优化结果	0.990	51	7	1~4	1 830~2 200
非支配排序遗传算法优化结果	0.987	50.98	6.97	4	1 820~2 200
国外作者优化结果 ^[15]	0.990	60~61	13	2	1 600~2 000

综上所述, 本文的优化结果是有效的, 不仅与国外研究结果保持一致, 而且在起飞质量和电动机

数量方面提供了更多的选择范围, 为实际应用提供了更大的灵活性和适应性。

4 优化结果的敏感性分析

为评估优化模型对优化结果的敏感性,本文针对电池比能量为400 Wh/kg时,对混合动力比、爬升速度、爬升角、电动机数量及起飞质量进行了敏感性分析,以量化各优化变量对目标函数的影响程度。

通过局部敏感性分析,各优化变量对目标函数的影响程度如表7所示。由表7可知,爬升角对 f_1 的影响最为显著,其敏感性系数绝对值为48.812 8,表明爬升角的增加会导致 f_1 显著减少,因此,爬升角是影响 f_1 的关键参数;混合动力比对 f_2 的敏感性系数绝对值最大为137.607,表明混合动力比的微小变化会显著影响额外有效载荷,因此混合动力比是影响额外有效载荷的关键参数,在爬升过程中需要重点监控。

表7 优化变量对目标函数的影响程度

Table 7 Degree of influence of optimization variables on the objective function

参数	敏感性系数 f_1	敏感性系数 f_2
混合动力比 φ	-7.137 1	-137.607
爬升速度 V	-2.224 5	2.638 3
爬升角 θ	-48.812 8	57.077 2
电动机数量 n	0	0.611 96
起飞质量 m_{to}	0.005 418 9	0.327 92

爬升速度对 f_1 和 f_2 的敏感性系数绝对值相对较小,但仍然不可忽视。爬升角对 f_2 的敏感性系数绝对值相对较大为57.077 2,其变化也会对目标函数产生较大影响。电动机数量对 f_1 的敏感性系数为0,表明 f_1 不受 n 的变化影响。起飞质量对 f_2 的影响大于对 f_1 的影响,说明 f_2 对起飞质量的变化更为敏感。

因此,在优化设计中,应重点关注爬升角和混合动力比的调整,它们对目标函数的影响最大,同时根据具体情况适当调整爬升速度和电动机数量,而起飞质量的变化对目标函数的影响较小,可以保持相对稳定。

5 结 论

针对考虑混合动力比和电动机数量的混合动力飞机爬升性能优化问题,建立了爬升性能模型,并提出了基于多目标粒子群算法和非支配排序遗传算法的优化模型,对爬升阶段的爬升油量和额外有效载荷进行优化计算分析,研究表明:

(1)经两种算法优化后,所得的混合动力比分别为0.990与0.987,这一结果与国外作者研究基本一致。在爬升阶段,由于爬升时间较短,算法倾向

于采用较高的混合动力比,即最大化的使用电池,从而实现了极低的爬升油量。

(2)经过两种算法的优化,飞机在爬升阶段能够维持在约51 m/s的速度,这一速度下所需功率相对较低,进而减少了能量消耗,即降低了爬升油量。

(3)两种算法优化后的爬升角均稳定在7°左右。这是因为较大的爬升角能够缩短达到巡航高度所需的时间,进而减少油量消耗,体现了优化策略的有效性。

(4)电动机数量的差异对目标函数的影响较小,但本文采用的多目标粒子群优化算法提供了更大的灵活性,适应了不同任务场景下的需求。

(5)多目标粒子群优化算法所得的起飞质量范围不仅包含了非支配排序遗传算法的优化结果,而且与国外研究的优化范围相差较小。具体而言,起飞质量在1 830 kg至2 200 kg之间的任何值均可满足。

因此,通过基于多目标粒子群算法和非支配排序遗传算法的混合动力飞机爬升性能优化,可以为未来混合动力飞机运营商根据具体飞行需求在Pareto前沿上选择合适的爬升方案,从而提高飞行任务的燃油效率和额外有效载荷,发挥混合动力飞机的竞争优势。

参考文献:

- [1] WANG M Y, MESBAHI M. To charge in-flight or not: An inquiry into parallel-hybrid electric aircraft configurations via optimal control [EB/OL]. (2022-11-15). <https://arxiv.org/abs/2208.08969>.
- [2] GIUSEPPE P, KARIM S A. Mission performance analysis of hybrid-electric regional aircraft [J]. Aerospace, 2023, 10(3): 246.
- [3] PALAIA G, SALEM K A, QUARTA A A. Parametric analysis for hybrid-electric regional aircraft conceptual design and development [J]. Applied Sciences, 2023, 13(19): 11113.
- [4] DOFF-SOTTA M, CANNON M, BACIC M. Predictive energy management for hybrid electric aircraft propulsion systems [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2023, 31(2): 602-614.
- [5] 康桂文,孙振祥.油电混合动力飞机起飞爬升性能模拟[J].沈阳航空航天大学学报,2015,32(3):67-70,77.
- KANG Guiwen, SUN Zhenxiang. Simulation of take-off and climb performance of hybrid aircraft [J]. Journal of Shenyang University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 32(3): 67-70, 77.
- [6] 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. Optimized design of series hybrid system for vertical take-off and landing fixed-wing UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 742-753.
- [7] 宗建安, 朱炳杰, 候中喜, 等. 固旋翼垂直起降混电飞行器推进系统设计[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 379-390.
- ZONG Jianan, ZHU Bingjie, HOU Zhongxi, et al. Design of propulsion system for fixed rotor vertical take-off and landing hybrid vehicle[J]. Journal of Aeronautics, 2022, 43(5): 379-390.
- [8] 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. Tandem hybrid aircraft programme design method and energy management strategy [J]. Journal of Aerodynamics, 2023, 38(5): 1143-1156.
- [9] 张彦昌. 通航飞机油电混合动力系统设计与性能仿真研究[D]. 成都: 中国民用航空飞行学院, 2024.
- ZHANG Yanchang. Design and performance simulation study of fuel-electric hybrid power system for ventilation aircraft [D]. Chengdu: Civil Aviation Flight Academy of China, 2024.
- [10] 闫峰, 肖成军. 新型动力轻型飞机飞行性能仿真评估[J]. 民用飞机设计与研究, 2024(2): 44-50.
- YAN Feng, XIAO Chengjun. Simulation and evaluation of the flight performance of a new power light aircraft [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024 (2): 44-50.
- [11] PORNET C, ISIKVEREN A T. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 79: 114 - 135.
- [12] ISIKVEREN A T, KAISER S, PORNET C, et al. Pre-design strategies and sizing techniques for dual-energy aircraft[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2014, 86(6): 525-542.
- [13] 李成功, 程静, 刘沛清, 等. 大型民用客机起飞重量估算方法[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 649-653.
- LI Chenggong, CHENG Jing, LIU Peiqing, et al. Estimation method of takeoff weight for large civil airliners [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 649-653.
- [14] SILVA H L, GUIMARAES T, ZIBEROV M, et al. Hybrid-electric airplane design optimization considering climb and cruise phases[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2022. DOI:10.1007/s40430-021-03311-y.
- [15] GIL A A, SILVA H L. Hybrid-electric aircraft: Conceptual design, structural and aeroelastic analyses[D]. Uberlandia: Federal University of Uberlandia, 2017.

(编辑: 孙静)