



含冗余控制面飞行器配平优化设计与性能分析

范一鸣 李响 张后军

Optimal design and performance analysis of aircraft trim configuration with redundant control surfaces

FAN Yiming, LI Xiang, ZHANG Houjun

引用本文:

范一鸣, 李响, 张后军. 含冗余控制面飞行器配平优化设计与性能分析[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(3): 102–110. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2023.0045

FAN Yiming, LI Xiang, ZHANG Houjun. Optimal design and performance analysis of aircraft trim configuration with redundant control surfaces[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2024, 42(3): 102–110. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2023.0045

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0045>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

通用飞机富勒襟翼多目标优化

Multi-objective optimization of Fowler flap on general aircraft

空气动力学学报. 2017, 35(4): 572–578 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0070>

基于熵产理论设计方法的多目标翼型优化

Entropy generation theory based design methodology for multi-objective airfoil shape optimization

空气动力学学报. 2019, 37(5): 827–833 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0055>

类AHW助推滑翔飞行器气动布局优化设计分析

Study on the optimization and aerodynamics characteristics analysis for AHW analog boost gliding vehicle

空气动力学学报. 2019, 37(2): 226–233 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0105>

面向高超声速飞行器的宽速域翼型优化设计

Aerodynamic design optimization of wide-Mach-number-range airfoils for hypersonic vehicles

空气动力学学报. 2021, 39(6): 111–127 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0384>

民机飞发集成构型中机翼多目标优化设计

Multi-objective wing optimization of civil aircrafts in engine-aircraft integration configuration

空气动力学学报. 2018, 36(6): 941–948 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0126>

旋翼翼型气动设计与评估软件HRADesign

Rotor airfoil aerodynamic design and evaluation software HRADesign

空气动力学学报. 2021, 39(4): 59–68 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2019.0106>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2024)03-0102-09

含冗余控制面飞行器配平优化设计与性能分析

范一鸣¹, 李响^{1,*}, 张后军²

(1. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081;

2. 北京机电工程研究所, 北京 100083)

摘要:含冗余控制面的飞行器配平问题是一个超静定问题, 从性能需求角度构建 3 个单目标配平构型优化问题, 在高度为 5 km、马赫数为 0.85 的定直平飞状态下, 采用遗传算法求解。结果表明: 若以最大升阻比为目标, 采用内升降副翼配平, 其余舵面中立; 若要使配平所需控制面偏角绝对值最小、达到降低控制能量的目的, 则采用中升降副翼配平, 其余舵面中立; 若要实现控制面间偏角相差最小、达到减小雷达反射的目的, 那么 3 组升降副翼需同时上偏 3.788^o。结合气动数据, 分析了上述结果的合理性。将 3 个目标两两组合, 采用非支配排序遗传算法求解得到 Pareto 非劣解, 发现 3 个配平目标两两互相冲突, 一个目标性能的提高会降低其他目标性能, 但降低性能的比例不同。最后综合考虑 3 个优化目标, 采用理想点最小距离法从 Pareto 非劣解中选择最优构型, 最终得到配平构型迎角 1.7908^o、内升降副翼 -0.0009588^o、中升降副翼 -4.1908^o、外升降副翼 -4.9232^o。本文的工作对合理确定含冗余控制面飞行器配平构型与性能综合分析有一定的参考意义。

关键词:冗余控制面; 超静定配平; 多目标优化; 理想点最小距离法

中图分类号: V212.13 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0045

Optimal design and performance analysis of aircraft trim configuration with redundant control surfaces

FAN Yiming¹, LI Xiang^{1,*}, ZHANG Houjun²

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Beijing Research Institute of Mechanical & Electrical Technology, Beijing 100083, China)

Abstract: The trim problem of aircraft with redundant control surfaces is a hyperstatic problem. To determine the appropriate trim configuration, three single trim configuration optimization problems were constructed from the perspective of performance requirements. Under a fixed level flight state at an altitude of 5 km and Mach number of 0.8, genetic algorithm was used to solve the problem. Aiming for maximum lift to drag ratio, use inner lift aileron trim and keep the remaining control surfaces neutral; To achieve the objective of reducing control energy by minimizing the absolute deviation angle of the control surface, the mid lift aileron configuration is adopted to trim, while the remaining control surfaces are neutral; To achieve the objective of reducing radar reflection by minimizing the deviation angle difference between control surfaces, three sets of lift ailerons are simultaneously tilted up by 3.788^o. Based on aerodynamic data, the rationality of the above results was analyzed. Combining three single objective problems pairwise and using a non-dominated sorting genetic algorithm to solve, Pareto non inferior solutions were obtained. It was found that the three balancing objectives were conflicting pairwise, and improving the performance of one objective would reduce the performance of the

收稿日期: 2023-03-28; 修订日期: 2023-06-19; 录用日期: 2023-07-28; 网络出版时间: 2023-08-31

作者简介: 范一鸣(1995—), 男, 硕士研究生, 研究方向: 飞行动力学与控制. E-mail: ln_fym@qq.com

通信作者: 李响*(1972—), 博士, 副教授, 研究方向: 飞行器动力学性能分析, 飞行器结构分析与优化设计. E-mail: lx_0207@sina.com

引用格式: 范一鸣, 李响, 张后军. 含冗余控制面飞行器配平优化设计与性能分析[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(3): 102-110.

FAN Y M, LI X, ZHANG H J. Optimal design and performance analysis of aircraft trim configuration with redundant control surfaces[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(3): 102-110(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0045

other objectives, but the proportion of performance reduction was different. Taking into account three optimization objectives, The ideal point minimum distance method is adopted to select the optimal configuration from Pareto non inferior solutions. The final trim configuration is 1.7908° angle of attack, -0.0009588° inner lift aileron, -4.1908° middle lift aileron, and -4.9232° outer lift aileron. Based on performance requirements, an optimization model is constructed for balancing, and combined with the ideal point minimum distance method. The investigation of this paper has certain reference significance for the reasonable calculation of the trim configuration and performance comprehensive analysis of aircraft with redundant control surfaces.

