

基于 MOEA/D 的三锥体拦截器气动外形优化设计

曹 粟^{1,2}, 蒋 锋³, 李 易^{1,2}

(1.西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2.陕西省空天飞行器设计重点实验室, 陕西 西安 710072;
3.上海航天技术研究院, 上海 201109)

摘要:针对由临近空间拦截器飞行环境变化剧烈导致的热流密度过高等问题,提出一种多目标外形优化设计方法,并针对一种新型三锥体临近空间拦截器外形进行优化设计。首先,建立飞行器的气动、弹道、气动热等多学科分析模型,利用高斯-伪谱法计算拦截弹道,利用桥函数法建立气动模型,并利用 Fay-Riddle 方法估计气动热流密度。然后,以飞行器航程、总热流量和飞行时间为优化目标,采用基于分解的多目标进化算法(MOEA/D)与伪谱法将该问题转化为一组单目标优化子问题,得到 Pareto 前沿并进行相关分析。最后,给出一个优于基准值,同时满足性能指标要求的新型外形。结果表明:该优化方法具有可实现性,为未来的飞行器设计提供了新思路。

关键词:拦截器; 三锥体; 气动外形设计; 多目标优化

中图分类号: V 19 **文献标志码:** A

DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.01.010

Aerodynamic Optimization of Triple-Cone Interceptor Based on Decomposition-Based Multi-objective Evolutionary Algorithm

CAO Su^{1,2}, JIANG Feng³, LI Yi^{1,2}

(1.School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi, China;
2. Shaanxi Aerospace Flight Vehicle Design Key Laboratory, Xi'an 710072, Shaanxi, China;
3. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: To solve the problem of high heat flux density caused by the dramatic change of flight environment of near space interceptors, a new multi-objective shape optimization design method is proposed, and the shape of a new triple-cone near space interceptor is optimized. Firstly, a multi-disciplinary analysis model of aerodynamics, trajectories and aerodynamics of the aircraft is established. The Gaussian-pseudo-spectral method is used to calculate the intercepting trajectory. The aerodynamic model is established by the bridge function method, and the aerodynamic heat flux density is estimated by the Fay-Riddle method. Then, based on flight range, total heat flow and flight time, the decomposition-based multi-objective evolutionary algorithm (MOEA/D) and the pseudo-spectral method are used to transform the problem into a set of single-objective optimization sub-problems, and the Pareto frontier is obtained. Finally, this paper provides a new shape which is better than the benchmark and meets the performance requirements. The results show that the optimization method is achievable, providing a new idea for future aircraft design.

Keywords: interceptor; triple-cone; aerodynamic configuration design; multi-objective optimization

0 引言

与传统飞行器相比,高超声速滑翔飞行器突破

了常规的弹道再入飞行模式,在再入大气层后能以极高的速度飞行,具有很强的突防能力。因此,未来

收稿日期:2018-08-21;修回日期:2018-09-17

基金项目:上海市优秀学术/技术带头人计划(17XD1422800);上海航天科技创新基金(SAST2016011)

作者简介:曹 粟(1993—),男,硕士研究生,主要研究方向为飞行器外形设计。

通信作者:李 易(1984—),男,博士,讲师,主要研究方向为飞行器气动外形设计。

临近空间防御问题也将愈加突出。通常情况下,为有效拦截临近空间目标,拦截器需获得更高的飞行速度,而再入式飞行是获得较高飞行速度的有效方式。然而,再入式飞行器通常面临速域宽、航程远和飞行环境恶劣的任务特点。在设计时,要考虑拦截过程中的总热流量、飞行时间、航程等问题^[1]。因这些指标一般具有冲突性,故需采用多目标优化方法进行设计和研究。

求解多目标问题时,通常将原问题分解为多个单目标子问题。文献[2]基于边界交叉法,对再入轨迹优化问题进行分解和优化。文献[3]提出一种三维流场的乘波体外形快速生成方法,通过调整其前缘曲线,实现飞行器升阻比和容积率的两目标问题求解。本文主要采用基于分解的多目标进化算法(MOEA/D)和标量分解方法,将相互耦合的多目标优化问题转化为单目标问题,从而实现优化^[4]。相较于传统的 NSGA-II 等方法,本文方法具有更快的收敛速度,能得到更好的优化结果^[5]。

