

# 宽域吻切乘波体参数敏感性分析与优化设计

袁熠祺<sup>1,2</sup>, 李永洲<sup>1,2</sup>, 杨学良<sup>1,2</sup>, 孙迪<sup>1,2</sup>, 罗喜胜<sup>3</sup>, 张堃元<sup>4</sup>

- (1. 南昌航空大学 航空宇航学院, 南昌 330063;
2. 南昌航空大学 新型航空飞行器江西省重点实验室, 南昌 330063;
3. 中国科学院 力学研究所, 北京 100190;
4. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 为了提升吻切锥乘波体宽域性能, 选取前缘曲线函数系数  $a$  和  $l$ 、激波型线函数系数  $b$  和  $c$  以及基准流场的半锥角  $\delta_c$  共 5 个参数作为设计变量, 在  $Ma=4\sim 7$  范围内开展设计参数的敏感性分析, 并采用第二代非支配排序遗传算法以容积率、设计点  $Ma=6$  和非设计点  $Ma=4$  升阻比为目标变量进行优化研究。结果表明: 设计参数与总体性能参数之间存在显著的非线性关系, 其中基准流场的半锥角对乘波体几何和气动性能起着决定性作用。相对基准构型, 优化乘波体的容积率提升了 7.1%, 设计点  $Ma=6$  和非设计点  $Ma=4$  的升阻比分别提升了 3.4% 和 10.7%。在宽马赫数范围内优化乘波体表现出较高的气动效率和较低总压损失,  $Ma=7$  时升阻比为 4.88, 即使前缘钝化后升阻比仍可保持在 3.90。优化设计显著提升了乘波体设计点和非设计点的气动性能, 具有良好的宽域适应性。

**关 键 词:** 吻切乘波体; 敏感性分析; 多目标优化; 宽马赫数; 气动性能  
**中图分类号:** V221.3 **文献标志码:** A

## Sensitivity analysis of parameters and optimal design of wide range osculating cone waverider

Yuan Yiqi<sup>1,2</sup>, Li Yongzhou<sup>1,2</sup>, Yang Xueliang<sup>1,2</sup>, Sun Di<sup>1,2</sup>,  
Luo Xisheng<sup>3</sup>, Zhang Kunyuan<sup>4</sup>

- (1. School of Aeronautics and Astronautics,  
Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
2. Jiangxi Key Laboratory for Innovative Configuration Aircraft Design,  
Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
3. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
4. College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The osculating cone waverider is studied in order to improve its wide area performance, five parameters, including the leading edge curve function coefficients  $a$  and  $l$ , shock wave curve function coefficients  $b$  and  $c$ , and the semi-cone Angle  $\delta_c$  of the reference flow field, were selected as the design variables, and the sensitivity analysis of the design parameters was carried out in the range of  $Ma=4\sim 7$ . The second generation of non-dominated sorting genetic algorithm is used to optimize the volume ratio,

收稿日期: 2024-11-26

基金项目: 江西省双千计划创新领军人才项目(CK202206068); 航空科学基金(20240012056001); 国家重点实验室基金(6142701210102)

作者简介: 袁熠祺(2000—), 男, 硕士, 前体进气道一体化设计。E-mail: 17879567200@163.com

通信作者: 李永洲(1984—), 男, 教授, 博士, 高超声速推进技术。E-mail: nuua-2004@126.com

引用格式: 袁熠祺, 李永洲, 杨学良, 等. 宽域吻切乘波体参数敏感性分析与优化设计[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20240804. Yuan Yiqi, Li Yongzhou, Yang Xueliang, et al. Sensitivity analysis of parameters and optimal design of wide range osculating cone waverider[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20240804.

design point  $Ma=6$  and non-design point  $Ma=4$  lift-drag ratio as the target variables. The results show a significant nonlinear relationship between the design parameters and the performance parameters, wherein the semi-cone angle of the reference flow field plays a crucial role in determining both the geometric and aerodynamic performance of the waverider. Compared with the reference model, the volume ratio of the optimized waverider is increased by 7.1%. At the design point of  $Ma=6$  and the non-design point of  $Ma=4$ , the lift-drag ratio is increased by 3.4% and 10.7%. The optimized waverider over a wide Mach number range shows higher aerodynamic efficiency and lower total pressure loss, with a lift to drag ratio of 4.88 at  $Ma=7$ , which can be maintained at 3.90 even after leading edge bluntness. The optimized design significantly enhances the aerodynamic performance of both the design and non-design points of the waverider, and possesses good wide range adaptability.

**Keywords:** osculating cone waverider; sensitivity analysis; multi-objective optimization; wide Mach number range; aerodynamic performance

高超声速飞行器的气动布局主要包括升力体、旋成体、翼身融合体以及乘波体等方案<sup>[1]</sup>。乘波体通过前缘附体激波,几乎完美地将高压气流限制在飞行器下表面,从而获得远高于常规外形的升阻比,已被认为是突破“升阻比屏障”的有效途径,成为高超声速飞行器设计的理想构型。典型乘波体有“ $\wedge$ ”形乘波体<sup>[2]</sup>、锥导乘波体<sup>[3-4]</sup>和吻切锥乘波体<sup>[5]</sup>,在吻切锥乘波体的基础上发展出吻切轴对称乘波体<sup>[6]</sup>和吻切流场乘波体<sup>[7]</sup>,拓宽了乘波体的设计多样性,并为进气道与乘波前体一体化设计等相关研究提供了理论支持。李永洲等<sup>[8-9]</sup>提出了一种前后缘型线同时可控的乘波体和气动修型设计方法,进一步提高了乘波体的可控性和设计灵活性。目前,乘波体设计在实现高效气动性能的同时面临一个显著的问题,即在非设计点条件下性能下降明显。这种现象主要表现为升阻比的急剧下降和流动分离等,在实际飞行任务中严重影响其稳定性和整体性能。因此,如何提升乘波体在宽域飞行条件下的总体性能,成为了当前研究中的关键难题之一<sup>[10-11]</sup>。

为了增强乘波体在超声速飞行时的宽域适应能力,李世斌等<sup>[13-14]</sup>基于无黏锥导乘波设计理论设计了“串联”和“并联”宽速域乘波飞行器,这些方法虽然设计简单且能够灵活应对不同飞行任务,但每一级仍基于传统乘波体设计方法。Li 等<sup>[15]</sup>提出一种变马赫数乘波飞行器设计方法,通过不同马赫数区间拼接,适用于宽域飞行,但是存在表面不光滑的问题。刘珍<sup>[16]</sup>基于吻切流场,在各个吻切平面内给定不同设计马赫数沿展向实现连续变化,改善了表面光滑度。尤延铖等<sup>[17]</sup>结合三维弯曲激波,采用 Bezier 曲面进一步提升激波形

状的自由度。为了解决乘波体在亚声速飞行时性能下降的问题,Rodi<sup>[18-19]</sup>提出了涡升力乘波体的概念。在大攻角飞行条件下,利用旋涡改善低速性能。李永洲等<sup>[20]</sup>结合流线追踪技术和密切面混合函数提出了一种前缘水平投影可控的乘波体设计方法,可以主动控制水平投影,突破传统只能控制轴向投影的设计方法。段焰辉等<sup>[21]</sup>基于吻切锥理论对定后掠角乘波体的生成方法进行了研究。刘传振等<sup>[22-24]</sup>进一步提出了双后掠乘波体的概念,通过控制头部钝化和后掠区域实现了气动性能的提升。

除了上述设计方法,通过气动布局优化可以进一步挖掘乘波体高升阻比的优势。Kim 等<sup>[4]</sup>对锥导乘波体进行无黏优化研究,采用变分法得到无黏升阻比的最优构型,但是考虑黏性后升阻比下降明显。Bowcutt 等<sup>[25]</sup>和 Corda 等<sup>[26]</sup>考虑黏性效应的影响,通过非线性单纯形加速法对乘波体进行优化,获得了高升阻比乘波体。李维东等<sup>[27]</sup>考虑到黏性干扰效应的主要区域,结合参考温度法的强黏性干扰效应气动力模型开展了乘波体优化研究。Takashima<sup>[28-29]</sup>等面向基于乘波体的飞发一体化布局开展了优化研究,结果表明整体布局比单点优化布局相比有显著的变化。