Keywords: redundant control surface; overdetermined trim; multi-objective optimization; ideal point minimum distance method

0 引言

冗余控制技术能提高控制系统的可靠性、改善控制性能,在现代飞行器中得到广泛应用,如火箭^[1]、飞翼布局飞机^[2-5]、导弹^[6-7]、旋翼机^[8-9]等。文献[10]中探讨了一大后掠三角翼无尾布局空天飞行器的舵面设计问题。与常规布局飞行器不同,这类飞行器采用特殊的升降副翼舵面同时控制俯仰和滚转,文献[10]采用的是单片升降副翼,不存在冗余控制。本文研究对象采用了与文献[10]中类似的无尾气动布局,但含有多个升降副翼,形成冗余控制面。

与火箭、导弹类飞行器长时间处于垂直飞行或机动飞行状态不同,定直平飞巡航是这类大后掠三角翼无尾飞行器的一种基本但十分重要的飞行状态。工程实践中,一般将定直平飞状态及对应的配平构型作为基准,将动力学方程组进行线性化处理后开展后续性能分析工作^[11-12]。根据查阅的资料,现有冗余控制研究多是针对故障飞行或机动飞行展开的,而对于含冗余控制面飞行器定直飞行时的配平构型与性能研究还未见相关报道。

飞行器定直平飞配平构型包括配平迎角与配平控制面偏角,需根据给定的定直平飞状态与飞行器自身的气动与结构性能计算得到满足力和力矩平衡的迎角与控制面偏角,这是后续操稳特性分析与评估以及控制律设计的基础。本文讨论的含冗余控制面无尾布局飞行器与传统布局飞行器在配平构型计算方面存在明显差别:后者的配平是一个静定问题,即一个定直平飞状态对应着一个配平构型,如文献[13-16]从不同角度讨论的配平构型问题本质上都是静定的;而前者是一个超静定问题,即一个定直平飞状态就对应着多个不同的配平构型,数学上表现为方程个数少于未知数个数^[17-18]。尤其值得注意的是,这些不同的配平构型尽管对应着同一个平飞状态(即同一高度和速度),但却有着不同的飞行性能。深入分析同一飞行状态下,不同配平构型与飞行性能之间

的关系,有助于有针对性地确定含冗余控制面飞行器合理的配平构型、充分发挥飞行器性能。

本研究以一个含冗余舵面的大后掠三角翼无尾布局飞行器为对象,分别以定直平飞巡航飞行时阻力最小(对应升阻比性能)、控制面偏转角度最小(对应控制能量性能)、控制面间偏角差别最小(对应隐身性能)为目标,构建了3个单目标优化问题,计算得到了同一平飞状态下的3种配平构型,并结合飞行器的气动性能,对这3种构型的合理性进行了分析。在此基础上,根据上述3个目标,构建了3个双目标优化问题分别求解计算到了各自的Pareto前沿解,并据此分析了这3个目标性能两两之间的关系。最后求解了同时考虑上述3个目标的三目标优化问题,得到Pareto前沿解集,并采用理想点最小距离方法从三目标Pareto前沿解集中计算得到了最终配平构型。本文的研究对含冗余控制面飞行器的配平构型计算与性能综合分析有一定的参考价值。

1 配平构型优化设计问题模型

1.1 配平模型

本文研究的大后掠三角翼飞行器构型如图1,图中参与纵向配平的舵面包括内升降副翼、中升降副翼和外升降副翼(为表述简洁,后文称为内舵、中舵和外舵)。对于给定的飞行高度和速度,需要计算的配平构型参数包括迎角 α 和内、中、外舵偏角 δ_1 、 δ_2 、 δ_3 。

$$\begin{cases} F_T \cos \alpha = F_D(\alpha, \delta_1, \delta_2, \delta_3) & (1) \\ F_L(\alpha, \delta_1, \delta_2, \delta_3) + F_T \sin \alpha = mg & (2) \\ M_y(\alpha, \delta_1, \delta_2, \delta_3) = 0 & (3) \end{cases}$$

式中, F_T 、 F_D 、 F_L 、 M_y 、 m 、 g 分别代表推力、阻力、升力、俯仰力矩、质量和重力加速度。

式(1、2、3)分别代表阻力平衡、重力平衡和俯仰力矩平衡。在研究定直平飞配平气动构型时,一般假定油门总是能够配平阻力,因此略去推力-阻力平衡方程式(1)。此时配平方程组为:

$$\begin{cases} F_L(\alpha, \delta_1, \delta_2, \delta_3) + F_T \sin \alpha - mg = 0 \\ M_y(\alpha, \delta_1, \delta_2, \delta_3) = 0 \end{cases} \quad (4)$$

可以看到, 式(4)是关于迎角 α 和舵偏角 δ_1 、 δ_2 、 δ_3 的耦合方程组。方程组中有4个未知数, 却只有两个方程, 因此是超静定的, 有无穷多组解, 即无穷多个配平构型。

