

高速飞行器气动控制耦合优化设计方法研究

董超¹, 潘鑫^{2,3}, 姜璐璐^{2,3}, 陈刚^{2,3}

(1. 北京航天长征飞行器研究所, 100076, 北京; 2. 西安交通大学复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室, 710049, 西安; 3. 西安交通大学陕西省先进飞行器服役环境与控制重点实验室, 710049, 西安)

摘要: 针对传统串行设计过程由于空气动力学和控制系统数学模型复杂、无法综合考虑气动和控制的多目标优化的问题,提出了一种面向高速飞行器气动控制耦合优化设计方法。基于气动单学科代理优化(SBO)算法,将飞行器主动控制技术(ACT)的思想与多学科优化方法(MDO)相结合,构建了高速飞行器气动控制耦合多目标优化流程架构。在2马赫来流条件下,对带有控制舵的双锥体外形开展了气动耦合优化设计研究,以提升飞行器的气动性能和控制能力为优化目标。结果表明:经过气动控制耦合优化后的最优模型在超声速环境下,升力系数和升阻比分别提升了0.401%、2.999%,同时超调量与控制增益分别降低了2.769%、0.655%,气动性能和控制能力得到提升,验证了耦合策略的可行性;气动控制耦合优化的最优模型不仅使飞行器在超声速工作环境下性能更卓越,还有助于降低后续控制系统的设计难度,提高飞行器设计效率。所提气动控制耦合优化设计方法为高速飞行器的先进设计提供了必要的技术支撑。

关键词: 高速飞行器;气动控制耦合;多学科优化;外形设计

中图分类号: V221.8 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202408020 **文章编号:** 0253-987X(2024)08-0196-09

Aerodynamic Control Coupling Optimization Design Method for High-Speed Vehicles

DONG Chao¹, PAN Xin^{2,3}, JIANG Lulu^{2,3}, CHEN Gang^{2,3}

(1. Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China; 2. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 3. Shannxi Key Laboratory for Environment and Control of Flight Vehicle, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Due to the complexity of the mathematical models of aerodynamics and control, it is a challenge inherent in the traditional serial design process to fully account for their multi-objective optimization. To address the challenge, a method for aerodynamic control coupling optimization tailored to high-speed vehicles is proposed. Leveraging the surrogate-based optimization (SBO) algorithm, this approach integrates the principles of active control technology (ACT) with multidisciplinary design optimization (MDO) techniques to establish an aerodynamic control coupling multi-objective optimization process for high-speed vehicles. Under Mach 2 flow conditions, aerodynamic control coupling optimization studies are conducted on a double-cone

model equipped with control surfaces to enhance the aerodynamic performance and control capability of the vehicles. The results reveal that after aerodynamic control coupling optimization, the optimal model demonstrates a 0.401% increase in lift coefficient and a 2.999% improvement in lift-to-drag ratio in the supersonic environment. Additionally, there is a reduction of 2.769% in overshoot and 0.655% in control gain. These enhancements in aerodynamic performance and control capability affirm the viability of the coupling strategy. Furthermore, the optimal model streamlines subsequent control system design, thereby enhancing overall vehicle design efficiency. The aerodynamic/control coupling optimization design method proposed in this paper serves as crucial technical support for the advanced design of high-speed vehicles.

Keywords: supersonic vehicle; aerodynamic control coupling; multidisciplinary design optimization; shape design

高速飞行器具有速度快、隐蔽性好、突防能力强等特点^[1],具有较好的应用前景,已经成为各国航空航天技术领域的战略发展方向之一^[2-3]。由于高速飞行器的主要工作环境在超声速域,气动特性变化复杂,整体表现为一个具有不确定性大、高动态、强耦合等特性的非线性系统^[4-5],这也对飞行控制系统的可操纵性提出了较高要求。在飞行器传统串行设计过程中,气动与控制系统设计一直是分离的,气动只是作为控制系统设计的一个输入,而飞行控制系统也仅仅起到辅助实现飞行性能要求和改善飞行品质的作用^[6],两个学科之间缺少相互迭代和配合。因此,传统设计思路对于气动和控制高度耦合的高速飞行器而言,无法充分考虑飞行器控制性能,飞行器整体性能得不到有效发挥,甚至会导致控制系统失效而引发飞行任务失败,同时也会延长设计周期。

随着主动控制技术(active control technology, ACT)的发展成熟,气动布局与控制系统开始进行初步的耦合设计。随控布局技术是指按照控制系统提出的要求,在飞行器总体设计阶段,将自动控制系统的设计与气动构型、结构、推进系统相结合,充分发挥飞行控制系统的潜力,从而全面提高飞机的飞行性能,并同时改善飞行品质^[7]。由于随控布局技术在航空飞行器中的成功应用,所以在高速飞行器研制领域也被广泛使用,通过采用主动控制技术对航天飞机改型设计,放宽静稳定裕度,合理调整机翼、机身的布局,可以使改进型具有良好的操纵品质和着陆性能^[8],后续在再入飞行器 X-33^[9]、X-37^[10]等设计过程中得到进一步应用。但是,主动控制技术更多强调的是发挥控制系统作用,气动与控制的整体性能并未综合考虑。张有济^[11]指出,过分强调控制系统的作用,忽视了研究和改善控制对象特性的重要性,这使得控制系统复杂化、气动布局不合