虽然吻切乘波体的设计方法更加灵活,但是其设计参数较多,其不仅单独影响飞行器的性能,而且它们之间的交互作用往往具有显著的耦合效应,直接关系到飞行器在不同飞行条件下的表现。然而,传统的参数化研究方法仅考虑各参数对气动性能的独立影响,难以准确反映参数之间的交互作用。另外,已有研究多集中在设计条件下对乘波体总体性能的优化<sup>[4]</sup>,并未过多关注非设计

条件下的气动性能。

从宽域飞行的需求出发,乘波体设计不仅要求在设计点表现优异,还要求在整个飞行包线内具有较为平衡的性能表现。这意味着在设计过程中需要分析设计参数对乘波体性能在设计点和非设计点的影响程度和规律,并在此基础上进行优化设计。因此,本文以经典的吻切乘波体为研究对象,针对乘波体的设计参数进行敏感性分析,掌握其对乘波体性能的影响程度和规律并识别出关键参数进行代理模型建立,然后同时考虑乘波体的容积率、设计点  $Ma=6$  与非设计点  $Ma=4$  时的升阻比,通过构建多目标优化流程获得适应宽域飞行的性能优良定几何乘波体方案。

## 1 吻切乘波体基准构型设计

为了研究宽域条件下吻切乘波体的气动性能,本文选择其工作范围为马赫数为 4~7,具体来流条件如表 1 所示,其中  $H$  为高度,  $T_0$  为静温,  $p_0$  为静压,  $\rho_0$  为密度,选取马赫数为 6 作为设计点进行吻切锥乘波体设计。乘波体前缘曲线(FCC)采用幂函数与圆弧曲线的组合以平衡流场的稳定性与气动性能,激波型线(ICC)选用幂函数曲线以确保激波的适应性和流场的连续性,具体见图 1,式(1)和式(2)。乘波体下表面设计通过四阶 Runge-Kutta 法求解 Taylor-Maccoll 方程获得基准流场,

表 1 不同飞行马赫数下来流条件

Table 1 Incoming flow conditions at different flight Mach numbers

| $Ma$ | $H/\text{km}$ | $T_0/\text{K}$ | $p_0/\text{Pa}$ | $\rho_0/(\text{kg}/\text{m}^3)$ |
|------|---------------|----------------|-----------------|---------------------------------|
| 4    | 20            | 216.7          | 5 529.3         | $8.9 \times 10^{-2}$            |
| 5    | 23            | 219.5          | 3 466.9         | $5.5 \times 10^{-2}$            |
| 6    | 25            | 221.8          | 2 549.2         | $4.0 \times 10^{-2}$            |
| 7    | 27            | 223.5          | 1 880.0         | $2.9 \times 10^{-2}$            |

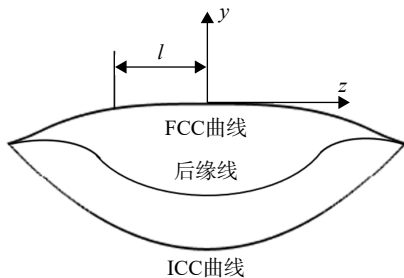


图 1 吻切乘波体底面型线示意图

Fig. 1 Curve of osculating cone waverider in the exit plane

将前缘点通过流线追踪至乘波体底面,具体设计过程参考文献[30],上表面采用自由流面。因此,设计参数包括设计点  $Ma$ 、半锥角  $\delta_c$ 、FCC 曲线函数中的系数  $a$  和  $l$ ,以及 ICC 曲线函数中的系数  $b$  和  $c$ 。考虑到乘波体的性能以及与进气道一体化设计,乘波体的主要评价指标包括升力系数  $C_L$ 、阻力系数  $C_D$ 、升阻比  $L/D$ 、容积率  $\eta$ 、俯仰力矩系数  $C_M$  以及在乘波体底面处的总压恢复系数  $\sigma$  等,具体定义见式(3)~式(7)。

$$y = \begin{cases} az^3, 0 \leq z \leq l \\ bc - \sqrt{R_c - (z - ac)^2}, z > l \end{cases} \quad (1)$$

其中  $a_c$  和  $b_c$  为该处曲率圆圆心坐标,  $R_c$  为  $z=l$  处的曲率半径。其中  $a$  和  $l$  为系数。

$$y = bz^2 + c \quad (2)$$

其中,  $b$  和  $c$  为系数。

$$\eta = V^{2/3}/A \quad (3)$$

$$C_L = L / \frac{1}{2} \rho_0 v_0^2 A \quad (4)$$

$$C_D = D / \frac{1}{2} \rho_0 v_0^2 A \quad (5)$$

$$C_M = M / \frac{1}{2} \rho_0 v_0^2 A L_w \quad (6)$$

$$\sigma = P_{te}/P_{t0} \quad (7)$$

其中  $v_0$  为来流的速度,  $L$  为升力,  $D$  为总阻力,  $M$  为俯仰力矩,力矩参考点选为乘波体上表面与对称面交线的末端点。 $V$  为乘波体的体积,参考面积  $A$  取乘波体水平投影面积,参考长度  $L_w$  取乘波体的全长 1 000 mm。 $p_{t0}$  为来流总压,  $P_{te}$  为乘波体底面出口截面总压,底面出口截面定义为底面前缘激波与后缘型线围成的区域,若激波没有贴到后缘,过前后缘交点做水平线与激波相交。

根据表 2 所给出的基准设计参数得到了吻切乘波体的基准构型,记作 WR1,见图 2。这一构型为后续的多目标优化提供了一个良好的起点,能够有效验证设计方法的可行性和优化潜力。

表 2 乘波体基准设计参数

Table 2 Reference design parameters of waverider

| $\delta_c$ | $l$  | $a$   | $b$  | $c$   |
|------------|------|-------|------|-------|
| 8.5        | 0.40 | 0.275 | 0.45 | -0.59 |

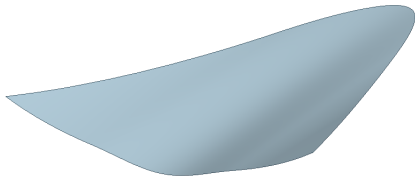


图 2 基准吻切锥乘波体轴测图  
Fig. 2 Axonometry of the reference osculating cone waverider

2 数值模拟方法验证

采用 Fluent 软件对乘波体的高超声速流场进行数值模拟,选择密度基求解器,使用 AUSM 格式对通量进行离散。对流项和黏性项均采用二阶迎风格式进行离散处理,这能够有效捕捉流场中的细节特征。选用 SST  $k-\omega$  湍流模型,该模型在处理高超声速流场中的切应力和湍流混合效应时表现优异<sup>[31]</sup>。假设来流为理想气体,气体模型为热完全气体,壁面为绝热壁面,采用无滑移边界条件,黏度通过 Sutherland 公式计算。收敛判据设定为残差曲线下降 3 个数量级。

2.1 网格无关性验证

为了确保网格划分的合理性,本文对乘波体进行网格无关性验证,划分了三套不同数量的网格:粗网格(约 100 万单元)、中等网格(约 300 万单元)和密网格(约 600 万单元)。三套网格的计算结果如表 3 所示,以密网格为参考,中等网格在阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数方面的偏差在 $\pm 0.06\%$ 以内。

| 表 3 不同网格尺寸计算结果                                     |          |           |          |
|----------------------------------------------------|----------|-----------|----------|
| Table 3 Calculation results of different mesh size |          |           |          |
| 网格尺寸                                               | $C_L$    | $C_D$     | $C_M$    |
| 粗网格                                                | 0.048 45 | 0.009 899 | 0.031 11 |
| 中等网格                                               | 0.048 49 | 0.009 811 | 0.031 18 |
| 密网格                                                | 0.048 52 | 0.009 814 | 0.031 20 |