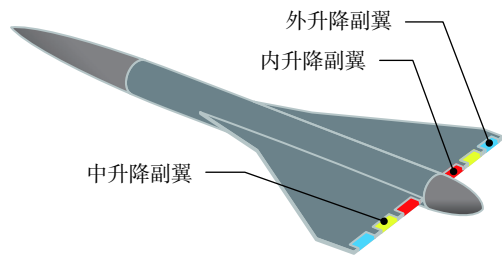


图1 大后掠三角翼飞行器构型图

Fig. 1 Configuration of highly swept delta-wing aircraft

1.2 性能指标

在数学上, 为了得到超静定方程组的一组特定解, 需定义某一指标, 使该指标最优, 而原方程组转化为等式约束。对于式(4)所示配平构型求解问题, 本文针对3项性能最优指标展开研究, 即阻力最小(对应升阻比性能)、控制面偏转角度最小(对应控制能量性能)、控制面间偏角差别最小(对应隐身性能)。具体如下:

1) 阻力最小。实现最大升阻比飞行一般是充分发挥飞行器性能的前提^[11,19], 本研究中假定飞行器的质量是恒定的, 定直平飞时的升力随之确定, 因此最大升阻比对应着最小阻力, 相应的配平构型定解问题的性能指标可以描述为式(5):

$$\min J_1 = F_D(\alpha, \delta_1, \delta_2, \delta_3) \quad (5)$$

式(5)表示阻力是攻角和3个舵面偏角的函数, 气动学科分析已给出了相应的气动性能数值表格, 具体计算时, 利用这些表格数据, 采用高维插值方法计算出某一迭代点处的阻力。

2) 控制面偏角绝对值之和最小。在制导控制问题中, 一般期望以最小能量消耗达到控制目的^[20-21], 本研究中, 以各配平舵面偏转角度的绝对值之和最小来表征最小能量消耗, 相应的数学描述如下:

$$\min J_2 = \sum_{i=1}^3 |\delta_i| \quad (6)$$

需要说明的是, 在计算控制面偏角绝对值之和时, 式(6)并未考虑铰链力矩、作动机构等因素, 在后续研究中可将这些因素考虑进去。

3) 控制面间偏角差最小。从隐身性角度来看, 同侧舵面之间的夹角会影响控制面间偏角差, 同侧舵面夹角相差越小, 控制面间偏角差也越小^[22-23]。因此, 为尽可能减小控制面间偏角差, 可以将3组配平舵面与偏转角度平均值差值的平方和最小作为目标函数, 如式(7)所示:

$$\min J_3 = \sum_{i=1}^3 (\delta_i - \bar{\delta})^2, \quad \bar{\delta} = \sum_{i=1}^3 \delta_i / 3 \quad (7)$$

与计算控制面偏角绝对值之和类似, 完整计算隐身性能十分复杂, 本研究从配平构型角度出发, 采用简化的描述方法, 这有助于在飞行器配平性能分析早期快速获得有一定实际意义的结果。在后续研究中可采用更复杂完整的隐身分析模型。

1.3 优化模型

至此, 已给出了含冗余控制面飞行器的配平方程式(4)和3个性能指标式(5~7)。在此基础上, 本研究构建了3个单目标优化问题、3个双目标优化问题和1个三目标优化问题, 通过分析这些问题的求解结果, 有助于深入认识该飞行器的配平构型与性能。

上述所有优化问题的设计变量和约束都是一样的, 差别在于目标函数不同, 具体如下:

1) 设计变量: 迎角 α 和3个舵偏角 δ_1 、 δ_2 、 δ_3 。

2) 约束: 配平方程式(4)在优化问题中转化为等式约束。此外, 根据该飞行器的具体情况, 给出设计变量的上、下限约束如式(8):

$$\begin{cases} -4^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ \\ -30^\circ \leq \delta_1 \leq 30^\circ \\ -30^\circ \leq \delta_2 \leq 30^\circ \\ -20^\circ \leq \delta_3 \leq 20^\circ \end{cases} \quad (8)$$

3) 目标函数: 3个单目标问题的目标函数分别见式(5~7); 3个双目标问题的目标函数分别为单目标的两两组合, 即: “式(5) + 式(6)” (同时考虑升阻比性能和控制能量性能)、“式(5) + 式(7)” (同时考虑升阻比性能和隐身性能)、“式(6) + 式(7)” (同时考虑控制能量性能和隐身性能); 三目标优化问题的目标为3个单目标的组合, 即“式(5) + 式(6) + 式(7)” (同时考虑升阻比性能、控制能量性能和隐身性能)。

2 求解算法

在前面建立的配平构型优化设计模型中, 式(4~5)中的气动力和力矩都是采用气动学科提供的

数据表格通过高维插值计算,函数的光滑性较差,导致采用基于梯度的优化算法求解存在较大困难。鉴于此,本研究采用了遗传算法(genetic algorithm, GA)求解。遗传算法不需要函数的梯度信息,适合求解这类不光滑函数问题。

在本研究中用到了两种遗传算法,即经典遗传算法求解单目标优化问题、非支配遗传算法求解多目标优化问题获得 Pareto 解集。此外,对于多目标优化问题还采用了理想点最小距离法在 Pareto 解集中选择得到最终解。

2.1 求解单目标配平构型优化问题

采用经典遗传算法求解单目标配平构型优化问题的具体操作如下:

步骤 1: 根据式(8)不等式约束初始化种群,本研究中种群规模设置为 $N = 1000$ 。

步骤 2: 依据式(5~7)计算个体适应度值。

步骤 3: 依次进行选择、交叉和变异操作,产生新的子代种群,本研究中采用保留最佳个体的选择方式,设置交叉概率 $p_c = 0.9$ 、变异概率 $p_m = 0.01$ 。

步骤 4: 判断当前进化代数是否小于最大进化代数,本研究中设置最大进化代数 $G_{\max} = 50$ 。若是,则执行步骤 2; 否则执行步骤 5。

步骤 5: 输出最优解。

2.2 计算多目标配平构型优化问题的 Pareto 解集

多目标优化包含两部分: 第一部分是求得 Pareto 非劣解集, 第二部分是在非劣解集中进行选择得到最终解。通过分析多目标优化中得到的 Pareto 解集, 有助于设计者深入理解设计对象不同目标性能之间的关系。

