

3-15-2024

Research on Optimization Design Method of Waverider Forebody/ Bump Profile of Aircraft

Jialin Qiu

School of Computer Science and Technology, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621000, China, charlincc@tom.com

Jun Huang

School of Computer Science and Technology, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621000, China

Peng Shu

Research Center of Combustion Aerodynamics, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621000, China

Qingfeng Wang

School of Computer Science and Technology, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621000, China

See next page for additional authors

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation. For more information, please contact xtfzxb@126.com.

Research on Optimization Design Method of Waverider Forebody/Bump Profile of Aircraft

Abstract

Abstract: The waverider forebody and Bump profile of aircraft are two classic cases reflecting the waverider idea in aircraft component design. They can effectively improve the overall aerodynamic performance of aircraft and have become the core technology of aircraft overall design. In order to seek the optimal design of the waverider forebody and Bump profile to improve the efficiency of aircraft design, an optimization design method for the waverider forebody and Bump profile is proposed in this paper. The initial waverider forebody and Bump profile are generated by the osculating cone theory and conical flow field, and the aerodynamic performance is quickly estimated by the panel method. The surrogate model established by the back-propagation (BP) neural network and genetic algorithm NSGAII are used to optimize the waverider forebody and Bump profile quickly. The data mining method is used to analyze the flow mechanism of the waverider forebody and Bump profile. The lift-to-drag ratio and volume of the optimized waverider forebody are increased by 25.6% and 41.4%, respectively. The drag coefficient of the Bump profile is decreased by 10.9%, and the lateral pressure gradient is increased by 12.1%. The results show that the proposed optimization method can be applied to the design optimization of the waverider forebody and Bump aerodynamic profile, which has guiding significance for the optimization of the overall aerodynamic performance of the aircraft and has great potential in engineering applications.

Keywords

waverider forebody, Bump profile, NSGA-II, hypersonic velocity, optimization research

Authors

Jialin Qiu, Jun Huang, Peng Shu, Qingfeng Wang, Zhiqin Liu, and Wenyou Qiao

Recommended Citation

Qiu Jialin, Huang Jun, Shu Peng, et al. Research on Optimization Design Method of Waverider Forebody/Bump Profile of Aircraft[J]. Journal of System Simulation, 2024, 36(3): 686-699.

飞行器乘波前体/Bump型面优化设计方法研究

邱家林¹, 黄俊¹, 舒鹏², 王庆凤¹, 刘志勤¹, 乔文友^{2*}

(1. 西南科技大学 计算机系, 四川 绵阳 621000; 2. 西南科技大学 燃烧空气动力学研究中心, 四川 绵阳 621000)

摘要: 飞行器前体和Bump型面是乘波体思想在飞行器部件设计中的两大经典案例, 可有效提升飞行器总体气动性能, 已经成为飞行器总体设计的核心技术。为寻求乘波前体和Bump型面的最优设计以提升飞行器设计效率, 提出了一种可应用于乘波前体和Bump型面的优化设计方法。采用密切锥理论和圆锥绕流流场生成初始的乘波前体和Bump型面, 并通过面元法快速预估气动性能; 结合BP神经网络建立的代理模型和遗传算法NSGA-II对乘波前体和Bump型面快速优化; 利用数据挖掘方法分析乘波前体和Bump型面的流动机理。优化后的乘波前体升阻比提升了25.6%, 体积提升41.4%。Bump型面阻力系数减少10.9%, 横向压力梯度增加12.1%。研究结果表明, 提出的优化方法能够有效应用于乘波前体和Bump气动型面的设计优化, 对飞行器整体气动性能的提升具有指导意义, 在工程应用中具有重大潜力。

关键词: 乘波前体; Bump型面; NSGA-II; 高超声速; 优化研究

中图分类号: TP399

文献标志码: A

文章编号: 1004-731X(2024)03-0686-14

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.23-0172

引用格式: 邱家林, 黄俊, 舒鹏, 等. 飞行器乘波前体/Bump型面优化设计方法研究[J]. 系统仿真学报, 2024, 36(3): 686-699.

Reference format: Qiu Jialin, Huang Jun, Shu Peng, et al. Research on Optimization Design Method of Waverider Forebody/Bump Profile of Aircraft[J]. Journal of System Simulation, 2024, 36(3): 686-699.