图 3 表示了不同网格数量时乘波体对称面与下表面交线的沿程压力分布,可以看出,粗网格、中等网格与密网格的压力分布趋势基本一致,但是中等网格与密网格的压力分布整体吻合较好,而粗网格有较大偏差。因此,本文选用中等数量网格进行后续数值模拟计算。

2.2 数值模拟方法的算例验证

为了验证上述数值模拟方法的有效性,选取文献 [32] 中结构较为复杂空天飞机模型的风洞实验数据。空天飞机模型如图 4 所示,全长

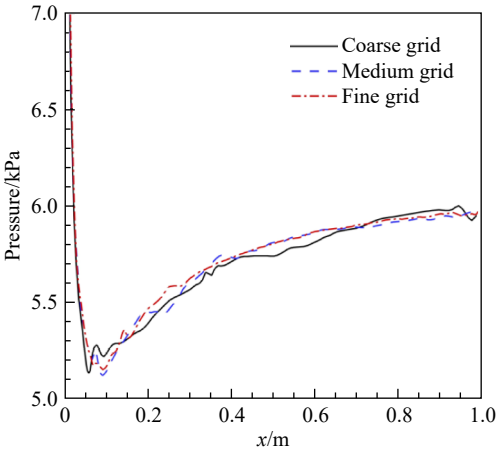


图 3 不同网格数量下时对称面与下表面沿程静压分布  
Fig.3 Static pressure distribution of the symmetrical surface and the lower surface under different mesh sizes

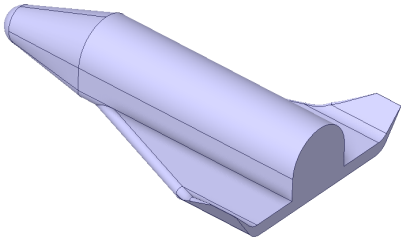


图 4 空天飞机模型三维视图  
Fig. 4 Three dimensional view of space plane model

290 mm,展向长度 184.8 mm,高度为 58 mm,前缘后掠角为  $68^\circ$ 。由于模型的对称性且不考虑侧滑角的影响,本文仅对一半的模型进行网格划分,特别对边界层处进行加密使得  $y^+$  约为 1.0,具体网格见图 5。

考虑到本文乘波体的工作范围为  $Ma=4\sim Ma=7$ ,所以选取  $Ma=4.96$  实验数据作为数值模拟的验证算例,具体的实验来流条件见表 4,其中  $Re$  为单位雷诺数,  $\alpha$  为攻角。

图 6 对比了在  $0^\circ$  攻角时空天飞机模型对称面的密度云图与风洞实验的纹影,图 6(a)中点划线

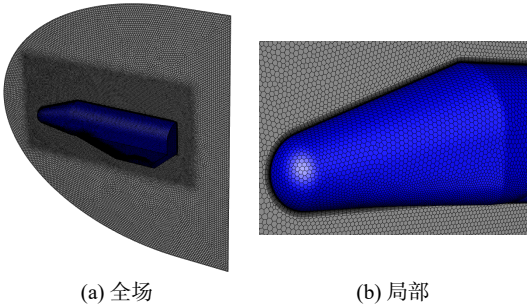


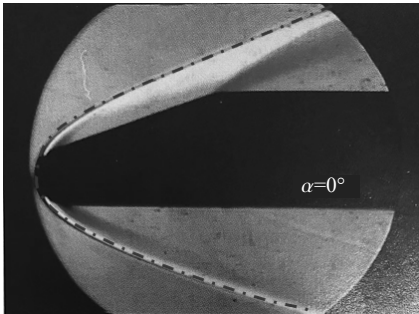
图 5 空天飞机表面及纵向对称面网格  
Fig. 5 Grids of the surface and longitudinal symmetry planes of aerospace plane



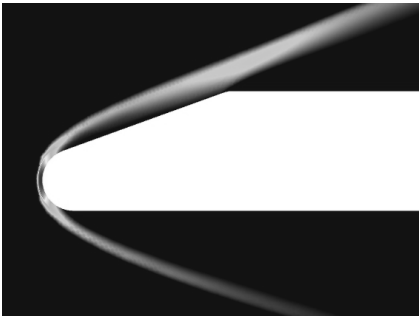
表 4 风洞实验来流条件

Table 4 Wind tunnel experiment incoming flow conditions

| $Ma$ | $Re$              | $T_0/K$ | $p_0/\text{MPa}$ | $\alpha/(^\circ)$ |
|------|-------------------|---------|------------------|-------------------|
| 4.96 | $3.1 \times 10^7$ | 376     | 1.5              | $-5 \sim 25$      |



(a) 实验纹影结果



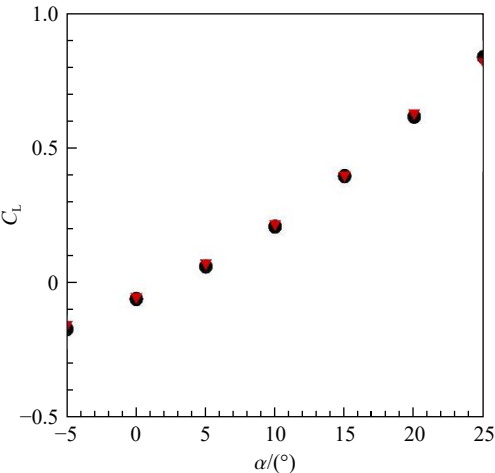
(b) 数值计算密度云图

图 6 0°攻角数值计算与实验纹影对比图

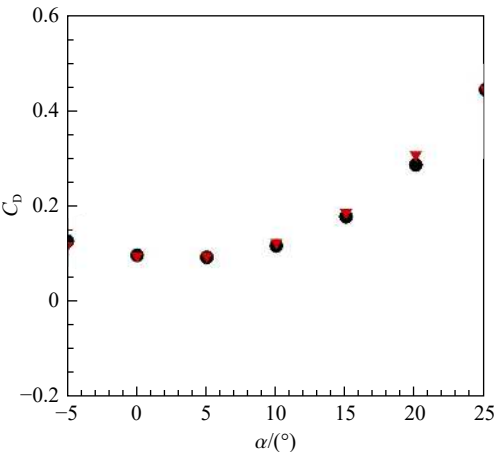
Fig. 6 Comparison between numerical calculation and experimental schlieren of 0° angle of attack

表示数值模拟得到的弓形激波型线,其位置和形态与风洞实验结果基本一致,验证了数值模拟方法对激波结构的准确捕捉,图 6(b)说明两者计算得到的流场结构基本一致。

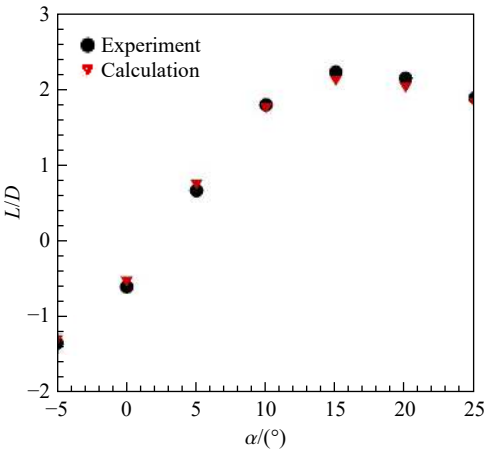
图 7 展示了空天飞机模型不同攻角下的数值模拟结果,包括升力系数、阻力系数、升阻比以及



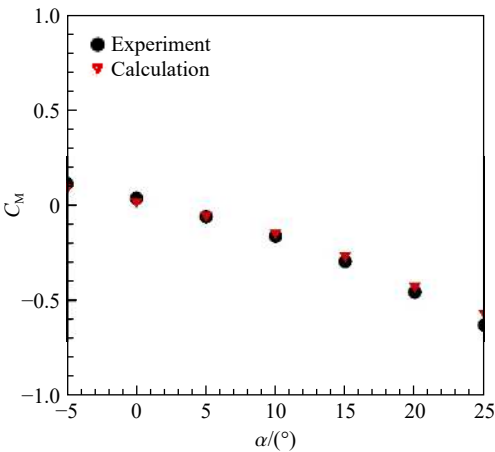
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 升阻比