本研究采用非支配排序遗传算法计算多目标配平构型优化问题的 Pareto 解集^[24], 具体操作如下:

步骤 1: 根据式(8)不等式约束初始化父代种群 P_0 , 种群规模设置为 $N = 1000$ 。

步骤 2: 进行非支配排序形成一系列非支配集 Z_i 。

步骤 3: 将 Z_i 按支配等级升序依次保留到新父代种群 P_G 中, 直到新父代种群 P_G 中个体数 N_G 大于或等于种群规模 N 。

步骤 4: 若步骤 4 中 $N_G > N$, 对最后放入 P_G 中的非支配集 Z_i 进行拥挤度计算, 保留拥挤度较低的个体进入 P_G 直到满足 $N_G = N$ 。若步骤 3 中 $N_G = N$, 直接执行步骤 5。

步骤 5: 设置交叉概率 $p_c = 0.8$ 、变异概率 $p_m = 0.01$, 进行交叉、变异操作, 产生子代种群。

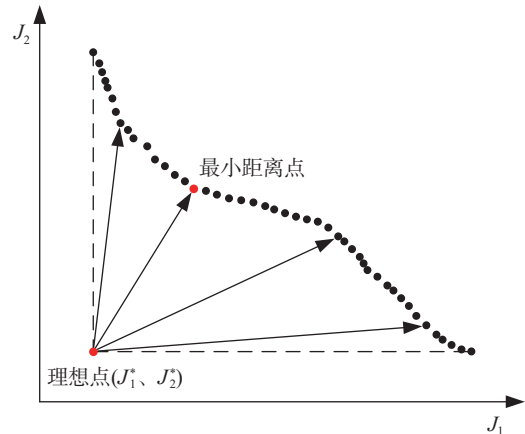


图2 理想点最小距离法示意图

Fig. 2 Schematic of ideal point minimum distance method

步骤 6: 判断是否达到最大进化代数, 本研究中设置最大进化代数 $G_{\max} = 100$, 若是, 则输出前沿解并结束; 否则合并父代与子代, 令 $G = G + 1$, 继续执行步骤 2。

2.3 从 Pareto 解集中选取最终解

Pareto 非劣解集提供了大量非劣解, 但工程实际中最终只能采用一个解。对于多目标优化问题, 如何合理确定最终解一直受到关注, 相关研究已提出了多种算法, 如线性加权法、逐步宽容约束法、分层评价法、极大极小法, 理想点法等, 这些方法各有其适用的情况^[25]。本研究中采用了理想点最小距离法求得多目标优化的最终解。该方法能够使得优化结果在各个优化目标之间相对均衡, 避免了某个目标绝对占优的情况, 不需要权重选取等先验知识, 应用方便。以双目标优化问题为例, 用图 2 说明理想点最小距离法的含义与主要步骤:

步骤 1: 首先每个优化目标单独优化求解, 得到的最优解分别是 J_1^* 、 J_2^* , 点 (J_1^*, J_2^*) 在目标坐标系内被称为理想点(如图 2 中左下红点所示)。

步骤 2: 求出双目标优化问题的 Pareto 非劣解集, 如图 2 中圆点所示。

步骤 3: 利用极差法对每个目标的性能指标进行无量纲化处理:

$$f_{\tau,c} = \frac{J_{\tau,c}}{\max(J_{\tau}(x)) - \min(J_{\tau}(x))} \quad (9)$$

式中: $f_{\tau,c}$ 是无量纲化后第 τ 个目标在第 c 个 Pareto 解对应的值, $J_{\tau,c}$ 是第 τ 个目标在 Pareto 解集中第 c 个解对应的值, $J_{\tau}(x)$ 是第 τ 个目标在 Pareto 解集对应的值。

步骤 4: 寻找 Pareto 非劣解集中与理想点距离最小的点, 即最终解:

$$\min D = \left\{ \sum_{\tau=1}^K [f_{\tau,c} - \min(f_{\tau}(x))^d] \right\}^{\frac{1}{d}} \quad (10)$$

式中: K 是优化目标的数目; $d = 2$; D 的几何意义是无量纲化后的 Pareto 解集点与理想点之间的距离, 如图 2 中箭头实线所示, 其中与理想点距离最小的点, 即图 2 中右上红圆点, 就是最终解。

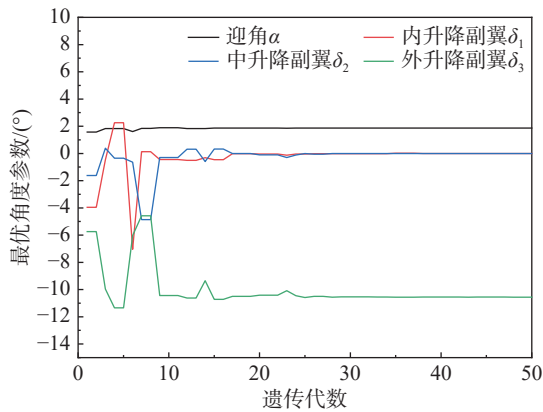
3 配平构型计算结果与性能分析

本节采用第 2 节中阐述的方法求解第 1 节中构建的模型, 得到了相应的配平构型, 具体如下文介绍。

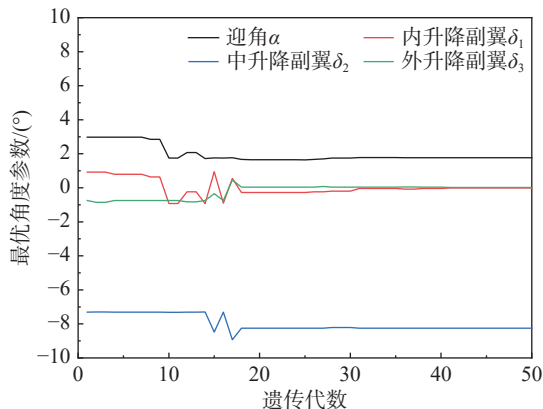
3.1 单目标配平结果及优化

定直平飞状态高度 5 km、马赫数 0.85。采用经典遗传算法分别求解该定直平飞状态下式(5~7)代表的 3 个单目标配平优化问题, 迭代历程如图 3, 配平构型结果见表 1。