理,飞行器的经济性和可靠性大大降低。

为提高高速飞行器的总体性能,减少设计反复,有必要通过多学科优化设计思想(multidisciplinary design optimization, MDO)对飞行器进行气动控制耦合优化设计,使气动布局与控制系统设计能够相互配合,提高总体设计效益^[12-17]。Perez 等^[18]针对全飞行包线内的随控布局设计问题,对飞机气动布局、结构质量、飞行性能和控制系统进行了综合优化,得到了较优的飞机总体方案。Jeong 等^[19]则以一种无动力升力式再入飞行器为研究对象,分析了再入飞行器布局参数对控制性能影响的敏感性。

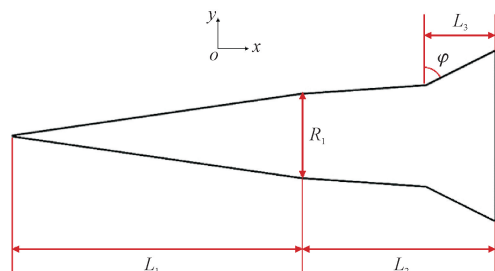
目前,对高速飞行器气动控制耦合优化设计的研究仍处于一种初期的探索阶段,主要原因在于空气动力学学科与自动控制学科之间较大的学科差异^[6]。基于此,本研究充分考虑气动和控制的多目标优化问题,将主动控制技术的思想应用在高速飞行器气动控制耦合优化设计中,构建了高速飞行器气动控制耦合多目标优化流程架构。该方法可使高速飞行器在概念设计阶段,借助控制律快速设计与评估方法,对飞行器不同概念气动布局方案进行可控性评估,实现气动布局设计的快速迭代设计,在确保高速飞行器整体性能最优的前提下,降低传统串行设计模式的时间成本,实现设计效率的有效提升,为高速飞行器先进设计提供技术保障。

1 仿真方法

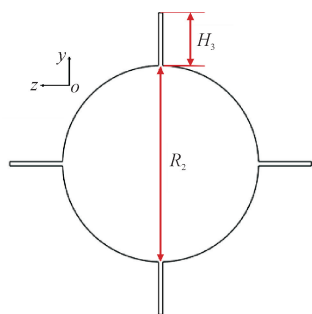
1.1 高速飞行器模型设计

高速飞行器外形设计需要遵循具有较大的升力和较高的升阻比、较小的静稳定裕度等原则。朱广生等^[20]通过对比单、双锥体的气动力系数随马赫数与攻角的变化,以及飞行器静稳定裕度和舵面效率,发现带有控制舵的细长双锥体可以更好地满足设计要

求。因此,本研究选择该类外形作为后续优化设计过程的初始构型,如图 1 所示,锥体尺寸如下:第一锥体长度 $L_1=2.595$ m,底面半径 $R_1=0.379$ 3 m;第二锥体长度 $L_2=1.75$ m,底面半径 $R_2=0.5$ m。尾部控制舵的尺寸如下:舵面高度 $H_3=0.27$ m,舵面长度 $L_3=0.625$ m,舵面后掠角度 $\varphi=63.38^\circ$ 。



(a) xy 截面



(b) yz 截面

图 1 本研究所使用的基准模型

Fig. 1 Base model used in this study

本文使用的大气环境来源于 NASA 地球大气模型^[21],相关参数计算公式为

$$\begin{cases} T = 288.14 - 0.00649H, & H < 11\,000 \\ P = 101\,290 \left(\frac{T}{288.08} \right)^{-5.256} \end{cases} \quad (1)$$

式中: T 、 H 、 P 分别为温度、高度、压强。具体自由来流条件如下:速度为 $2Ma$,高度为 $10\,000$ m,静压为 $26\,700$ Pa,密度为 $0.416\,1$ kg/m³,攻角为 10° 。

1.2 超声速流动数值模拟方法

采用计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 方法对模型的气动特性进行计算,采用有限体积法对流动控制方程进行离散。通量和黏性通量的计算分别采用 AUSM+格式和中心差分格式实现。采用隐式时间推进求解,湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型。为了验证计算方法的可行性,选择中国空气动力研究与发展中心 CHN-F1 模型在马赫数为 1.48 、 $Re=1.096 \times 10^7$ 时的测力试验^[22]进行对比,如图 2 所示,结果表明,该数值方法在超声速环境下是有效和可靠的。