(d) 俯仰力矩系数

图 7 数值计算结果与风洞实验结果对比

Fig. 7 Comparison between numerical calculation results and wind tunnel experimental data

俯仰力矩系数,并将这些结果与风洞实验数据进行对比。在攻角范围  $\alpha=-5^\circ \sim 25^\circ$  内,数值模拟结果与风洞实验数据的吻合较好。以攻角  $15^\circ$  为例,升力系数、阻力系数、升阻比和俯仰力矩系数的偏差分别为 1.1%、5.4%、4.0% 和 6.7%。上述研究结果证明了本文数值模拟方法的可靠性,其可

以用于高超声速飞行器气动性能计算。

3 设计参数敏感性分析

本节将对乘波体的设计参数进行敏感性分析以明确各参数对气动性能的影响规律。乘波体设计参数的取值范围见表 5,采用最优拉丁超立方实验设计方法(optimal latin hypercube design)可以使采样点在设计空间内分布均匀,具有较好的空间填充性和均衡性。根据本文设计变量的取值范围便可以生成 25 组样本点,然后在每组样本点上获得乘波体几何参数,并通过三维有黏数值计算获得设计点马赫数  $Ma=6$  和非设计点马赫数  $Ma=4$  的气动性能参数。

表 5 设计参数取值区间

| Table 5 Design parameters value range |            |            |            |              |
|---------------------------------------|------------|------------|------------|--------------|
| $\delta_c$                            | $l$        | $a$        | $b$        | $c$          |
| (7, 19)                               | (0.4, 0.7) | (0.2, 0.4) | (0.4, 0.6) | (-0.7, -0.5) |

图 8~图 12 分别显示了各个设计参数对容积率  $\eta$ 、升阻比  $L/D$ 、俯仰力矩系数  $C_M$  和底面总压恢复系数  $\sigma$  影响的 Pareto 图和主效应图。Pareto 图反映样本拟合后模型中所有设计变量对每个响应的贡献程度百分比,其中横轴表示各设计参数对响应变量的影响程度,纵轴为各设计参数。填充柱状图代表正效应,即随着参数值增大时响应值增大;未填充柱状图代表负效应,即参数值增大时响应值减小。上标 2 表示设计参数对响应变量影响为二阶效应即非线性特征,如  $\delta_c^2$ ;两个参数之间有交互作用,如  $l-\delta_c$ 。主效应图反映设计变量对响应的影响主次因素,设计变量斜率大小相当于 Pareto 图中变量的贡献程度大小,斜率为正值说明该设计变量与响应为正效应,斜率为负值说

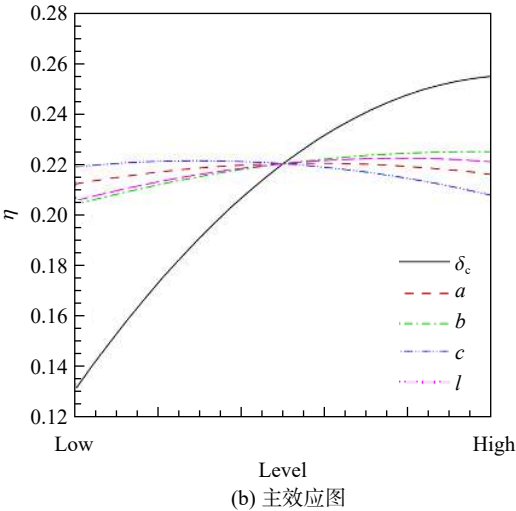
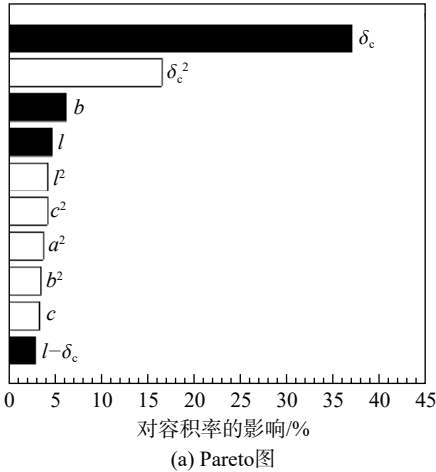


图 8 设计参数对容积率  $\eta$  影响图  
Fig. 8 Effect of design parameters on  $\eta$

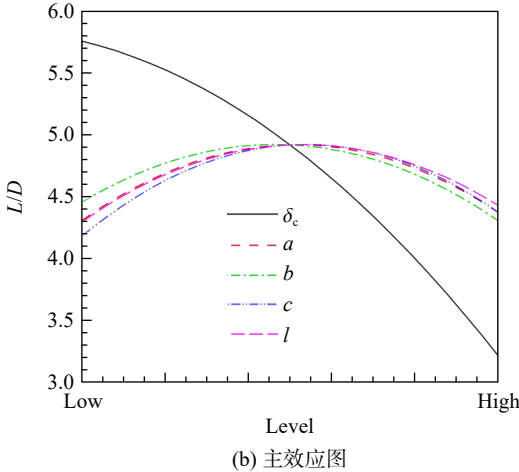
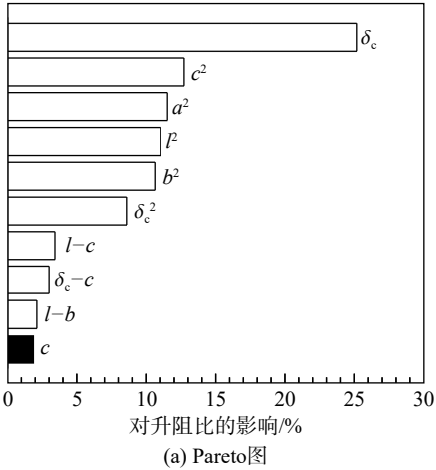
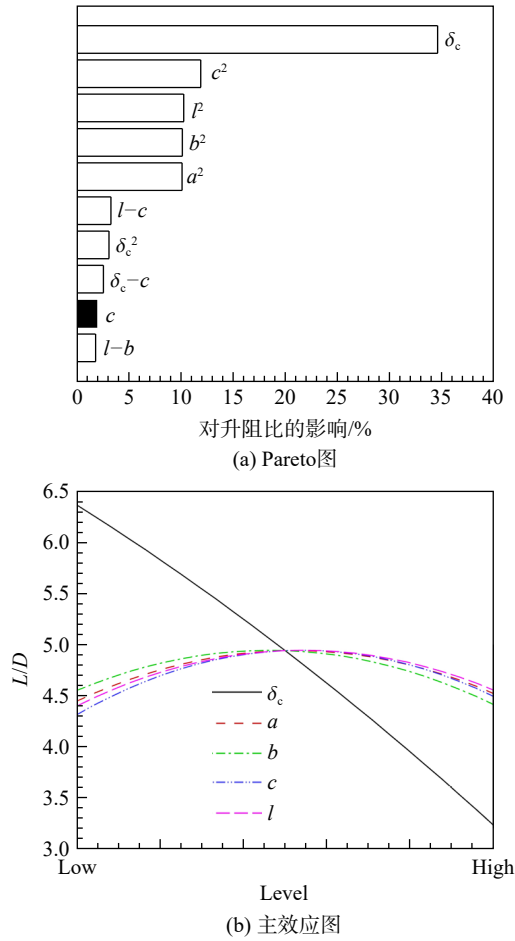


图 9 设计点  $Ma=6$  设计参数对升阻比  $L/D$  影响图  
Fig. 9 Effect of design parameters on  $L/D$  at  $Ma=6$