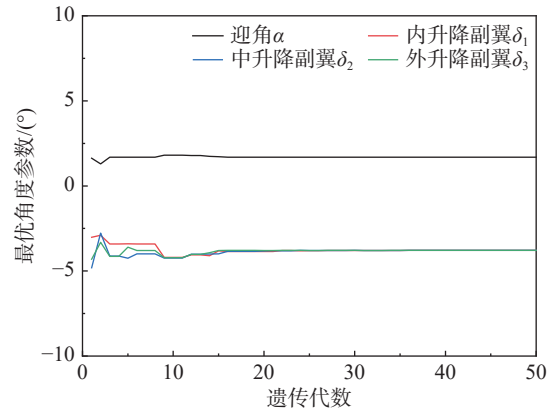
表 1 和表 2 分别给出了单目标优化的配平构型和性能结果, 表中数据显示, 3 个配平优化问题的最优解处迎角和舵偏角满足式(8)规定的的不等式约束, 力和力矩平衡代表的等式约束式(4)还存在误差(3 种情况下力和力矩的最大误差分别为 28.0115 N 和 -6.3940 N·m), 但相对于该机的总重量和绕俯仰轴



(a) 最大升阻比配平



(b) 最小控制面偏角绝对值之和配平



(c) 最小控制面间偏角差配平

图 3 3 个单目标配平问题的设计变量迭代历程图

Fig. 3 Iteration history of design variables for three single objective balancing problems

表 1 单目标优化配平构型结果

Table 1 Single objective optimal trim configuration results

配平方案	迎角 $\alpha / (^\circ)$	内舵 $\delta_1 / (^\circ)$	中舵 $\delta_2 / (^\circ)$	外舵 $\delta_3 / (^\circ)$
阻力最小	1.865 8	-10.549 7	-0.000 7	-0.011 9
偏角绝对值之和最小	1.768 0	0.000 3	-8.243 3	-0.031 5
偏角差最小	1.687 4	-3.788 2	-3.788 2	-3.788 2

转动惯量, 这些误差很小。此外, 表 1 和表 2 中的数据, 给定的同一定直平飞状态(高度 5 km、马赫数 0.85)得到了 3 种不同的配平构型, 这也正是含冗余控制面超静定性的体现。不同的配平构型对应着不同的配平性能, 即: 若想以最大升阻比配平则应尽量采用内舵, 而中舵和外舵中立; 若想使得配平所需控制面偏角绝对值之和最小, 则应尽量采用中舵, 而内舵和外舵中立; 若想实现最小控制面间偏角差配平, 则 3 个舵面同时偏转一个特定的角度: -3.7882° 。

表 2 单目标优化性能结果

Table 2 Single objective optimal trim performance results

配平方案	阻力 F_D / N	力配平误差 / N	俯仰力矩误差 $M_y / (\text{N}\cdot\text{m})$
阻力最小	20377.171 8	28.001 5	-6.394 0
偏角绝对值之和最小	25915.447 3	-4.262 1	3.227 9
偏角差最小	26772.537 6	-0.642 8	1.691 4

以下对表中的结果进行进一步的分析。该无尾布局飞行器的升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数在表 1 中的配平迎角下(3 个配平迎角接近, 以居中的迎角 1.768° 为例)与舵偏角之间的变化关系见图 4。

图 4 中信息显示:

1) 3 个舵中, 中舵的俯仰力矩系数的绝对值最

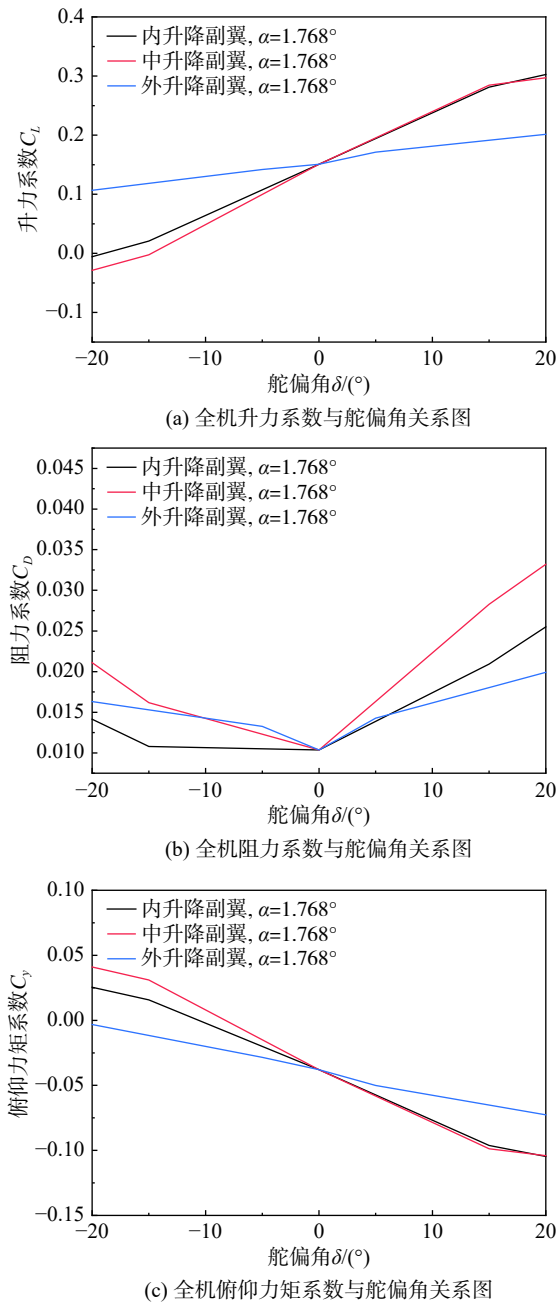


图4 无尾布局飞行器力和力矩系数与舵偏角之间的关系

Fig. 4 Relationship between force and moment coefficients and rudder deflection angle of tailless aircraft