本文首先建立拦截器的气动力、气动热和拦截弹道模型;然后以航程、总热流量和飞行时间作为多目标优化的目标函数,利用基于高斯伪谱法的 GPOPS 程序^[6]对其进行求解;最后利用 MOEA/D 计算得到 Pareto 前沿与优化外形。优化结果验证了该方法的有效性。

1 拦截器分析模型的建立

1.1 拦截器几何外形

根据任务时序,三锥体拦截器会呈现 2 种形态,分别为安装有整流罩的三锥体外形和具有较高升阻比的双锥-尾翼组合体外形。在拦截飞行前段,刚进入并穿越稀薄大气区时,拦截器为三锥体初始形态;在进入稠密大气后,尾锥分离,呈现双锥-尾翼外形,从而为飞行器提供较大升力。

基于参数化建模的思想,为降低建模复杂度并减小计算量,将该三锥体外形参数设定为球头半径 R_N , 3 段长度 L_1, L_2, L_3 , 以及 3 段半径 R_1, R_2, R_3 。三锥体半径的增加,可有效降低飞行器的热流率,但也会因此而增大飞行器的阻力系数,降低其气动性能。在分离后的双锥-尾翼组合体气动外形设计中,为简化计算,取尾翼前端位置为第 3 段锥体的中点。上述 2 种形态的飞行器的外形剖面如图 1,2 所示。

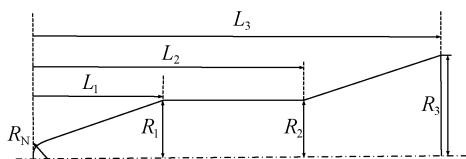


图 1 三锥体气动外形剖面

Fig. 1 Aerodynamic profile of triple-cone interceptor

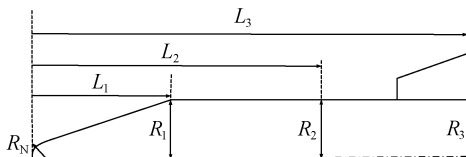


图 2 双锥-尾翼组合体气动外形剖面

Fig. 2 Aerodynamic profile of combination

1.2 空气动力计算模型与验证

高超声速飞行器的空气动力计算对于确定其气动外形、飞行轨迹和性能极为重要。因当前的风洞试验无法完全模拟高超声速飞行的真实条件,故在概念设计中,需采用快捷有效的工程估算算法。

由于拦截器在飞行中主要处于连续流和自由分子流之间的稀薄过渡流区域,因此可用当地桥函数等加权函数来综合考虑其动力特性。在应用当地桥函数前,需分别确定连续流和自由分子流区域的气动特性。

对于连续流区,采用 Dahlem-Buck 方法^[7]估算物面压力系数,并进行马赫数、背风区的经验修正,计算公式为

$$\begin{cases} C_{\text{continue}} = C_{pD} \cdot \frac{C_{p\text{cone}}(Ma_{\infty} < 20)}{C_{p\text{cone}}(Ma_{\infty} = 20)} \\ C_{pD} = \begin{cases} \left[\frac{1}{\sin^{\frac{3}{4}}(4\theta)} + 1 \right] \sin^2 \theta, & 0^\circ \leq \theta \leq 22.5^\circ \\ K \sin^2 \theta, & \theta > 22.5^\circ \end{cases} \\ C_{p\text{cone}}(Ma_{\infty}) = 2e^{\epsilon} \sin \theta \end{cases} \quad (1)$$