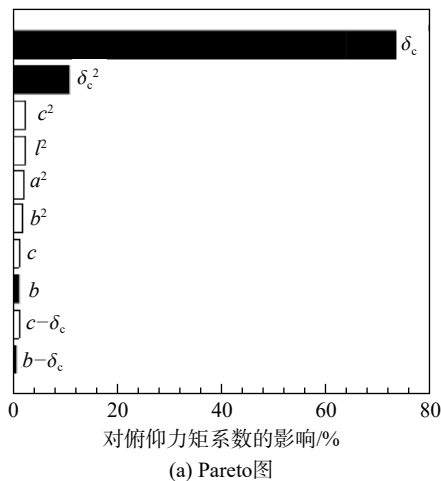
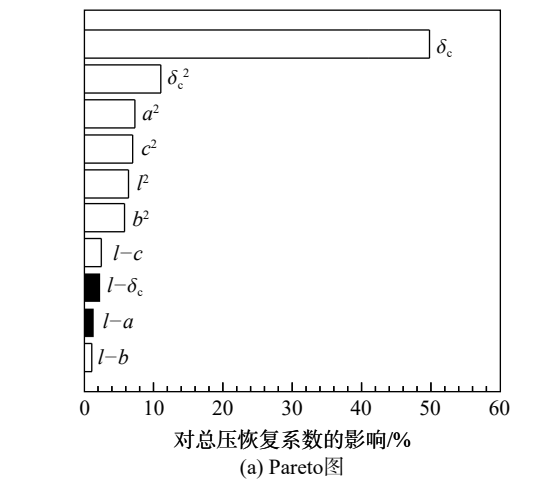
明该设计变量与响应为负效应。横轴代表了各设计参数在取值范围内从小到大的取值,纵轴表示响应变量的大小随各设计参数取值的变化。

对于容积率  $\eta$  (见图 8),半锥角  $\delta_c$  对容积率的

图 10 非设计点  $Ma=4$  设计参数对升阻比  $L/D$  影响图Fig. 10 Effect of design parameters on  $L/D$  at  $Ma=4$ 

影响最为显著, 表现为正效应, 占比超过 35%。此外,  $\delta_c$  还表现出一定的二阶负效应。系数  $b$  和  $l$  同样呈现出正效应, 而系数  $c$  显示出负效应。主效应图进一步揭示了设计参数的非线性影响特征, 而且系数  $a$  存在最优区间。

对于升阻比  $L/D$ , 在设计点  $Ma=6$  半锥角  $\delta_c$  对  $L/D$  的影响最大, 见图 9, 达到 25% 且呈负效应。

图 11 设计点  $Ma=6$  设计参数对俯仰力矩系数  $C_M$  影响图Fig. 11 Effect of design parameters on  $C_M$  at  $Ma=6$ 图 12 设计点  $Ma=6$  时设计参数对总压恢复系数  $\sigma$  影响图Fig. 12 Effect of design parameters on  $\sigma$  at  $Ma=6$ 

其余设计参数中系数  $c$ 、 $a$ 、 $l$  和  $b$  的二阶负效应对  $L/D$  的影响均在 10~15% 之间, 表明它们对  $L/D$  的影响具有显著的非线性特征。图 9(b) 进一步验证了这一观点, 系数  $c$ 、 $a$ 、 $l$  和  $b$  均存在最优区间。在非设计点  $Ma=4$  (见图 10), 除半锥角

$\delta_c$  外,其他设计参数对  $L/D$  的影响规律与设计点一致。此时,  $\delta_c$  的影响更为显著,占比约 35%,并表现出明显的线性关系。

对于俯仰力矩系数  $C_M$ (见 图 11),设计点  $Ma=6$  时半锥角  $\delta_c$  的影响最大且表现出一阶和二阶正效应。系数  $c$ 、 $l$ 、 $a$  和  $b$  展示了不同程度的二阶负效应,而系数  $b$  表现出一阶正效应。此外,  $c$ 、 $\delta_c$  之间的交互作用呈负效应,而  $b$ – $\delta_c$  的交互作用则表现出正效应。在主效应图中,半锥角  $\delta_c$  的斜率最大且整体为线性,其余系数斜率很小。由于乘波体性能评价中俯仰力矩系数仅需保持在合理范围内,因此可通过减小  $\delta_c$  来有效降低  $C_M$ 。

对于总压恢复系数  $\sigma$ (见 图 12),设计点  $Ma=6$  时半锥角  $\delta_c$  对  $\sigma$  的影响最大,占比高达 50% 且为负效应。这是因为半锥角越大,前缘激波损失越大,底面总压恢复系数越小。系数  $a$ 、 $c$ 、 $l$  和  $b$  的二阶负效应占比在 5~10% 之间。此外,不同系数之间还存在交互作用但影响较小。从主效应图可知,半锥角  $\delta_c$  的斜率最大,其他系数对总压恢复系数  $\sigma$  的影响相对较小,呈现出非线性特征。

综上所述,各设计参数与总体性能参数之间存在显著的非线性效应。在所有设计参数中,半锥角  $\delta_c$  的影响最大,表明基准流场的设计对于乘波体至关重要。其他设计参数的影响则主要表现为二阶效应和交互作用。因此,在乘波体优化设计过程中必须重点关注半锥角  $\delta_c$ ,其次为系数  $l$ 、 $a$ 、 $b$  和  $c$ 。

## 4 乘波体多目标优化设计

### 4.1 代理模型的构建与验证

Kriging 模型通过有良好连续性和可导性的相关函数表现出良好的局部估计能力,而且对非线性复杂问题有较好的近似效果<sup>[33]</sup>,所以本文采用该模型构建代理模型,其中设计参数为 5 个,具体见表 5。目标函数为 3 个,包括乘波体的容积率  $\eta$ ,设计点  $Ma=6$  和非设计点  $Ma=4$  下的升阻比  $L/D$ 。误差分析采用多元  $R$ -Squared( $R^2$ )方法,该方法检测误差效果较好,其值在 0~1 之间,越接近 1,表明拟合效果较好,计算公式为:

$$R^2 = \frac{S_r}{S_t} = 1 - \frac{S_e}{S_t} \quad (8)$$

其中  $S_r$  为回归平方和,  $S_t$  为总平方和,  $S_e$  为残差平方和。表 6 显示采用  $R^2$  方法的误差值均在 0.97 以上,表示通过该方法构建的代理模型的拟合精度较高,可以用于后续优化设计。

表 6  $R^2$  方法的设计参数误差

Table 6 Design parameter error of  $R^2$  method

| 参数 | $\eta$ | $(L/D)_6$ | $(L/D)_4$ |
|----|--------|-----------|-----------|
| 误差 | 0.975  | 0.985     | 0.990     |

### 4.2 基于遗传算法的优化设计

乘波体性能的评判并非依赖单一指标,需要在尽可能宽的工作范围内满足设计要求。首先,容积率  $\eta$  作为衡量乘波体空间利用效率的重要指标,被选为第一个优化目标。其次,将设计点  $Ma=6$  和非设计点  $Ma=4$  下的升阻比  $L/D$  分别作为第 2 和第 3 个优化目标。所以本文以容积率  $\eta$ 、设计点升阻比  $(L/D)_6$  和非设计点升阻比  $(L/D)_4$  的最大化为目标,建立多目标优化设计的数学模型如下:

$$\text{Max } f(x) = \eta(x), (L/D)_6(x), (L/D)_4(x)$$

$$\eta(x) = f(l, a, b, c, \delta_c)$$

$$(L/D)_6(x) = f(l, a, b, c, \delta_c)$$

$$(L/D)_4(x) = f(l, a, b, c, \delta_c)$$

$$\text{Subject to: } 0.4 \leq l \leq 0.7, \quad 0.2 \leq a \leq 0.4,$$

$$0.4 \leq b \leq 0.6, \quad -0.7 \leq c \leq -0.5, \quad 7 \leq \delta_c \leq 19$$

第二代非支配排序遗传算法 NSGA-II(non-dominated sorting genetic algorithm II)具有较高的计算速度和计算精度,可以较好地避免遗传算法的局部收敛问题,是一种高效的多目标优化算法<sup>[34]</sup>,因此本文采用该算法对 Kriging 代理模型进行全局优化。为了保证算法的收敛性和计算精度,设置种群大小为 24,最大迭代数为 30,交叉概率为 0.9,变异概率为 0.01,交叉分布指数为 10,变异分布指数为 20。图 13 为优化计算得到的三目标 Paerto 最优前沿,其中正方形点代表推荐可行解,设计时根据侧重来折中选取最终设计方案。本文优化的乘波体记作 WR2,表 7 给出了 WR2 各个设计参数取值,图 14 具体三维构型。