大,即舵效最高,因此当要求控制面偏角绝对值之和最小时,应尽量使用中舵,表1中的配平计算结果正反映出了这一点。

2) 3个舵中,内舵和中舵的升力系数、俯仰力矩系数相当,中舵的升力系数大于内舵,但其阻力系数同时也大于内舵。综合权衡,内舵的升阻比性能更好,因此当要求配平飞行升阻比最大时应充分使用内舵,表1中的数据反映出了这一点。

3) 若3个舵中只用1个舵面来配平,其余两个舵面保持在中立位置,计算结果表明,单独内舵和单独

中舵都能实现配平,而单独外舵无法实现配平。该飞行器配平时的升力系数约为0.06659,图4中的升力系数图显示仅使用单独外舵时,舵偏范围内全机升力系数的区间为[0.1067, 0.2016],配平升力系数不在此区间内,无法实现力平衡。此外,图4中的俯仰力矩系数在舵偏范围内均小于0,无法实现力矩平衡。出现这种现象的原因在于,该飞行器外舵主要用来实现飞行器滚转控制,单独外舵无法实现纵向配平是符合该设计意图的。

3.2 双目标配平结果与分析

3个双目标优化问题“考虑升阻比性能与控制能量性能”“考虑升阻比性能与隐身性能”“考虑控制能量性能与隐身性能”的Pareto非劣解集分别见图5(a~c)。

图5揭示了该无尾布局飞行器的如下配平性能:

1) 3个配平目标中,两两均是相互冲突的,即一个目标性能的提高会导致另一个目标性能的降低,不存在两个目标性能同时增加的情况。

2) 图5(a)显示,升阻比最大(J_1)与控制面偏角绝对值之和最小(J_2)两个目标的Pareto非劣解集近似呈线性关系,这意味着在这两个目标的Pareto非劣解集任一点,一个目标性能的提升与另一个目标性能的降低的比例几乎是不变的。

3) 图5(b)显示,升阻比最大(J_1)与控制面间偏角差最小(J_3)两个目标的Pareto非劣解集之间有着较明显的非线性关系,左侧较陡峭、右侧较平缓。这意味着,左侧部分较小的升阻比性能降低能带来较大的控制面间偏角差性能提升,而在右侧部分,较大的升阻比性能降低只能带来较小的控制面间偏角差性能提升。

4) 图5(c)与图5(b)类似,控制面偏角绝对值和最小(J_2)与控制面间偏角差最小(J_3)两个目标的Pareto非劣解集之间也存在较明显的非线性关系,左侧较陡峭、右侧较平缓。这意味着,左侧部分较小的控制面偏角绝对值和性能降低能带来较大的控制面间偏角差性能提升,而在右侧部分,较大的控制面偏角绝对值和性能降低只能带来较小的控制面间偏角差性能提升。

通过分析上述配平构型的3个双目标优化问题的Pareto非劣解集,有助于深入认识该无尾飞行器的配平性能间的相互关系,在3.3节中将开展配平构型的三目标优化设计,并获取最终配平构型。