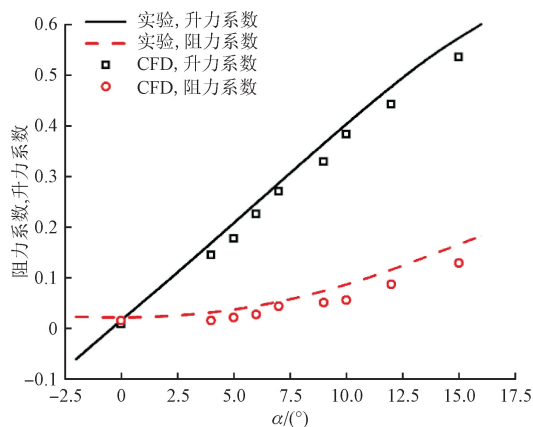


图 2 CHN-F1 模型计算结果对比^[22]

Fig. 2 Comparison of experimental result of CHN-F1 model^[22]

为了选择合适的计算网格量,平衡计算准确性和计算时长,选取粗、中、细 3 种网格数的模型进行无关性验证。基准模型的非结构化网如图 3 所示,模型锥体及控制舵均设置为绝热无滑移壁面并进行网格加密处理以捕捉近壁流动。不同网格数的基准模型阻力系数对比如图 4 所示,不同网格模型对比如表 1 所示。

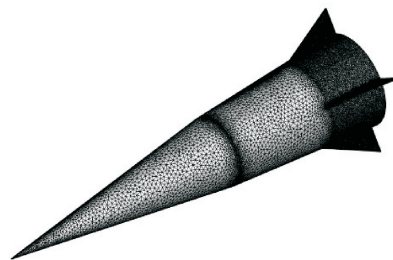


图 3 模型网格

Fig. 3 Mesh of base model

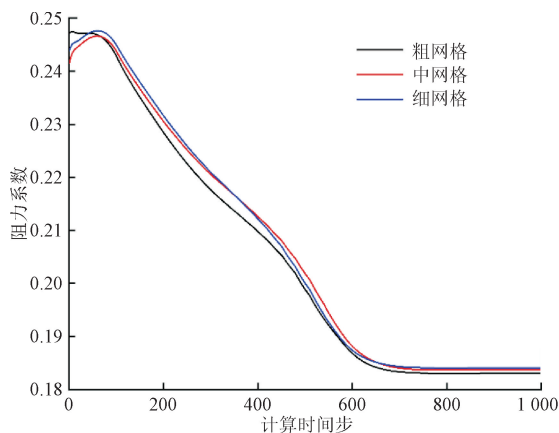


图 4 不同网格阻力系数收敛曲线

Fig. 4 Drag coefficient convergence curve of different grid

由图 4 可以看出,细网格和中网格的收敛结果

吻合较好,3 种网格的阻力系数基本接近,同时也说明增加网格数量对计算结果改善不明显。因此,为节省计算成本,同时保留计算精度,选择中等网格进行后续计算。

表 1 不同网格模型对比

Table 1 Comparison of different grids

网格模型	网格数	对比中等网格的计算偏差
粗网格	942 230	-0.003
中网格	2 133 594	
细网格	4 613 616	0.002

1.3 控制性能判据

在气动布局和外形优化设计阶段,除满足设定的气动约束外,尽快引入控制性能评估,可有效提高飞行器综合优化设计的性能^[23]。本文的控制性能评估流程如下:首先通过 CFD 计算构建所需的气动外形数据库,以此建立飞行动力学模型;之后对动力学模型进行线性化,并对模型进行能控、能观性分析以及闭环状态响应分析,进而获得所需的控制性能指标。

文献[24]给出了高速飞行器在特定飞行条件下的纵向通道飞行动力学模型,即

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{g \sin \gamma}{r^2} \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{(g - V^2 r) \cos \gamma}{V r^2} \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} = M_y / I_y \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \\ D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \\ T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_T \\ M_y = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{S} [C_m^\alpha + C_m^{\delta_e} + C_m^q] \end{cases} \quad (3)$$

式中: V 、 γ 、 α 、 h 、 q 分别为飞行速度、飞行路径角、攻角、飞行高度、俯仰角速率; g 、 m 、 I_y 、 r 分别为地球的引力常数、飞行器的质量、转动惯量和半径; L 、 D 、 T 、 M_y 为升力、阻力、推力和俯仰力矩; ρ 、 S 、 $\bar{c}$ 分别为空气密度、飞行器参考面积、平均翼弦长; C_L 、 C_D 、 C_T 分别为升力系数、阻力系数、推力系数; C_m^α 、 $C_m^{\delta_e}$ 、 C_m^q 分别为俯仰力矩对攻角、舵偏角、俯仰角速率的气动导数。