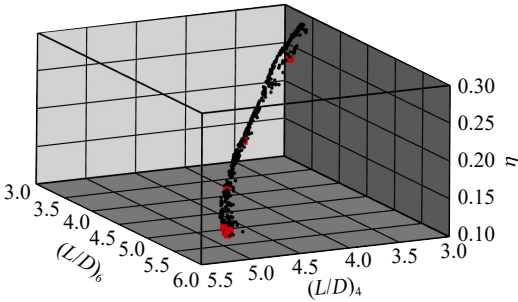


图 13 三目标优化设计的 Pareto 前沿

Fig. 13 Pareto front of the three objectives optimization



对于容积率  $\eta$ , WR2 的容积率为 0.15, 相对 WR1 提升 7.1%, 说明优化后构型体积利用率更高。图 15 为乘波体基准构型 WR1 和优化后构型 WR2 随来流马赫数的性能参数变化曲线, 可以

表 7 多目标优化的乘波体设计参数取值

Table 7 Design parameters values of multi-objective optimization waverider

| $\delta_c$ | $l$  | $a$   | $b$  | $c$   |
|------------|------|-------|------|-------|
| 8.16       | 0.58 | 0.328 | 0.49 | -0.58 |

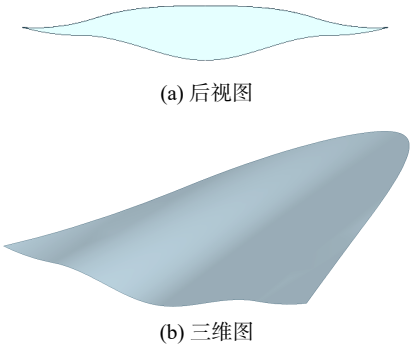


图 14 多目标优化吻切锥乘波体构型

Fig. 14 Multi-objective optimized osculating cone waverider

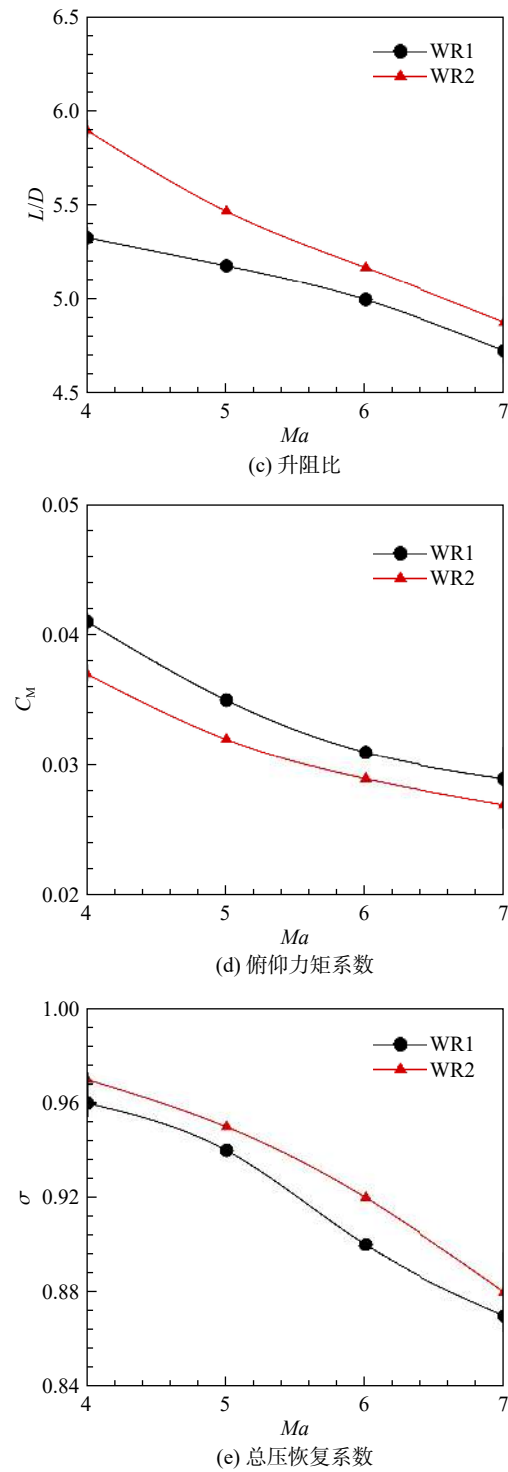
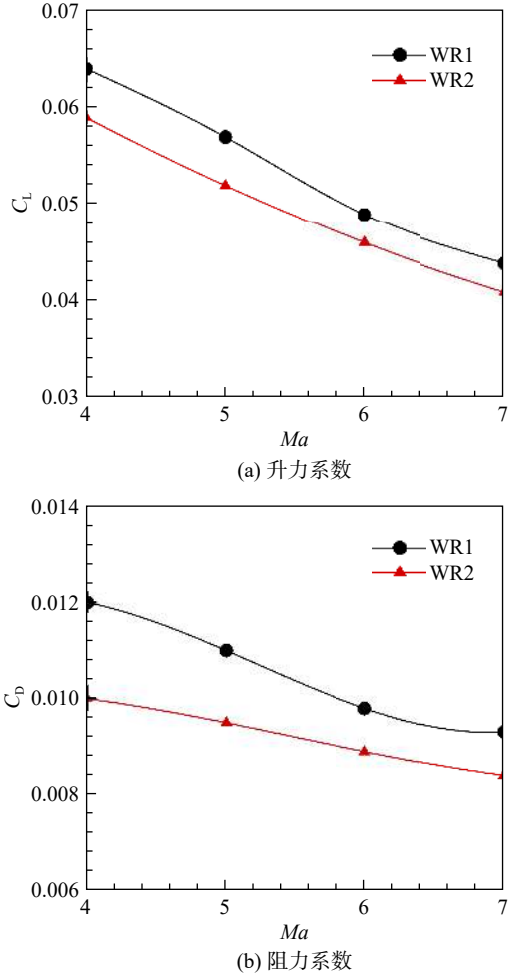


图 15 不同来流马赫数时乘波体基准构型和优化构型的性能变化曲线

Fig. 15 Performance variation curves between reference configuration and optimized configuration of waverider with different inflow Mach numbers

看出, 随着来流马赫数增加两者的总体性能参数都逐渐下降, 只是 WR2 的阻力系数和升阻比下降更加平缓。此外, 在宽速域条件, WR2 的升阻比始终高于 WR1, 设计点  $Ma=6$  时 WR2 的升阻比

$L/D$  为 5.17, 相对 WR1 提升了 3.4%, 在非设计点  $Ma=4$  时提升了 10.7%, 这是因为相对于 WR1, WR2 阻力系数  $C_D$  较于升力系数  $C_L$  下降更为显著, WR2 的升阻比从  $Ma=4$  时 5.90 降至  $Ma=7$  时 4.88, 下降约 17.3%。尽管乘波体升阻比随着来流马赫数增加有所降低, 但是宽域范围内升阻比的数值依然较高。对俯仰力矩系数  $C_M$ , 设计点  $Ma=6$  时 WR2 为 0.029, 相对 WR1 减少了 6.5%,  $Ma=4$  时相对减少了 9.8%, 提高了其操作稳定性。对于底面总压恢复系数  $\sigma$ , 在宽速域下 WR2 比 WR1 始终高, 气流总压损失更小, WR2 的总压恢复系数  $\sigma$  从  $Ma=4$  的 0.97 降到  $Ma=7$  的 0.88, 下降约 9.3%。综上可知, 多目标优化设计可行有效, 展现了良好的综合性能。

## 5 优化乘波体宽域流场与性能分析

高超声速飞行器在实际工程应用中, 为了满足防热要求前缘必须进行钝化处理。随着钝化半径的增大, 乘波体的气动性能降低越明显<sup>[35]</sup>, 参考文献<sup>[36]</sup>本文乘波体前缘钝化半径  $R_c=3$  mm。图 16 为不同马赫数时钝化前后乘波体 WR2 的底