Research on Optimization Design Method of Waverider Forebody/Bump Profile of Aircraft

Qiu Jialin¹, Huang Jun¹, Shu Peng², Wang Qingfeng¹, Liu Zhiqin¹, Qiao Wenyu^{2*}

(1. School of Computer Science and Technology, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621000, China;

2. Research Center of Combustion Aerodynamics, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621000, China)

Abstract: The waverider forebody and Bump profile of aircraft are two classic cases reflecting the waverider idea in aircraft component design. They can effectively improve the overall aerodynamic performance of aircraft and have become the core technology of aircraft overall design. In order to seek the optimal design of the waverider forebody and Bump profile to improve the efficiency of aircraft design, an optimization design method for the waverider forebody and Bump profile is proposed in this paper. The initial waverider forebody and Bump profile are generated by the osculating cone theory and conical flow field, and the aerodynamic performance is quickly estimated by the panel method. The surrogate model established by the back-propagation (BP) neural network and genetic algorithm NSGA-II are used to optimize the waverider forebody and Bump profile quickly. The data mining method is used to analyze the flow mechanism of the waverider forebody and Bump profile. The lift-to-drag ratio and volume of the optimized waverider forebody are increased by 25.6% and 41.4%, respectively. The drag

收稿日期: 2023-02-20 修回日期: 2023-05-10

基金项目: 四川省自然科学基金(2022NSFSC0894); 四川省自然科学基金(2022NSFSC0446); 1912项目(2019-JCJQ-DA-001-057)

第一作者: 邱家林(1995-), 男, 硕士生, 研究方向为科学计算与软件工程。E-mail: charlincc@tom.com

通讯作者: 乔文友(1983-), 男, 副教授, 博士, 研究方向为机体推进一体化。E-mail: qiaowyu@swust.edu.cn

coefficient of the Bump profile is decreased by 10.9%, and the lateral pressure gradient is increased by 12.1%. The results show that the proposed optimization method can be applied to the design optimization of the waverider forebody and Bump aerodynamic profile, which has guiding significance for the optimization of the overall aerodynamic performance of the aircraft and has great potential in engineering applications.

Keywords: waverider forebody; Bump profile; NSGA-II; hypersonic velocity; optimization research

0 引言

乘波体^[1]是一种利用激波压力来提高飞行器升阻比的气动构型。在设计工况下, 飞行器前体产生的附体激波全部附着在飞行器的前缘上, 将机身上下表面气流“隔开”, 使飞行器底部基本处于激波后的高压区, 从而产生较高的升阻比。这种飞行器飞行时好像乘坐在激波之上, 故称为乘波体。

Bump式进气道^[2]是在进气道的入口加入一个凸包, 与传统的进气道相比具有以下优点: ①无附面层隔道, 可以极大降低飞行器阻力和结构重量。②Bump型面一般也采用乘波理论设计, 与机身前体深度融合无需另行设计。

目前, 采用反设计方法^[3-4]生成乘波前体/Bump型面一般分为3步: ①求解圆锥绕流基本流场, 确定流场内每一个点的物理量以及激波形状。②确定捕获流管曲线形状顺流向发出捕获流面, 与激波曲面相贯得到乘波体前缘型线。③将乘波体前缘线离散成多个小点, 将每个点在基本流场内部发出的流线进行组合得到乘波体压缩型面, 乘波体背部型面取自由流面或者根据实际工程另行设计。在以上反设计过程中, 无法直接评估乘波前体和Bump型面的气动性能, 提取其性能需要昂贵的CFD(computational fluid dynamics)计算。对其进行优化时, 需要反复迭代原复杂^[5-6]的物理模型, 优化效率极低无法满足工程需要。

1 相关工作

为解决乘波前体/Bump型面在优化设计中遇到的困境, 文献[7]基于响应面法对X-43前体进行

优化, 成功将代理模型技术应用于飞行器前体优化领域。文献[8]基于神经网络结合序列二次规划算法(sequential quadratic programming, SQP)对乘波前体外形优化, 获得了更高的升阻比和更大的容积, 但是使用SQP单独对每个气动性能进行设计, 工作量大且不易迁移到其他工程项目中。文献[9]基于Isight平台提出了一个完整的S弯进气道自动优化方法, 结合参数化建模, 网格自动生成技术, 以及NSGA-II^[10]对进气道进行多目标优化, 使得多个气动性能得到显著提升, 但是该过程仍需要大量的数值模拟计算。为满足工程中快速优化乘波前体和Bump气动型面的需求, 减少CFD计算和在优化中避免对原复杂模型的调用。本文采用类似的思路, 提出一种新的优化方法: 首先生成乘波前体/Bump型面初始构型, 利用面元法得到其无粘气动力。然后应用BP神经网络构建代理模型, 结合NSGA-II进行多目标优化。得到优化结果后, 使用数据挖掘方法分析乘波前体和Bump型面的流动机理, 验证本文设计方法的有效性。