基于文献[24]所提飞行器动力学模型,为了便于控制性能评估过程中控制器的设计,假设高速飞行器速度与高度保持不变,只考虑受舵偏影响的姿态角变化,本文将纵向通道的飞行动力学方程简化为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -\frac{L}{mV} + \frac{g \cos(\theta - \alpha)}{V} + q \\ \dot{q} = \frac{M_y}{I_y} \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \quad (4)$$

基于小扰动线性化原理,对高超声速飞行器纵向通道模型进行线性化的思路为:选取舵偏角 δ_e 作为控制输入,俯仰角 θ 为控制输出,采用雅克比线性化方法将动力学方程在平衡状态下线性化。将其表示为状态空间方程形式,其中线性化过程主要通过 MATLAB 软件实现非线性模型处理,即

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Z_\alpha & 1 & 0 \\ \bar{M}_\alpha - \bar{M}_\alpha Z_\alpha & \bar{M}_q + \bar{M}_\alpha & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -Z_{\delta_e} \\ \bar{M}_{\delta_e} - \bar{M}_\alpha Z_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_e] \\ y = [0 \quad 0 \quad 1] \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \end{cases} \quad (5)$$

式中: Z_α 、 $\bar{M}_\alpha$ 分别为攻角引起的法向力气动系数和俯仰力矩气动系数; $\bar{M}_\alpha$ 、 $\bar{M}_q$ 分别为攻角导数和俯仰角速率引起的俯仰力矩气动系数; Z_{δ_e} 、 $\bar{M}_{\delta_e}$ 分别为升降舵舵偏角引起的法向力气动系数和俯仰力矩气动系数。

线性二次型调节器(LQR)常作为控制律实现飞行器的姿态和位置调节^[25],其状态调整响应的指标可以反映系统的控制性能。本文采用 LQR 对各气动外形对应的纵向通道动力学模型进行控制,以其状态调整响应的性能指标作为控制代价函数,对飞机外形进行评估。考虑无穷时间状态调节问题,当线性时不变系统完全可控时,其 LQR 性能指标和反馈增益矩阵为

$$\begin{aligned} J &= \frac{1}{2} \int_0^\infty [\mathbf{x}^T(t) \mathbf{Q} \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t) \mathbf{R} \mathbf{u}(t)] dt \\ \mathbf{K} &= \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \end{aligned} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{x}(t)$ 、 $\mathbf{u}(t)$ 分别为状态变量和控制输入; $\mathbf{Q}$ 为

与状态变量相关的半正定加权矩阵; $\mathbf{R}$ 为与控制输入相关的半正定加权矩阵; $\mathbf{K}$ 为反馈增益矩阵 $\bar{\mathbf{P}}$ 为 Riccati 代数方程的唯一正定对称解。

$\bar{\mathbf{P}}$ 可以通过求解以下 Riccati 代数方程^[26] 得到

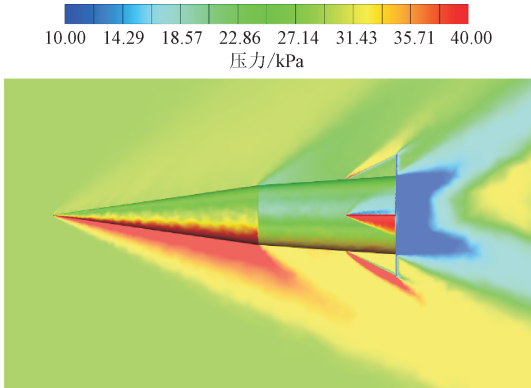
$$\bar{\mathbf{P}}\mathbf{A} + \mathbf{A}^T\bar{\mathbf{P}} - \bar{\mathbf{P}}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\bar{\mathbf{P}} + \mathbf{Q} = 0 \tag{7}$$

式中: $\mathbf{A}$ 为状态矩阵; $\mathbf{B}$ 为输入矩阵。

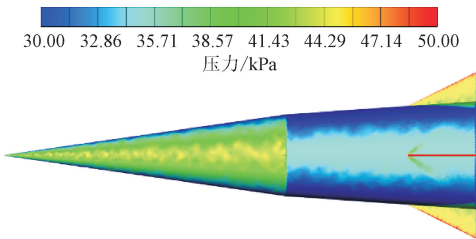
2 影响机理

2.1 基准模型计算结果

采用验证后的计算方法对基准模型的气动特性和控制性能进行分析。结合模型周围的流场结构,在超声速来流作用下,弹体头部会产生激波,压力云图如图 5 所示。由于外折角的存在,在第一、第二锥体交界处会产生膨胀波,计算所得的原始模型升力系数 C_L 及升阻比 C_{LD} 如表 2 所示,将为后续气动外形优化提供气动约束。



(a)周围流场结构



(b)底面压力云图

图 5 基准模型压力云图($Ma=2$)

Fig. 5 Pressure contour of base model ($Ma=2$)