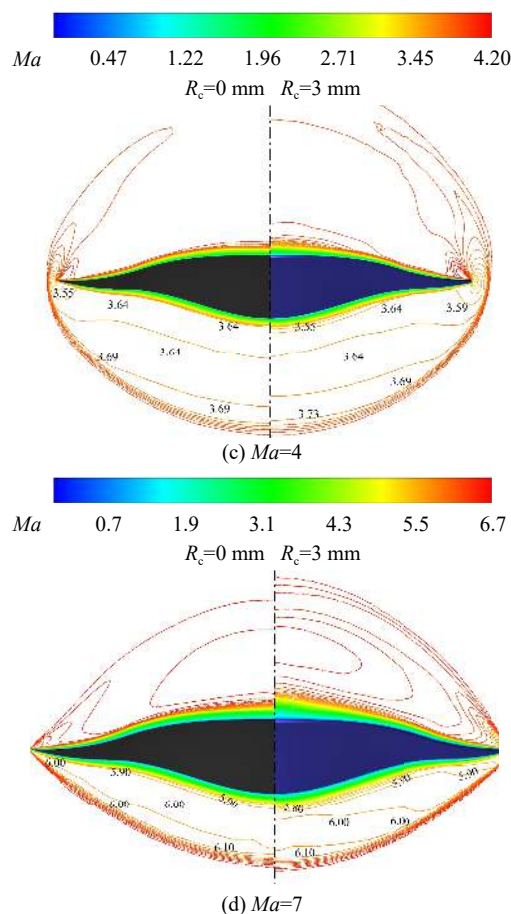
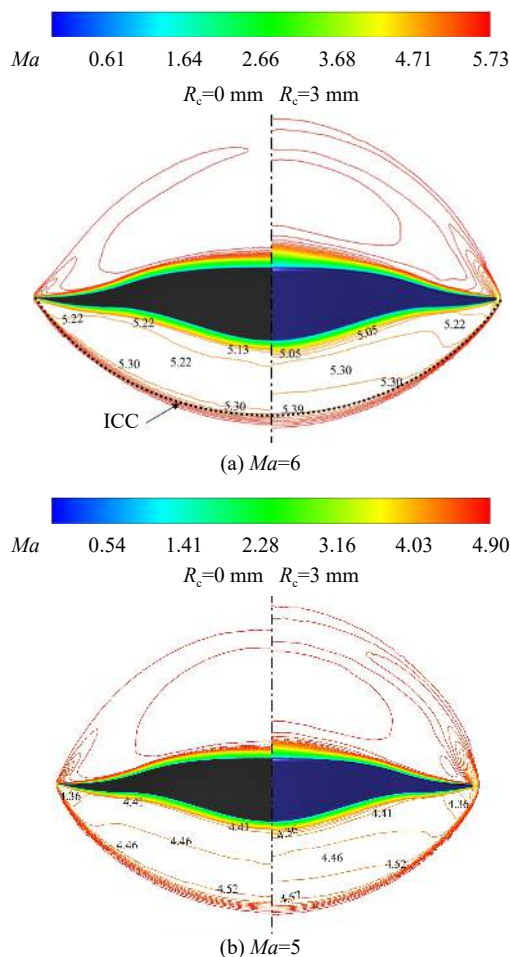


图 16 钝化前后乘波体 WR2 的底面马赫数等值图

Fig. 16 Contour of the bottom Mach number of the waverider WR2 before and after bluntness

面马赫数等值线图, 左边为未钝化乘波体  $R_c=0$  mm, 右边为钝化后乘波体  $R_c=3$  mm。未钝化乘波体在设计点  $Ma=6$  时底面激波的型线与 ICC 函数曲线(点划曲线)相符合且马赫数分布也比较均匀。此外, 对称面为直激波, 激波线紧贴前缘, 显示出乘波体良好的乘波能力。但是, 钝化后乘波体在前缘产生了局部脱体的弓形激波, 靠近对称面的激波型线与 ICC 函数曲线有明显偏差, 乘波特性明显受到影响。另外, 钝化后乘波体的上下表面的边界层厚度均有明显增加, 这些都会造成升阻比下降。

在低于设计点  $Ma=5$  和  $Ma=4$  时, 钝化前后乘波体两侧均存在明显气流泄漏现象, 但是这种差异随着来流马赫数的降低更加突出, 造成升阻比差别也更加明显。当来流马赫数高于设计点达到  $Ma=7$  时, 激波角明显减小, 前缘激波开始偏向下表面一侧, 即使钝化后底面激波也可以很好乘波。此外, 乘波体底面压力随着马赫数增加而增大, 显示出较好的来流预压缩能力。

表8为不同来流马赫数时钝化前后乘波体性能参数,对于升力系数 $C_L$ ,钝化前后乘波体在 $Ma=7$ 时相差最大为4.8%,而对于阻力系数 $C_D$ ,在 $Ma=7$ 时相差最小,也达到了19.0%。钝化前乘波体的升阻比 $L/D$ 从 $Ma=4$ 时5.90降至 $Ma=7$ 时4.88,而钝化后从4.54下降至3.90,最大相差20.1%。钝化后 $C_D$ 的增加是导致 $L/D$ 下降的主要原因,这从图16中附面层的厚度也可以得到印证。尽管前缘钝化造成乘波体升阻比有所降低,但是宽域范围内升阻比的数值依然较高。对于俯仰力矩系数 $C_M$ ,钝化前后乘波体变化不大, $Ma=7$ 时最大减小3.7%。底面总压恢复系数 $\sigma$ 在钝化后有所降低,也是 $Ma=7$ 相差最大2.7%。综上可知,前缘钝化造成乘波体的阻力系数显著增加,进而造成升阻比明显降低,其他参数受到的影响较小。

表8 不同来流马赫数时钝化前后乘波体性能参数

Table 8 Performance parameters of waverider before and after bluntness at different incoming Mach numbers

| $Ma$ | $R_c/mm$ | $L/D$ | $C_L$ | $C_D$   | $C_M$ | $\sigma$ |
|------|----------|-------|-------|---------|-------|----------|
| 4    | 0        | 5.90  | 0.059 | 0.010   | 0.037 | 0.97     |
|      | 3        | 4.54  | 0.059 | 0.013   | 0.038 | 0.96     |
| 5    | 0        | 5.47  | 0.052 | 0.009 5 | 0.032 | 0.95     |
|      | 3        | 4.33  | 0.052 | 0.012   | 0.033 | 0.94     |
| 6    | 0        | 5.17  | 0.046 | 0.008 9 | 0.029 | 0.92     |
|      | 3        | 4.09  | 0.045 | 0.011   | 0.029 | 0.90     |
| 7    | 0        | 4.88  | 0.041 | 0.008 4 | 0.027 | 0.88     |
|      | 3        | 3.90  | 0.039 | 0.010   | 0.026 | 0.86     |

## 6 结 论

1) 吻切乘波体的设计参数与总体性能参数之间存在明显的非线性关系,除了基准流场半锥角 $\delta_c$ 外,其余设计参数主要表现为二阶非线性及交互作用。半锥角 $\delta_c$ 对性能参数的影响最大,这表明基准流场对乘波体的性能起决定性作用。

2) 三目标优化设计可以显著提升吻切乘波体的宽域总体性能。与基准构型相比,优化乘波体容积率提升了7.1%,升阻比在非设计点 $Ma=4$ 和设计点 $Ma=6$ 分别提升了10.7%和3.4%。此外,俯仰力矩系数在 $Ma=4$ 和 $Ma=6$ 分别降低9.8%和6.5%。

3) 随着来流马赫数增加,钝化前后乘波体的升力系数、阻力系数、升阻比、俯仰力矩系数和底面总压恢复系数都不断降低,钝化前乘波体的

升阻比从 $Ma=4$ 时的5.90降至 $Ma=7$ 时的4.88,下降约17.3%。前缘钝化造成乘波体的阻力系数显著增加而升阻比明显降低,对应升阻比从4.54降至3.90,钝化前后最大相差20.1%,但是宽马赫数范围内优化乘波体仍能保持较高的气动效率以及较低的能量损失。