式中: C_{continue} 为连续流区压力系数; Ma_{∞} 为来流马赫数; θ 为来流与物面夹角; K 为常数。

对于自由分子流区,通常采用经验公式拟合方法^[8],具体采用文献[9]中物面压力系数计算公式

$$C_{\text{rare}} = \frac{1}{S^2} \left[\frac{2 - f_n}{\sqrt{\pi}} S \cos \theta + \frac{f_n}{2} \sqrt{\frac{T_w}{T_{\infty}}} \right] e^{-S^2 \cos^2 \theta} + \frac{1}{S^2} \left[(2 - f_n) \left(S^2 \cos^2 \theta + \frac{1}{2} \right) + \right]$$

$$\frac{f_n}{2} \sqrt{\pi \frac{T_w}{T_\infty}} S \cos \theta \left[1 + \operatorname{erf}(S \cos \theta) \right] \quad (2)$$

式中: C_{rare} 为自由分子流区压力系数; f_n 为粘性系数; S 为参考面积; T_w 为物面温度; T_∞ 为来流温度。

在得到飞行器在连续流区的气动系数 C_{continue} 和非连续流区的气动系数 C_{rare} 后,利用特定的桥函数方法将两者进行组合,得到稀薄气体过渡流区的气动特性系数

$$C_{\text{tran}} = P_b Kn_\infty C_{\text{rare}} + (1 - P_b Kn_\infty) C_{\text{continue}} \quad (3)$$

式中: $P_b = \sin^2 \varphi$, 其中, $\varphi = \pi(a_1 + a_2 \lg Kn_\infty)$, 此处, a_1, a_2 为待选系数, Kn_∞ 为来流努森数。

为验证上文介绍的快速估算算法的可靠性,需将其与计算流体动力学(CFD)方法的计算结果进行比较。CFD 方法主要包括基于自由分子流理论的直接模拟蒙特卡罗(DSMC)法和基于连续流理论的纳维-斯托克斯(NS)方程法。针对飞行器稀薄效应较为显著的 50 km 的飞行高度,本文分别采用 DSMC 法与 NS 方程法对三锥体外形进行气动计算,并与桥函数工程算法进行比较,结果如图 3 所示。

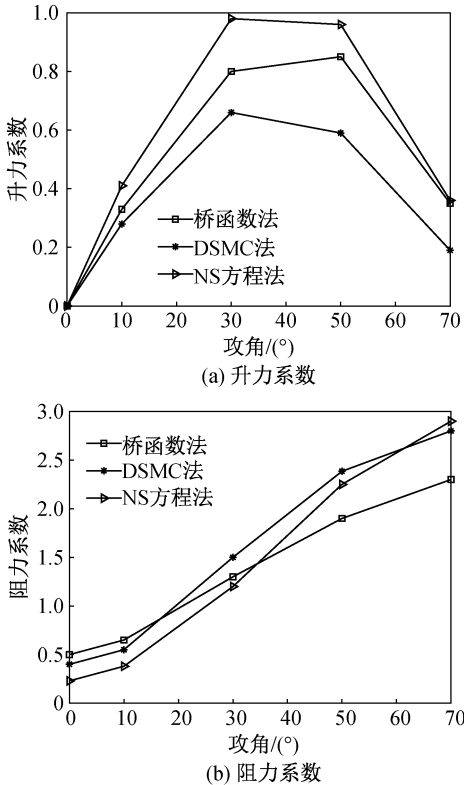


图 3 三锥体气动系数计算对比

Fig. 3 Comparison of aerodynamic coefficients of triple-cone interceptor

由图可知:桥函数法与 2 种 CFD 方法的计算结果并无较大差别,升力系数相对误差最大不超过 20%,阻力系数相对误差最大不超过 10%。两者相对误差最大值均在大攻角处,且在攻角小于 30° 时相对误差均较小。因此,桥函数法的计算精度符合要求,下文在估算飞行器气动参数时将采用该方法。

1.3 拦截弹道计算模型

不考虑地球旋转,在侧滑角为 0 的假设条件下,拦截器无动力 3 自由度质点动力学和运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{r} = v \sin \gamma \\ \dot{\theta} = \frac{v \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \varphi} \\ \dot{\varphi} = \frac{v \cos \gamma \sin \psi}{r} \\ \dot{v} = -D - \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{1}{v} \left[L \cos \sigma - \left(g - \frac{v^2}{r} \right) \cos \gamma \right] \\ \dot{\psi} = \frac{1}{v} \left(\frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{v^2}{r} \cos \gamma \cos \psi \tan \varphi \right) \end{cases} \quad (4)$$