对于控制性能而言,本文将反馈增益 K 、闭环响应超调量 σ 作为控制响应性能指标。指标值越小,通常反映的气动外形的控制性能越好。基准模型在 $Ma=2$ 条件下的性能为 $C_L=0.3809$ 、 $C_{LD}=1.0663$ 、 $K=1.9534$ 、 $\sigma=23.9699\%$ 。该基准模型的控制性能将为后续优化的控制约束指标。

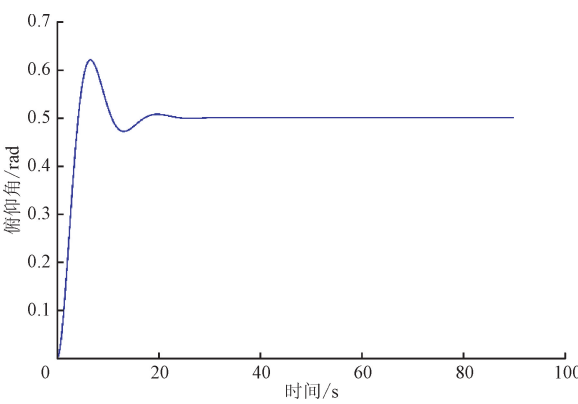


图 6 基准模型控制性能分析

Fig. 6 Control performance analysis of base model

2.2 影响机理

Pearson 相关系数一般用于分析两个变量之间的关系,是一种线性相关系数。为了衡量两个变量间的相关性程度,本文采用 Pearson 相关系数进行分析,计算公式为

$$r = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}} \tag{8}$$

式中: r 为 Pearson 相关系数; x_i 、 y_i 分别为两个变量的观测值; $\bar{x}$ 、 $\bar{y}$ 分别为两个变量的平均值。

模型的气动及控制性能与外形变量之间的相关系数如表 2 所示,可知升力系数受 R_1 的影响较为明显, R_2 与模型的阻力系数呈正相关,因此增加 R_2 会降低模型的升阻比。舵面高度和舵面后掠角对于控制性能影响显著,二者对超调量和控制增益的影响机理相反,弹身尺寸对于控制性能影响较小。

表 2 气动与控制性能指标与外形参数间的相关系数

Table 2 Correlation coefficient between aerodynamic and control performance index and shape parameters

参数	r						
	L_1	L_2	R_1	R_2	L_3	H_3	φ
C_L	-0.04	0.07	0.76	0.67	0.15	0.58	-0.36
C_D	-0.10	0.04	0.58	0.94	0.00	0.34	-0.26
C_{LD}	0.11	0.04	0.29	-0.53	0.26	0.43	-0.17
σ	-0.22	0.12	-0.05	-0.08	0.33	-0.82	0.86
K	0.19	-0.14	0.00	-0.15	-0.34	0.82	-0.86

注:加粗项表示对应的两个参数间相关性强。

3 耦合策略

气动控制耦合策略如图 7 所示。优化过程中,

几何参数化采用自由形变 (free-form deformation, FFD) 方法,参数化设计选择外形参数变量 L_1 、 L_2 、 R_1 、 R_2 、 L_3 、 H_3 、 φ ,控制模型的性能评估采用气动静稳定性判据和闭环控制系统仿真。采用基于 Kriging

代理模型和 NSGA-II 遗传算法的气动代理优化框架,将控制学科模型所提供的控制判据同时作为耦合优化过程中的约束条件和目标函数,通过此方法得到同时满足气动控制性能需求的 Pareto 前沿。