## 参考文献:

- [1] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694.  
Ye Youda. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 683-694. (in Chinese)
- [2] Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. The Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63(585): 521-528.
- [3] Jones J G, Moore K C, Pike J, et al. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds, using axisymmetric flow fields[J]. Ingenieur-Archiv, 1968, 37(1): 56-72.
- [4] Kim B S, Rasmussen M L, Jischke M C. Optimization of waverider configurations generated from axisymmetric conical flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(5): 461-469.
- [5] SOBIECZKY H, DOUGHERTY F C, JONES K. Hypersonic waverider design from given shock waves [C]//Proceedings of the first international hypersonic waverider symposium. Maryland, US: University of Maryland College Park, 1990: 1-19.
- [6] SOBIECZKY H, ZORES B, WANG Z, et al. High speed flow design using osculating axisymmetric flows[C]//Proceedings of the 3rd Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology. Beijing: Aviation Industry Press, 1997: 182-187.
- [7] Rodi P. The osculating flowfield method of waverider geometry generation: AIAA-2005-0511[R]. Reno, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [8] 李永洲, 孙迪, 张堃元. 前后缘型线同时可控的乘波体设计[J]. 航空学报, 2017, 38(1): 76-85.  
Li Yongzhou, Sun Di, Zhang Kunyuan. Waverider design for controlled leading and trailing edge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 76-85. (in Chinese)
- [9] 李永洲, 李光熙, 张堃元, 等. 前后缘同时可控的乘波体气动修型设计与分析[J]. 火箭推进, 2018, 44(2): 1-9, 38.  
Li Yongzhou, Li Guangxi, Zhang Kunyuan, et al. Aerodynamic modification design and analysis of waverider with controllable leading and trailing edges[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 1-9, 38. (in Chinese)
- [10] Zong H. Hypersonic waveriders: design and performance analysis. [J] Aircraft, 2019, 56(4): 1567-1580.
- [11] Rodi P. Performance of waveriders at off-design conditions. [J] AIAA Journal, 2017, 49(3): 602-609.
- [12] Sobieczky H. Waverider design for hypersonic applications: issues and solutions. [J] Progress in Aerospace Sciences, 2018, 72: 45-67.
- [13] 李世斌, 罗世彬, 黄伟, 等. 新型宽速域高超声速飞行器气动特性研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(5): 588-592.  
Li Shibin, Luo Shibin, Huang Wei, et al. Investigation on aerodynamic performance for a novel wide-ranged hypersonic vehicle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(5): 588-592. (in Chinese)
- [14] Li Shibin, Huang Wei, Wang Zhenguo, et al. Design and aerody-

- namic investigation of a parallel vehicle on a wide-speed range[J]. *Science China Information Sciences*, 2014, 57(12): 1-10.
- [15] Li Shibin, Wang Zhenguo, Huang Wei, et al. Design and investigation on variable Mach number waverider for a wide-speed range[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 76: 291-302.
- [16] 刘珍. 吻切流场乘波气动设计理论和方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- Liu Zhen. Research on novel aerodynamic design theory and methodology for osculating flowfield waverider[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [17] 尤延铖, 郑晓刚, 丁晓婷, 等. 基于三维弯曲激波的宽域变马赫数乘波体设计分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2022, 54(5): 937-948.
- You Yancheng, Zheng Xiaogang, Ding Xiaoting, et al. Design and investigation of variable Mach number waverider for a Wide? Speed range based on Three? Dimensional shock waves[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2022, 54(5): 937-948. (in Chinese)
- [18] Rodi P. Geometrical relationships for osculating cones and osculating flowfield waverider[C]//Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virigina: AIAA, 2011: 1-7.
- [19] Rodi P. Vortex lift waverider configurations[C]//Proceedings of the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virigina: AIAA, 2012: 1-7.
- [20] 李永洲, 李光熙, 张堃元, 等. 前缘水平投影可控的乘波体设计方法研究[J]. *火箭推进*, 2017, 43(5): 20-27, 44.
- Li Yongzhou, Li Guangxi, Zhang Kunyuan, et al. Design method of waverider with controlled horizontal projection of leading edge [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2017, 43(5): 20-27, 44. (in Chinese)
- [21] 段焰辉, 范召林, 吴文华. 定后掠角密切锥乘波体的生成和设计方法[J]. *航空学报*, 2016, 37(10): 3023-3034.
- Duan Yanhui, Fan Zhaolin, Wu Wenhua. Generation and design methods of osculating cone waverider with constant angle of sweepback[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(10): 3023-3034. (in Chinese)
- [22] 刘传振, 白鹏, 陈冰雁. 双后掠乘波体设计及性能优势分析[J]. *航空学报*, 2017, 38(6): 99-109.
- Liu Chuanzhen, Bai Peng, Chen Bingyan. Design and property advantages analysis of double swept waverider[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(6): 99-109. (in Chinese)
- [23] 刘传振, 刘强, 白鹏, 等. 涡波效应宽速域气动外形设计[J]. *航空学报*, 2018, 39(7): 68-76.
- Liu Chuanzhen, Liu Qiang, Bai Peng, et al. Aerodynamic shape design integrating vortex and shock effects for width-velocity-range [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(7): 68-76. (in Chinese)
- [24] Liu Chuanzhen, Liu Qiang, Bai Peng, et al. Planform-customized waverider design integrating with vortex effect[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 438-443.
- [25] BOWCUTT K G, ANDERSON J D, CAPRIOTTI D. Viscous optimized hypersonic waveriders[C]//AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting. Reno, Nevada, 1987: 1-18 [25] Bowcutt K G, Anderson J D, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders[C]//AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting. Reno, US, 1987: 1-18
- [26] Corda S, JOHN ANDERSON J Jr. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields[R]. Reno, US: AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting, 1988, 1988.
- [27] 李维东, 韩汉桥, 陈文龙, 等. 考虑高空粘性干扰效应的乘波体气动性能工程预测方法研究[J]. *宇航学报*, 2011, 32(6): 1217-1223.
- Li Weidong, Han Hanqiao, Chen Wenlong, et al. An engineering prediction method for aerodynamic performance of waverider with hypersonic viscous interaction[J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(6): 1217-1223. (in Chinese)
- [28] Takashima N, Lewis M. Powered hypersonic waverider vehicles for optimization with mission-oriented constraints[R]. New York, US: AIAA 3rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1995, 1995.
- [29] Takashima N, Lewis M J. Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(1): 235-245.
- [30] 南向军. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- Nan Xiangjun. Investigation on design methodology of hypersonic inward turning inlets with controlled pressure rise law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [31] 曾宇, 汪洪波, 孙明波, 等. SST 湍流模型改进研究综述[J]. *航空学报*, 2023, 44(9): 98-129.
- Zeng Yu, Wang Hongbo, Sun Mingbo, et al. SST turbulence model improvements: Review[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(9): 98-129. (in Chinese)
- [32] 李素循. 典型外形高超声速流动特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: National Defense Industry Press, 2008. .
- Li Suxun. Hypersonic flow characteristics of typical shape[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [33] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(11): 3197-3225.
- Han Zhonghua. Kriging surrogate model and its application to design optimization: a review of recent progress[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3197-3225. (in Chinese)
- [34] 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.
- [35] 郭帅旗, 刘文, 张陈安, 等. 高超声速钝前缘乘波构型优化设计研究[J]. *力学学报*, 2022, 54(5): 1414-1428.
- Guo Shuaiqi, Liu Wen, Zhang Chen'an, et al. Design and optimization for hypersonic cone-derived waverider with blunted leading-edge[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(5): 1414-1428. (in Chinese)
- [36] 杨波, 白茜尘, 范孝华, 等. 前缘钝度对马赫数 6 平面压缩进气道流场的影响分析[J]. *推进技术*, 2018, 39(3): 501-509.
- Yang Bo, Bai Hanchen, Fan Xiaohua, et al. Leading edge bluntness influence anaslysis on a planar compression inlet flowfield at Mach number 6[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(3): 501-509. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)