式中: r 为飞行器地心距; θ 为经度; φ 为纬度; v 为飞行器相对地球速度; γ 为速度倾角; ψ 为速度方位角, $\psi = 0^\circ$ 表示正东方向; σ 为倾斜角; D 和 L 分别为阻力加速度和升力加速度; g 为地球重力加速度, $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ 。拦截弹道计算方法采用高斯-伪谱法^[10]。

1.4 热流计算模型

采用 Fay-Riddle 公式估算拦截器的驻点热流,将高温气体边界层偏微分方程转为常微分方程^[11]。假设与气体热力学特性、输运特性有关的无因次参数为一系列常数:普朗特数 $Pr = 0.71$; 路易斯数 $Le = 1.0 \sim 2.0$; $\rho_s \mu_s / (\rho_w \mu_w) = 1.0$, 其中, ρ_s 为驻点空气密度, μ_s 为驻点空气粘性系数, ρ_w 为壁面空气密度, μ_w 为壁面空气粘性系数。当飞行速度为 1.77 ~ 7.00 km/s, 飞行高度为 7.6 ~ 37.0 km, 壁温为 300 ~ 3 000 K 时,利用有限差分法,对平衡、非平衡和冻结流进行大量的数值计算。最终,驻点的热流密度 q_s 可表示为

$$q_s = 0.763 Pr^{-0.6} \left(\frac{\rho_s \mu_s}{\rho_w \mu_w} \right)^{0.4} \left[\left(\frac{du_e}{dx} \right)_s (\rho_w \mu_w) \right]^{0.5} \left[1 + \frac{(Le^{0.52} - 1) h_d}{h_s} \right] (h_s - h_w) \quad (5)$$

式中: $(du_e/dx)_s$ 为驻点处速度梯度, $du_e/dx = \|V\|_\infty / (R_1 \sqrt{1.85\rho_\infty/\rho_s})$, 其中, R_1 为球头半径; h_d 为离解比焓; h_s 为驻点焓值; h_w 为壁面焓值。为便于计算, 式中的 h_d 和 Le 可近似为

$$\frac{h_d}{h_s} = \begin{cases} 0, & T_s < 2\,778\text{ K} \\ 1 - 1.289\left(\frac{T_s}{h_s}\right), & T_s \geq 2\,778\text{ K} \end{cases} \quad (6)$$

$$Le = \begin{cases} 1.2, & T_s < 3\,000\text{ K} \\ 1.2 - 9.9 \times 10^{-5} \times (T - 3\,000), & T_s \geq 3\,000\text{ K} \end{cases} \quad (7)$$

式中: T_s 为驻点温度。

2 MOEA/D 介绍

在此简要介绍 MOEA/D 的思路和流程。MOEA/D 主要将多目标的优化问题分解为多个标量子目标进行优化, 然后使用遗传算法求解这些子问题。因相邻两个子问题的优化解非常相似^[2], 故在 MOEA/D 中, 每个子问题都可使用其相邻子问题的优化信息, 从而提高优化效率, 减小计算量。其流程如下^[12]:

1) 初始化解集与种群。首先, 令 Pareto 解集为 $\emptyset$ 。然后, 计算权重索引集, 将其记为 $\mathbf{B}(i) = \{i_1, i_1, \dots, i_T\}$, 其中, $\lambda^{i_1}, \lambda^{i_2}, \dots, \lambda^{i_T}$ 为距离权重向量 λ^i 的欧几里得距离最小的 T 个向量。之后, 建立初始种群 $\mathbf{x}^1, \mathbf{x}^2, \dots, \mathbf{x}^N$, 并设置种群的支配变量 $V^i = F(\mathbf{x}^i)$ 。根据具体问题, 初始化最优值的解集 $\mathbf{z} = [z_1 \ z_2 \ \dots \ z_i]^T$ 。