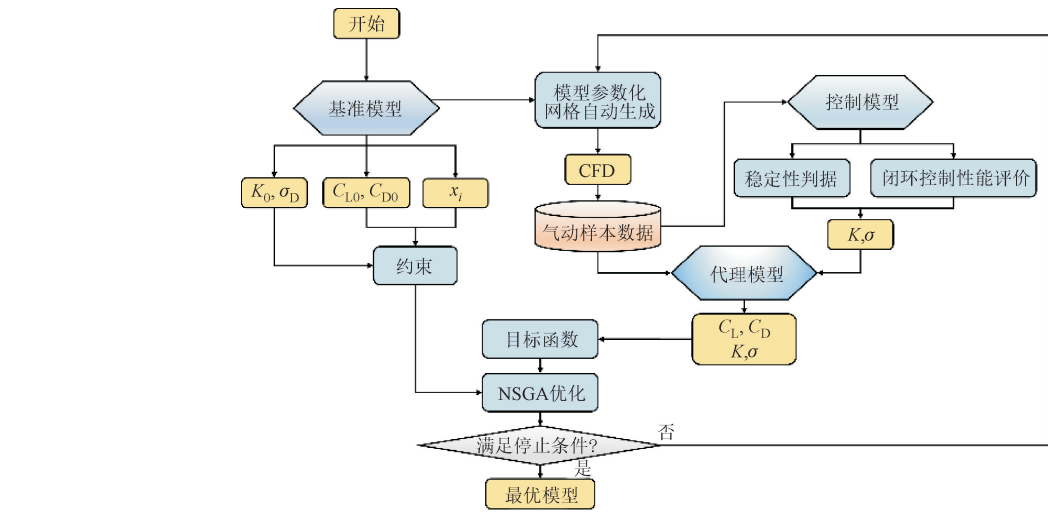


图 7 气动控制耦合优化策略

Fig. 7 Aerodynamic/control coupling optimization strategy

对于高速飞行器的气动特性,主要是满足升力高、升阻比大等要求,而对其控制性能的要求则主要表现在快速性和稳定性上。在此基础上,以最小化飞行器的超调量 σ 、控制增益 K 、最大化升阻比 C_{LD} 、升力系数 C_L 为目标,建立了优化问题的数学模型

$$\begin{cases} \max f_{\text{obj1}} = C_{LD}; & f_{\text{obj2}} = C_L \\ \min f_{\text{obj4}} = K; & f_{\text{obj6}} = \sigma \\ \text{s. t. } 0.95x_i \leq x_i \leq 1.05x_i \end{cases} \quad (9)$$

式中: f_{obj} 为目标函数。外形参数 x 约束在 5% 的变形范围内。

为了后续选择合适的最优外形,采用基于熵值法的客观赋权法来确定各目标函数的权重,该方法减少了评价目标对人为主观判断的依赖,能够更准确地反映数据本身的规律。

对于 m 个目标函数,有 n 个待评价模型,决策矩阵可表示为

$$\mathbf{R} = (r_{ij})_{n \times m} = \begin{pmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1m} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2m} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ r_{n1} & r_{n2} & \cdots & r_{nm} \end{pmatrix} \quad (10)$$

式中: r_{ij} 为第 i 个模型的第 j 个目标函数值。

考虑到目标函数之间的不可公度性,必须对所有目标函数值进行标准化处理。最大化标准化和最

小化标准化方法的计算式为

$$v_{ij}^{\max} = \frac{r_{ij} - \min(r_j)}{\max(r_j) - \min(r_j)} \quad (11)$$

$$v_{ij}^{\min} = \frac{\max(r_j) - r_{ij}}{\max(r_j) - \min(r_j)} \quad (12)$$

在标准化矩阵的基础上,可计算第 j 个目标函数的熵

$$c_j = -K \sum_{i=1}^n (p_{ij} \ln p_{ij}) \quad (13)$$

式中: $K = 1/\ln n$; $p_{ij} = v_{ij} / \sum_{i=1}^n v_{ij}$ 。信息熵越大,指标的变异程度越大,可利用的信息量越少,即在决策中的作用越小。第 j 个目标函数的熵权 w_j 为

$$w_j = \frac{1 - c_j}{m - \sum_k c_k} \quad (14)$$

4 气动控制耦合优化设计

采用熵权法赋值将多目标优化问题转化为单目标结果进行分析,其权重分配如表 3 所示。针对不同需求采用不同的赋值策略,并选取每种赋值策略下得分最高的模型作为最优模型,如图 8 所示。模型 A、模型 B、模型 C 分别表示综合最优模型、气动最优模型和控制最优模型。对于气动性能最优模型,优化结果赋分仅选择升阻比 C_{LD} 、升力系数 C_L 。

控制性能最优模型仅关注模型的控制能力,仅对包括超调量 σ 、控制增益 K 进行赋分选择。对于综合性能最优模型,综合考虑以上 4 个指标进行赋分,包括气动性能和控制能力。优化模型参数相对于基准模型的变化率如表 4 所示。

表 3 基于熵权法的优化策略权重分配
Table 3 Optimization strategy weight allocation based on entropy weight method

模型	权重			
	C_L	C_{LD}	σ	K
综合模型	0.207 88	0.202 35	0.197 06	0.392 71
气动模型	0.506 74	0.493 26		
控制模型			0.334 14	0.665 86

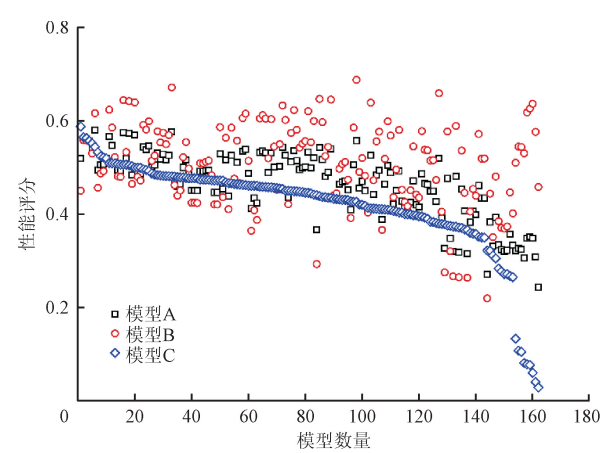


图 8 Pareto 可行解集
Fig. 8 Pareto feasible solution set

表 4 优化模型参数相对基准模型的变化率
Table 4 The change rate of optimal model size relative to the base model