2 气动型面优化设计方法

针对飞行器乘波前体/Bump型面在优化设计中遇到的问题, 本文提出了一种新的优化设计方法。该优化设计方法包括4个核心工作: ①型面参数化模型: 分别基于吻切流方法和圆锥绕流锥形流场生成乘波前体和Bump型面。②建立气动评估模型: 首先运用面元法评估原模型, 生成大量数据并使用数值模拟检验其预估精度, 然后使用BP神经网络拟合该数据构建代理模型。③NSGA-II: 运用多目标优化算法NSGA-II算法连接代理模型最大化乘波前体的升阻比和体积,

以及最小化 Bump 型面阻力系数和最大化末端截面压力梯度。④数据挖掘分析：运用数据挖掘方

法系统分析乘波前体和 Bump 型面的优化结果。总体优化框架如图 1 所示。

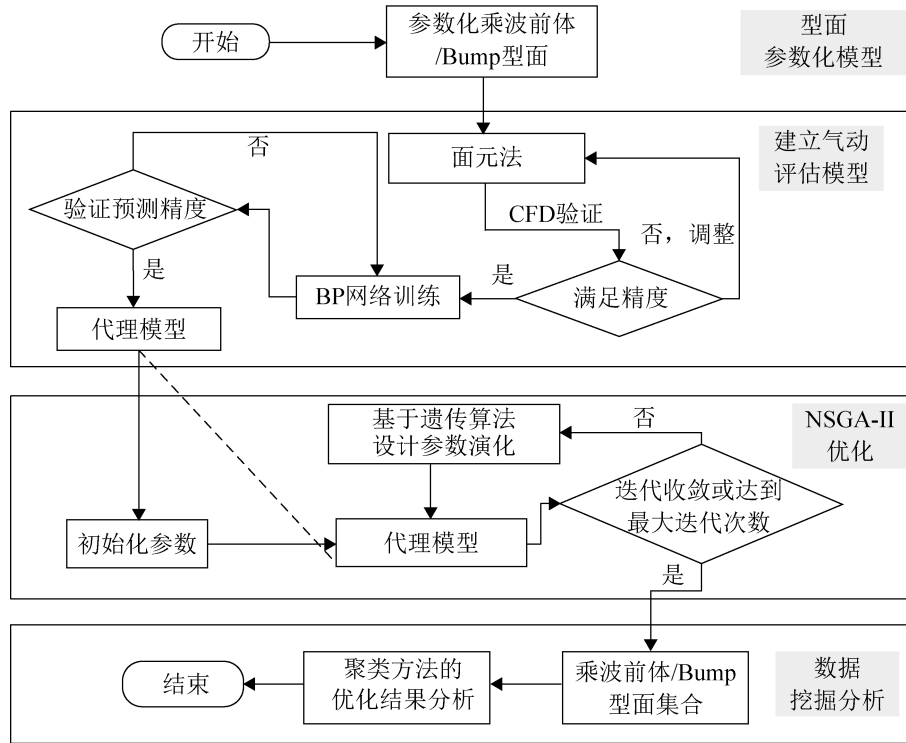


图 1 总体优化框架
Fig. 1 Global optimization framework

3 实验验证与分析

3.1 乘波前体/Bump 型面建模

3.1.1 基于吻切流方法的乘波前体设计

(1) 乘波前体捕获流管曲线

乘波前体需要根据飞行器总体布局设计，即通过流管捕获曲线(flow capture tube, FCT)和捕获曲线^[11](inlet capture curve, ICC)确定乘波前体的前缘线和末端截面形状。然而传统方法通过给定流管捕获曲线FCT在迎风面上的投影设计，难以控制乘波前体轮廓，如长宽比。基于此，本文直接控制乘波体俯视图外轮廓进行设计，即给定FCT曲线在俯视图的投影，同时与激波曲面相贯确定乘波前体的前缘线形状。

乘波前体捕获流管曲线FCT在俯视图上的投影给定方式如图 2 所示，即通过 B 样条^[12]进行设

计。图中点 A 和点 E 分别为乘波前体对称面前缘点和末端截面端点，点 B~D 则用于控制 FCT 曲线的形状。其中， F_{x1} , F_{x2} 分别为 C, D 点的 x 坐标在 X 方向上所占比列； F_y 则为 B 点的 y 坐标在 Y 方向上所占比列； θ_s 和 θ_e 分别为控制点连线 BC 和 DE 的倾角，下标 s 和 e 分别为 FCT 曲线和 ICC 曲线上的点。