2) 更新解集。从 $\mathbf{B}(i)$ 中随机选择 2 个下标 k 和 l , 利用遗传算法的特点, 从 $\mathbf{x}^k$ 和 $\mathbf{x}^l$ 中产生新解 $\mathbf{y}$, 然后更新 $\mathbf{z}$ 。对 $j = 1, 2, \dots, m$, 若 $z_j < f_j(\mathbf{y}')$, 则 $z_j = f_j(\mathbf{y}')$, 并去除在 Pareto 解集中被 $F(\mathbf{y}')$ 支配的成员。同理, 若其中没有成员支配 $F(\mathbf{y}')$, 则在 Pareto 解集中加入 $F(\mathbf{y}')$ 。

3) 若满足循环终止条件, 则停止循环。

3 拦截器的多目标优化模型

3.1 优化问题设置

3.1.1 设计变量

设球头半径为定值 30 mm, 设计变量为图 1 中长度变量 $L_1, L_2, L_3, R_1, R_2, R_3$, 决策变量 $\mathbf{x}$ 为

$$\mathbf{x} = [L_1 \ L_2 \ L_3 \ R_1 \ R_2 \ R_3]^T \quad (8)$$

3.1.2 优化目标

该飞行器飞行时间长, 且要穿越稀薄大气与稠密大气区域, 飞行器热环境严峻, 这要求拦截器拦截时间尽可能短, 并保证拦截范围尽可能大。因此, 设置优化目标为最大化航程 R 、最小化飞行时间 t 和最小化飞行总热流量 Q , 并将 GPOPS 的弹道优化结果作为该气动外形的目标函数值, 即

$$\min \mathbf{F} = [-R \ t \ Q]^T \quad (9)$$

3.1.3 约束条件

过程约束、控制量约束、初始状态量和终端条件设置如下: 最大热流密度为 $1\,600\text{ kW/m}^2$; 法向过载 $n_z = L \cos \alpha + D \sin \alpha < 5$; 弹道倾角区间为 $[-5^\circ, 5^\circ]$, 末端倾角为 0° ; 攻角区间为 $[-10^\circ, 30^\circ]$; 倾侧角区间为 $[-70^\circ, 70^\circ]$; 始端速度为 $7\,864\text{ m/s}$, 末端速度为 $1\,812\text{ m/s}$; 始端高度为 100 km , 末端高度为 35 km ; 始端航向角为 90° 。

3.2 优化变量

飞行器气动外形的设计变量的基准值和上下限见表 1。优化初始种群规模为 200, 最大迭代步数为 100, 邻近个体的数量为 30, 不满足约束的惩罚因子为 1 000。

表 1 外形参数变量取值

Tab. 1 Shape parameters

设计变量	基准值/mm	参数取值下限/mm	参数取值上限/mm
R_1	200	160	240
R_2	200	160	240
R_3	500	400	600
L_1	986	789	1 183
L_2	1 786	1 429	2 143
L_3	3 000	2 400	3 600

4 仿真结果

图 4 为优化后的 Pareto 前沿三维示意图。针对拦截器外形进行单目标优化。单目标优化为多目标优化的一种特殊情况, 即在分解目标时将分解向量中的元素 λ^i 设为 1, 其余分量设为 0。因此, 航程、飞行时间和总热流量单目标优化结果可近似认为是单目标最优解。得到单目标最优解后, 代入弹道程序进行计算, 可得飞行器的飞行轨迹, 结果如图 5 所示。图中: 实线部分为飞行器三锥体形态的轨迹; 虚线部分为组合体形态的轨迹。基于该优化结

果的飞行器外形如图 6 所示。图中:虚线部分为飞行器的基准外形。

选择航程作为单目标优化问题,航程最远弹道优化结果如图 5(a)所示。图中:实线部分为单目标航程最远的气动外形对应的弹道优化结果;虚线部分为基准外形的最远弹道优化结果。因分离后的两锥-尾翼组合体拥有更大的升阻比,故根据“理想状况下升阻比越高,航程越远”的规律,飞行器分离时间较早。就优化结果而言,其航程高于基准值约 17%,总热流量增加 15%,飞行时间增加 19%。图 6(a)为优化后的气动外形与基准外形的对比图。由图可见:优化后的外形长细比更大,飞行器的升阻比