参数	变化率/%		
	模型 A	模型 B	模型 C
L_1	0.017 96	0.024 63	0.016 77
L_2	0.025 9	0.021 17	0.025 9
R_1	0.035 7	0.045 45	0.030 84
R_2	-0.017 68	-0.010 76	-0.007 99
L_3	-0.022 31	-0.015 78	-0.026 29
H_3	0.022 87	0.019 88	0.024 05
φ	0.039 05	0.038 85	0.039 24

气动最优模型 B 对比基准模型, L_1 延长了 2.463%, L_2 延长了 2.117%, R_1 增加了 4.545%, R_2 缩小了 1.076%。 R_1 、 R_2 的改变会增加模型的升力系数,同时降低模型的阻力系数,这些尺寸的变化在

模型外形上体现为:弹体长细比 $(L_1+L_2)/2R_2$ 增加了 3.437%,头部长细比 $L_1/2R_1$ 缩短了 1.991%,第二锥体收缩率 R_2/R_1 减小了 5.376%,模型的气动性能上 C_D 降低了 1.67%, C_{LD} 提升了 3.504%,优化模型气动及控制性能相对基准模型的变化率如表 5 所示。

表 5 优化模型气动及控制性能参数相对于基准模型的变化率
Table 5 The change rate of aerodynamic and control performance of the optimal model relative to the base model

参数	变化率/%		
	模型 A	模型 B	模型 C
C_D	-0.025 23	-0.016 71	-0.011 57
C_L	0.004 01	0.017 75	0.006 97
C_{LD}	0.029 99	0.035 04	0.018 76
σ	-0.027 69	-0.023 67	-0.014 08
K	-0.006 55	-0.003 78	-0.018 28

不同优化模型 xy 截面对比如图 9 所示,在气动最优模型 B 的基础上,控制最优模型 C 的 R_1 、 L_1 分别减小了 1.397%、0.767%, R_2 、 L_2 分别增加了 0.280%、0.463%,并且舵面高度 H_3 增加了 0.408%,以及舵面后掠角增加了 1%。在前期研究中发现,控制特性主要受舵面尺寸变化的影响,并且舵面后掠角的影响程度略大于舵面高度,在模型的控制性能上表现为: σ 上升了 0.98%,但增益 K 下降了 1.456%。

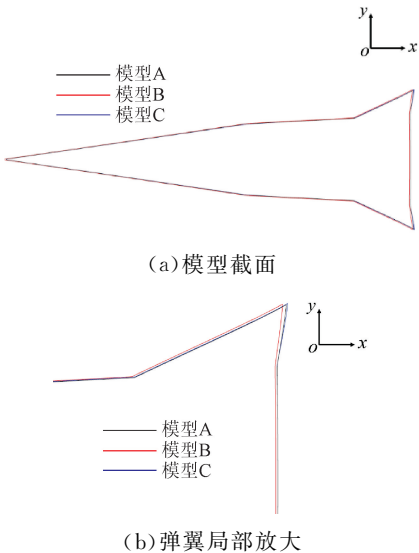


图 9 不同优化模型 xy 截面对比
Fig. 9 Comparison of xy cross-sections of different optimal models

综合最优模型 A 的外形基本介于气动最优模型 B 及控制最优模型 C 之间,头部长细比在模型 B 的基础上增加了 0.286%,第二锥体收缩率增加了 0.237%,相对于模型 B,综合最优模型 A 的 R_1 、 R_2 有所减小, C_D 虽然下降了 0.867%,但 C_L 同时下降了 1.35%, C_{LD} 下降了 4.88%;综合最优模型 A 在气动最优模型 B 的基础上 H_3 增加了 0.293%,同时延长了舵面后掠角,因此 σ 、 K 在气动最优模型 B 的基础上分别下降了 0.412%、0.278%,控制性能得到提升。

5 结 论

针对耦合特性突出的高速飞行器气动布局及控制系统设计问题,为充分挖掘控制性能对气动外形优化的增强作用,以及飞行器空气动力学与控制学科间的联系,本文将 ACT、MDO 方法相结合,建立了在气动优化框架下考虑控制性能的气动控制耦合多目标优化策略。对带控制舵的高超声速双锥体进行气动控制耦合优化设计,并选择了气动最优、控制最优及综合性能最优的 3 种优化模型。

结果表明,3 种优化模型均满足设计要求,气动和控制性能均在基准模型的基础上得到了提升。气动最优模型在满足控制性能的需求上,升力系数及升阻比分别在基准模型的基础上提升了 1.775%、3.504%;控制最优模型在提升了升力系数及升阻比的基础上,超调量与控制增益分别降低了 1.408%、1.828%;综合性能最优模型气动及控制性能介于上述两者之间。针对不同评分标准得到的最优解便于设计者根据自己的优先权选择设计方案,计算结果验证了耦合策略的可行性。