3.3 三目标优化配平结果

同时考虑升阻比性能、控制能量性能与隐身性能

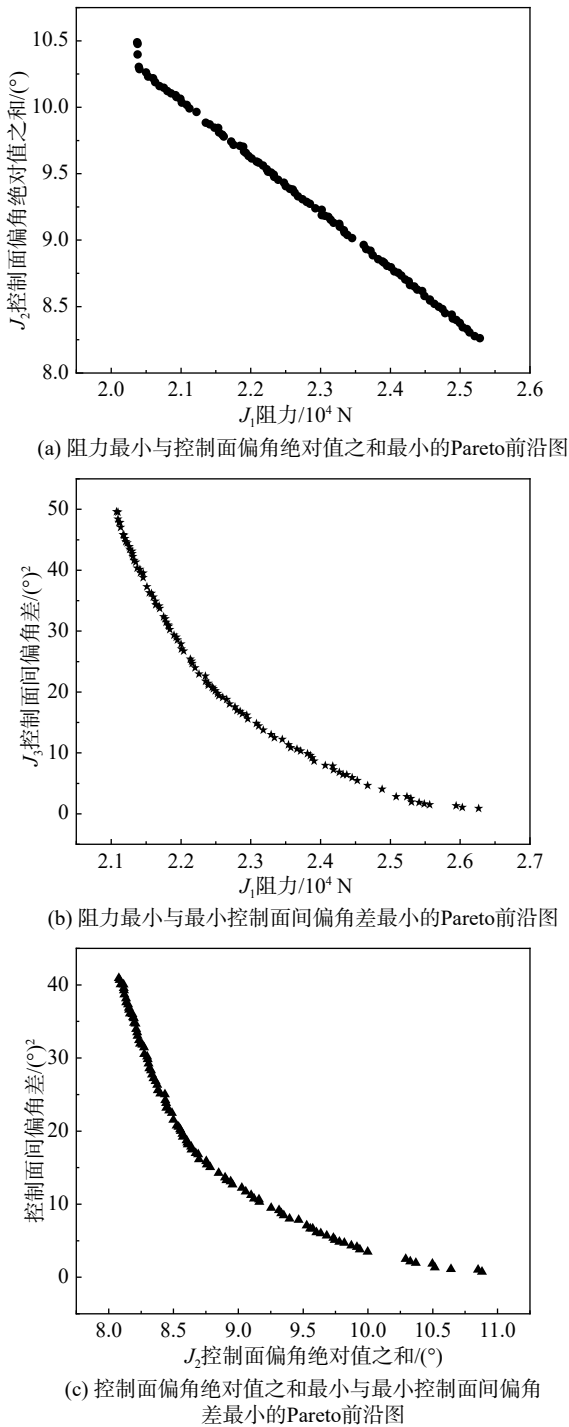


图 5 3 个双目标优化问题 Pareto 前沿图

Fig. 5 Pareto frontier diagram of three Bi-objective optimization problems

的三目标优化设计的 Pareto 前沿解如图 6, 采用理想点最小距离法计算得到的最终解也标在图中。

将图 6 中三维空间里的 Pareto 非劣解集分别投影到 3 个由双目标构建的二维平面上, 可以看到: 在每个平面上 Pareto 前沿点形成的曲线(图中紫色线)与 3.2 节中的双目标优化问题的 Pareto 前沿曲线(图 5)趋势是一致的。

得到最优解 $\alpha = 1.7908^\circ$ 、 $\delta_1 = -0.0009588^\circ$ 、 $\delta_2 = -4.1908^\circ$ 、 $\delta_3 = -4.9232^\circ$, 在图 6 中用绿色点表示, 可以看到: 通过理想点最小距离法计算得到的最优解投影到 3 个二维平面上, 分别位于 3 个双目标优化问题 Pareto 前沿的中部, 体现出最小距离方法避免某个目标绝对占优的特点。

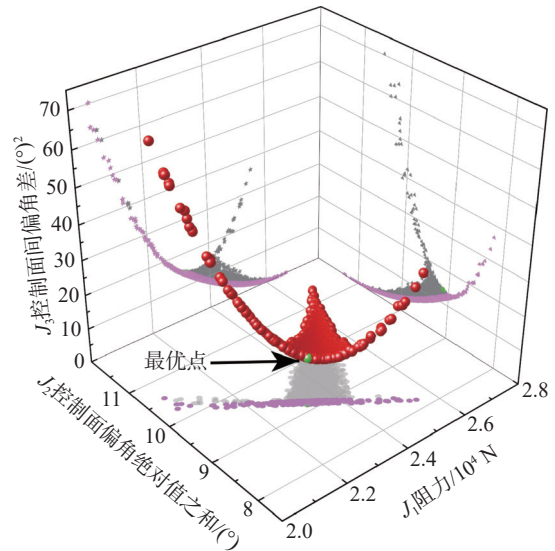


图 6 三目标优化 Pareto 前沿图

Fig. 6 Pareto front graph of three objective optimization

4 结论

含冗余控制面飞行器同一平飞状态存在多个不同配平构型及相应的配平性能, 合理的配平构型可以充分发挥飞行器性能。对本文研究的大后掠三角翼飞行器而言, 若以最大升阻比飞行, 则配平时应尽量采用内舵; 若以最小舵偏角飞行, 则配平时应尽量采用中舵; 若三个舵面一致偏转以有利于隐身性能时, 三个舵面应偏转一个特定角度: -3.7882° 。多目标优化的 Pareto 非劣解集揭示出本文讨论的无尾飞行器的升阻比最大(阻力最小)与控制面偏角绝对值之和的最小性能之间呈近似线性关系; 而升阻比与控制面间偏角差性能之间、控制面偏角绝对值之和与控制面间偏角差性能之间则呈非线性关系。这意味着, 在某些非劣解附近, 某项性能的较小损失会带来另一项性能的较大提升。这一现象有助于深入认识该无尾飞行器的配平性能, 并确定合理的配平构型。

本研究中, 控制能量和隐身性能分析都进行了简化处理, 在后续研究中可采用更完整精细的分析模型, 但本研究提出的配平构型优化问题、采用的求解方法与分析思路对含冗余控制面飞行器配平构型设计仍是适用的。

参 考 文 献:

- [1] SONG Z Y, PAN H, ZHAO Y X, et al. Reviews and challenges in reliability design of long march launcher control systems[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(2): 537–550.
doi: 10.2514/1.j060640
- [2] 张伟, 赵轲, 夏露, 等. 飞翼布局翼型系列设计进展[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(6): 37–52.
ZHANG W, ZHAO K, XIA L, et al. A multi-disciplinary global/local optimization method for flying-wing airfoils design[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 37–52 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0282
- [3] 孔轶男, 何开锋, 王立新, 等. 增加喷流控制的飞翼飞机机动仿真[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(2): 186–191.
KONG Y N, HE K F, WANG L X, et al. Simulation of flying wing aircraft maneuver with leading edge jet control[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(2): 186–191 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2011.0073
- [4] 余永刚, 黄勇, 周铸, 等. 飞翼布局气动外形设计[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(6): 832–836, 878.
YU Y G, HUANG Y, ZHOU Z, et al. Aerodynamic design of a flying-wing aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(6): 832–836, 878 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0163
- [5] 吴军飞, 秦永明, 黄湛, 等. 小展弦比飞翼标模纵航向气动特性低速实验研究[J]. *空气动力学学报*, 2016, 34(1): 125–130.
WU J F, QIN Y M, HUANG Z, et al. Low speed experiment on longitudinal and lateral aerodynamic characteristics of the low aspect ratio flying wing calibration model[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(1): 125–130 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0093
- [6] 史鹏飞, 郭杰, 唐胜景, 等. 基于预测控制的大迎角控制器设计[J]. *飞行力学*, 2019, 37(1): 50–54.
SHI P F, GUO J, TANG S J, et al. High angle of attack controller design based on predictive control[J]. *Flight Dynamics*, 2019, 37(1): 50–54 (in Chinese).
doi: 10.13645/j.cnki.f.d.20181106.004
- [7] 达兴亚, 陶洋, 赵忠良, 等. 导弹配平飞行数值模拟及控制优化[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(1): 92–95, 108.
DA X Y, TAO Y, ZHAO Z L, et al. Numeric simulation and control optimization on missile trimmed flight[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(1): 92–95, 108 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2012.0045
- [8] SAETTI U, HORN J F, BERGER T, et al. Handling-qualities perspective on rotorcraft load alleviation control[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2020, 43(10): 1792–1804.
doi: 10.2514/1.g004965
- [9] 郭剑东, 宋彦国. 小型无人倾转旋翼机气动与操纵特性试验研究[J]. *空气动力学学报*, 2015, 33(1): 107–112.
GUO J D, SONG Y G. Testing study on aerodynamics and control characteristics of a small unmanned tilt rotor[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(1): 107–112 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2013.0007
- [10] 沈海东, 余智勇, 曹瑞, 等. 考虑飞行品质约束的空天飞行器控制舵面设计及优化[J]. *宇航学报*, 2021, 42(1): 103–112.
SHEN H D, SHE Z Y, CAO R, et al. Control surface design and optimization for aerospace vehicle under handling quality constraints[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(1): 103–112 (in Chinese).
doi: 10.3873/j.issn.1000-1328.2021.01.011
- [11] COOK M V. *Flight Dynamics Principles*[M]. Oxford Spire Business Park, Kidlington: Butterworth-Heinemann, 2012.
- [12] 胡兆丰, 何植岱, 高浩. 飞行动力学: 飞机的稳定性和操纵性[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985: 27.
HU Z F, HE Z D, GAO H. *Flight dynamics: Stability and maneuverability of aircraft*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1985: 27 (in Chinese).
- [13] 刘隼, 谢长川, 王立波, 等. 柔性飞机大变形曲面气动力计算及配平分析[J]. *工程力学*, 2015, 32(10): 239–249.
LIU Y, XIE C C, WANG L B, et al. Nonplanar aerodynamic computation and trim analysis under large deflection of flexible aircraft[J]. *Engineering Mechanics*, 2015, 32(10): 239–249 (in Chinese).
doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2014.04.0284
- [14] 张声伟, 董建鸿, 周林. 气动力配平及配平损失计算方法研究[J]. *航空工程进展*, 2010, 1(2): 132–136.
ZHANG S W, DONG J H, ZHOU L, et al. Calculating method research of aerodynamic trim and trim expense[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2010, 1(2): 132–136 (in Chinese).
doi: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2010.02.019
- [15] 刘深深, 解静, 冯毅, 等. 一种仿HX扁平面对称类升力体布局气动特性分析[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(6): 787–791.
LIU S S, XIE J, FENG Y, et al. Aerodynamic characteristics analysis for HX analog lifting body[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(6): 787–791 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0187
- [16] 刘深深, 冯毅, 杨肖峰, 等. 类AHW助推滑翔飞行器气动布局优化设计分析[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(2): 226–233.
LIU S S, FENG Y, YANG X F, et al. Study on the optimization and aerodynamics characteristics analysis for AHW analog boost gliding vehicle[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(2): 226–233 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2016.0105
- [17] RAVEH D E. Maneuver load analysis of overdetermined trim systems[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(1): 119–129.
doi: 10.2514/1.29118
- [18] AMOROSO F, LEROUX L, SOMBRA M. Overdetermined systems of sparse polynomial equations[J]. *Foundations of Computational Mathematics*, 2015, 15(1): 53–87.
doi: 10.1007/s10208-014-9207-y
- [19] 屈晓波. 无尾飞翼飞机多操纵面控制分配技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015: 5.

- QU X B. Research on control allocation technology of multi-control surfaces for tailless flying wing aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015: 5 (in Chinese).
doi:10.7666/d.D689577
- [20] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance[M]. Sunrise Valley Drive, Reston: AIAA, 2013.
- [21] 王禄, 王志刚. 高超声速飞行器拦截中制导律设计[J]. *飞行力学*, 2019, 37(6): 58–62, 78.
WANG L, WANG Z G. Design of midcourse guidance law for intercepting hypersonic vehicle[J]. *Flight Dynamics*, 2019, 37(6): 58–62, 78 (in Chinese).
doi: 10.13645/j.cnki.f.d.20190806.007
- [22] 昂海松, 余雄庆. 飞行器先进设计技术[M]. 2版. 北京: 国防工业出版社, 2014: 23.
- ANG H S, YU X Q. Advanced design technology for aircraft[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 23 (in Chinese).
- [23] 赵均伟, 赵建军, 杨利斌. 基于分布估计算法的弹性飞翼飞行器多操纵面控制分配[J]. *计算机应用*, 2014, 34(10): 3048–3053, 3058.
ZHAO J W, ZHAO J J, YANG L B. Control allocation for fly-wing aircraft with multi-control surfaces based on estimation of distribution algorithm[J]. *Journal of Computer Applications*, 2014, 34(10): 3048–3053, 3058 (in Chinese).
doi: 10.11772/j.issn.1001-9081.2014.10.3048
- [24] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, 6(2): 182–197.
doi: 10.1017/9781108980647

(本文责编: 周奇杰)