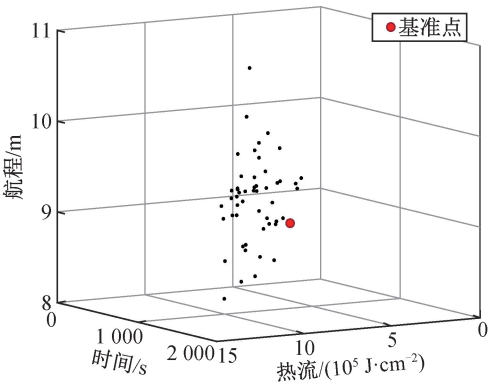


图 4 优化后的 Pareto 前沿示意图
Fig. 4 Schematic diagram of Pareto frontier after optimization

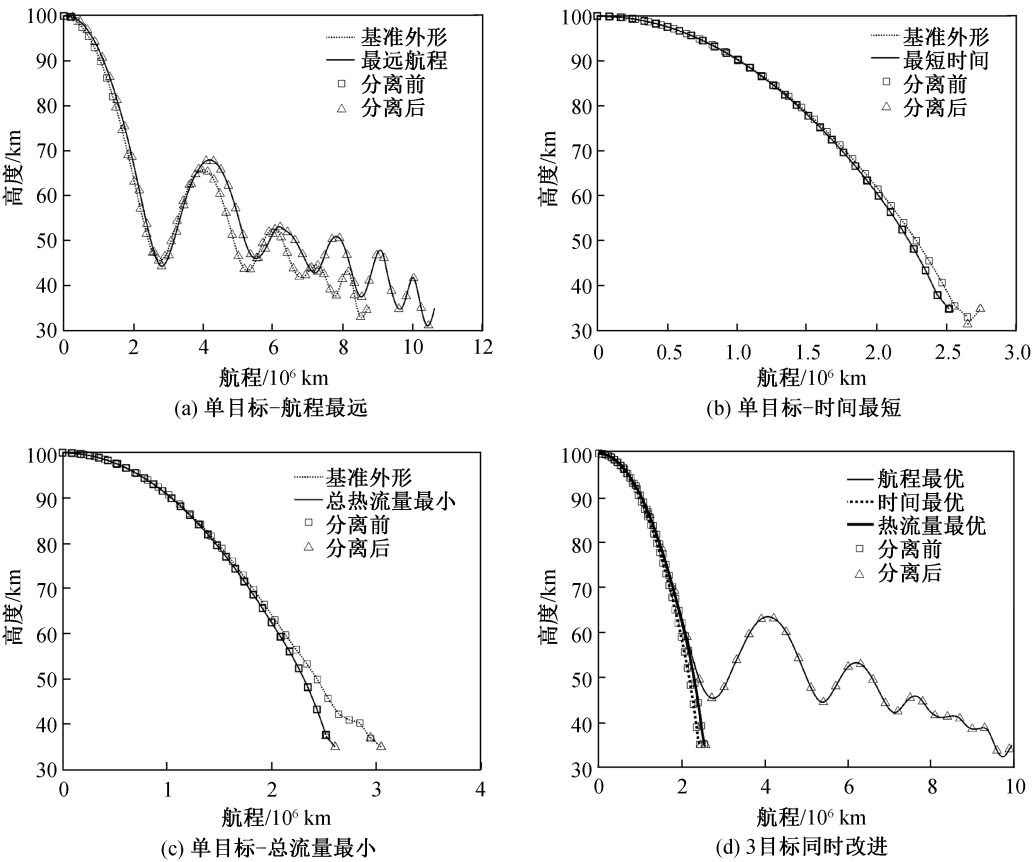


图 5 拦截弹道计算结果
Fig. 5 Results of intercept trajectory simulation

等气动性能得到有效提高。

选择飞行时间作为单目标优化问题,飞行时间最短弹道优化结果如图 5(b)所示。图中:实线部分为单目标再入时间最短的气动外形对应的弹道优化结果;虚线部分为基准外形的最短飞行时间优化结