参考文献:

- [1] MAINS R C. Suborbital reusable launch vehicles need reusable research payloads [C]//AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2011: 7290.
- [2] RICHIE G. The common aero vehicle-space delivery system of the future [C]//Space Technology Conference and Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 1999: 4435.
- [3] FIDAN B, MIRMIRANI M, IOANNOU P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions [C]//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Reston, VA, USA: AIAA, 2003: 7081.
- [4] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Development of an aerodynamic database for a generic hypersonic air vehicle [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2005: 6257.
- [5] COLGREN R, KESHMIRI S, MIRMIRANI M. Non-linear ten-degree-of-freedom dynamics model of a generic hypersonic vehicle [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 800-813.
- [6] 陈功. 升力式再入飞行器气动控制一体化设计方法研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2020.
- [7] 吴森堂. 飞行控制系统 [M]. 2 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.
- [8] 庄逢甘, 赵梦熊, 何峻. 航天飞机的随控布局研究: 航天飞机空气动力学问题之六 [J]. 气动实验与测量控制, 1989, 3(1): 1-9.
ZHUANG Fenggan, ZHAO Mengxiong, HE Jun. Applied research of the control configured vehicle design approach to space transportation system [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 1989, 3(1): 1-9.
- [9] HALL C E, GALLAHER M W, HENDRIX N D. X-33 attitude control system design for ascent, transition, and entry flight regimes [C]//Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1998: 4411.
- [10] CHAUDHARY A, NGUYEN V, TRAN H, et al. Dynamics and stability and control characteristics of the X-37 [C]//Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2001: 4383.
- [11] 张有济. 战术导弹飞行力学设计 [M]. 北京: 宇航出版社, 1998.
- [12] CRAMER E J, DENNIS E J, FRANK P D, et al. Problem formulation for multidisciplinary optimization [J]. SIAM Journal on Optimization, 1994, 4(4): 754-776.
- [13] ZANG T A, GREEN L L. Multidisciplinary design optimization techniques - implications and opportunities for fluid dynamics research [C]//30th Fluid Dynamics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 1998: 3798.
- [14] DE WECK O, AGTE J, SOBIESZCZANSKI S B, et al. State-of-the-art and future trends in multidisciplinary design optimization [C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2007: 1905.
- [15] 余雄庆. 飞机总体多学科设计优化的现状与发展方向 [J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4):

- 417-426.
- YU Xiongqing. Multidisciplinary design optimization for aircraft conceptual and preliminary design: status and directions [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2008, 40(4): 417-426.
- [16] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J. A linear decomposition method for large optimization problems. *Blueprint for development* [EB/OL]. (1982-02-01)[2023-09-09]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19820014371>.
- [17] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J. Multidisciplinary optimization for engineering systems: achievements and potential [C]//*Optimization: Methods and Applications, Possibilities and Limitations*. Berlin, Germany: Springer, 1989: 42-62.
- [18] PEREZ R E, LIU H H T, BEHDINAN K. Multidisciplinary optimization framework for control-configuration integration in aircraft conceptual design [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1937-1948.
- [19] JEONG S, SUZUKI K, OBAYASHI S, et al. Improvement of nonlinear lateral characteristics of lifting-body type reentry vehicle using optimization algorithm [C]// *AIAA Infotech @ Aerospace 2007 Conference and Exhibit*. Reston, VA, USA: AIAA, 2007: 2893.
- [20] 朱广生, 刘文伶. 高超声速轴对称再入机动飞行器气动外形设计与布局研究 [J]. *空气动力学学报*, 2016, 34(3): 327-332.
- ZHU Guangsheng, LIU Wenling. Design for aerodynamic configuration of a hypersonic axisymmetric maneuverable reentry vehicle [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(3): 327-332.
- [21] National Aeronautics and Space Administration. Earth atmosphere model: metric units [EB/OL]. [2023-04-07]. <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/atmosmet.html>.
- [22] Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center. Verification and validation calibration model database: V1.0 [Z]. National Space Science Data Center.
- [23] PEREZ R E, LIU H H T, BEHDINAN K. Multidisciplinary optimization framework for control-configuration integration in aircraft conceptual design [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1937-1948.
- [24] MARRISON C I, STENGEL R F. Design of robust control systems for a hypersonic aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, 21(1): 58-63.
- [25] DARVISHPOOR S, ROSHANIAN J, TAYEFI M. A novel concept of VTOL bi-rotor UAV based on moving mass control [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106238.
- [26] NAIDU D S. *Optimal control systems* [M]. Boca Raton, USA: CRC Press, 2003.

(编辑 赵炜)