果。因三锥体形态较分离后双锥-尾翼组合体有更大的阻力系数,故飞行器在绝大多数时候都处于分离前的状态,从而实现速度与高度的快速下降。与基准外形相比,优化后,飞行器航程缩短了 7.3%,总热流量减少了 35.0%,飞行时间减少了 9.9%。

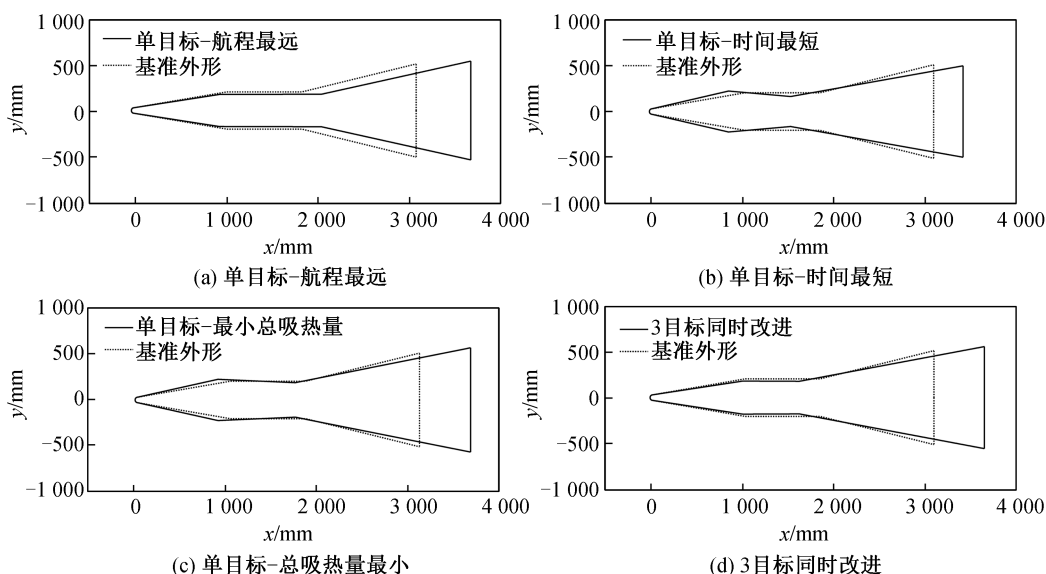


图6 气动外形优化结果

Fig. 6 Results of aerodynamic shape optimization

基于最短飞行时间的外形优化结果如图6(b)所示。由图可见,优化后的外形底部半径略有增大,阻力系数也因此而有所增大。

选择总热流量为单目标优化问题,总热流量最小弹道优化结果如图5(c)所示。图中:实线部分为单目标总热流量最小的气动外形对应的弹道优化结果;虚线部分为基准外形的最小总热流量优化结果。与图5(b)类似,飞行器直到最后时刻才进行分离。类似地,其航程缩短了9.5%,总吸热量减少了15.4%,飞行时间减少了8.7%。其外形设计结果如图6(c)所示。更钝的头部可有效减小驻点热流密度,从而减轻飞行器的热防护压力。此外,更大的底部半径可增大飞行器的阻力系数,有利于减少飞行器的飞行时间。

通过对比3个单目标的优化结果可知,较大的头部钝度或较长的底部半径可减小飞行器的热流密度,但会降低升阻比,进而缩短飞行器的航程。由此可见,在单目标优化中,飞行时间与总吸热量成正相关关系,但与航程存在冲突,并不存在同时满足每个目标函数均最优的解法,因而需要在多目标优化设计中寻找平衡点。

基于Pareto前沿结果与单目标优化结果,选择一个3目标函数均优于基准值的外形。3目标同时优化的计算结果如图5(d)所示。就优化结果而言,航程增加了12.5%,飞行时间减少了9.5%,总吸热量减少了10.0%。然而,由于尽可能简化了飞行器

的几何外形参数,同时在气动数据和飞行气动热的计算中采用了快速估算算法,因此,优化结果在一定程度上存在误差,但仍具有一定的参考价值。

5 结束语

本文针对一种可分离的三锥体临近空间拦截器进行了多目标优化。首先,结合基于高斯-伪谱法的弹道计算模型、气动力快速估算算法和气动热计算方法,建立飞行器分析模型。之后,采用MOEA/D计算Pareto前沿,得到3个单目标最优解和一个3目标同时改进的较优解。优化结果表明:该目标优化算法具有一定的参考价值,可为未来的拦截器设计提供参考。由于采用了快速估算算法,计算结果存在一定误差,因此,后续需研究更精确高效的气动模型计算方法,以及MOEA/D在飞行器优化问题上的改进方案。

参考文献

- [1] 王国雄. 弹头技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1994: 415.
- [2] 丰志伟. 多目标进化算法研究及在飞行器动力学系统中的应用[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
- [3] 刘传振, 白鹏, 陈冰雁, 等. 三维流场乘波体快速设计方法及多目标优化[J]. 宇航学报, 2016, 37(5): 535-543.
- [4] ZHANG Q, LI H. MOEA/D: a multi-objective evo-

- lutionary algorithm based on decomposition [J]. Transactions on Evolutionary Computation, 2007, 11(6): 712-731.
- [5] PALAR P S, TSUCHIYA T, PARKS G. Decomposition-based evolutionary aerodynamic robust optimization with multi-fidelity point collocation non-intrusive polynomial chaos[C]//17th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference. [S. l.]: AIAA, 2015: 1-17.
- [6] REXIUS S L, REXIUS T, JORRIS T R, et al. Advances in highly constrained multi-phase trajectory generation using the general pseudospectral optimization software (GPOPS)[R]. AD, AFRL-RQ-ED-TP-2013-182, 2013.
- [7] WANG Y L, TANG W, ZHANG Y, et al. Aerodynamic configuration optimization of a common aero vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 709-718.
- [8] CHE J, TANG S. Engineering calculation of aerodynamics for quasi-waverider vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 381-385.
- [9] MOSS J N, BIRD G A, MARKELOV G N. DSMC simulations of hypersonic flows and comparison with experiments[C]//24th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics. Hampton, VA: American Institute of Physics, 2005: 547-552.
- [10] 水尊师, 周军, 葛致磊. 基于高斯伪谱方法的再入飞行器预测校正制导方法研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(6): 1249-1255.
- [11] FAY J A. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1958, 25(2): 73-85.
- [12] 丰志伟, 张青斌, 高兴龙, 等. 火星探测器气动外形/弹道一体化多目标优化[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2461-2471.

(本文编辑:李栋颢)

第八届 CSA-IAA 航天技术创新国际会议(中国·上海) 征文通知

国际宇航科学院(IAA)、中国宇航学会(CSA)与上海航天技术研究院(SAST)将于 2019 年 9 月 3 日至 6 日联合举办第八届“航天技术创新国际会议(中国·上海)”。本届会议将围绕“航天突破性技术创新”这一主题,就航天发展的相关议题开展深入探讨,同时进一步拓展航天领域的国际合作。

一、会议地点

中国上海虹桥新华联索菲特大酒店(地址:泰虹路 666 号)。

二、会议语言

会议工作语言为英语。

三、会议网站

<http://www.csiic.cn>

四、征文范围

1. 运载火箭与发射技术
2. 卫星有效载荷与应用
3. 人类空间站与太空探索
4. 空间科学与机器人太空探索
5. 商业航天新技术、新模式
6. 颠覆性技术与应用

五、文摘提交说明

1. 文摘请投稿至 sast@csiic.cn, 注明“会议投稿”。
2. 文摘必须使用英语撰写, 字数控制在 1 000 字以内。
3. 文摘提交截止日期为 2019 年 4 月 1 日; 文摘录用通知将于 2019 年 5 月 1 日前发出。
4. 全文提交日期为 2019 年 5 月 1 日至 7 月 15 日。
5. 录用的论文将编入《上海航天》增刊, 并择优推荐至 *Advances in Aerospace Science and Technology* 等学术期刊登载。