(2) 乘波前体捕获曲线

ICC 采用 B 样条曲线生成。该曲线通过控制点坐标控制曲线形状，控制点坐标设定关系如图 3 所示。

图 3 中点 A 和 E 分别为 ICC 曲线中点和前缘线端点，其中： I_y 为控制点 Y 方向位置系数， I_z 为控制点 Z 方向位置系数， α 为末端截面两端点处的斜率。由图 3 可知，ICC 曲线通过点 A 和点 E 确定乘波前体末端截面曲线 ICC 范围，通过参数 I_y 、 I_z 和

α 控制ICC曲线的形状。

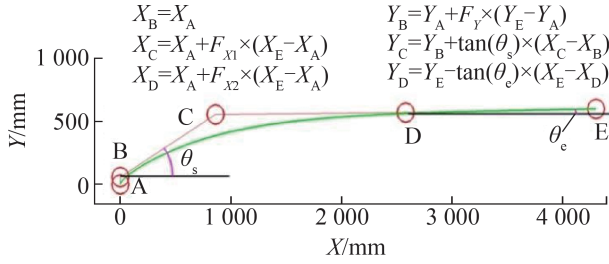


图2 FCT俯视图外轮廓与控制点对应关系

Fig. 2 Mapping between external contour and control point of FCT top view

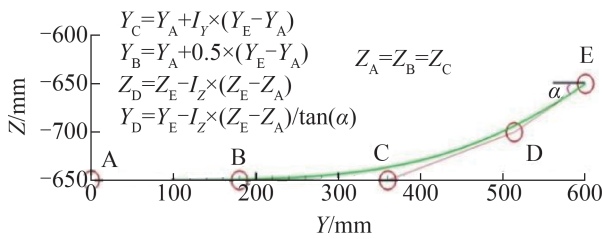


图3 ICC与控制点对应关系

Fig. 3 Mapping between ICC and control point

(3) 乘波体激波曲面

乘波体激波曲面通过吻切面内激波曲线“拼接”而成，令 β 为起始位置激波角度，其主要设计参数有： β_{cu} 为对称面所在吻切面乘波体前缘处的气流偏转角； β_{cd} 为乘波体末端截面上对称面处的气流偏转角； β_{bm} 为乘波体末端截面端点处的气流偏转角，设计过程中直接将这此气流偏转角转换为激波角度。在这些关键点处的气流偏转角确定之后还需确定整个前缘线和末端截面捕获曲线上各点的激波角，其设计采用B样条插值确定。此处B样条曲线的控制参数包括：乘波体前缘线(FCT曲线)上控制点y坐标和激波角、以及激波角度沿FCT曲线分布的控制参数 B_{X1} 和 B_{X2} 、ICC曲线上的激波角度分布控制参数 β_{C1} 和 β_{C2} 。乘波体前缘线上各吻切面内气流偏转角确定原理如图4所示。ICC曲线上激波角度确定方法与FCT曲线的确定方法一致，其中控制点A和点D分别为前缘中部点和末端截面点的激波角，通过 B_{X1} 确定控制点B和点C的X坐标，控制点B激波角与点A一

致，点C处的激波角通过 B_{X2} 、 β_D 和 β_A 控制，具体表达式如图4中所示。其余点处的激波角则在样条曲线上插值确定。最后根据激波关系式有来流马赫数和激波角反求波后气流偏转角。

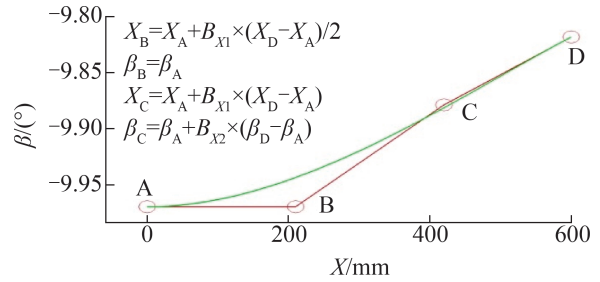


图4 FCT激波角度插值控制点

Fig. 4 Control point of FCT shock angle interpolation

当ICC和FCT曲线上各点的激波角度确定之后，便可确定各吻切面内的激波形状。这里采用二次曲线构造乘波体激波曲面，如式(1)所示：

$$a_i = \frac{y_{ei} - \tan \beta_{si} (x_{ei} - x_{si}) - y_{si}}{(x_{ei} - x_{si})^2}$$

$$b_i = \tan \beta_{si}$$

$$c_i = y_{si}$$

$$y_{ij} = a(x_{ij} - x_{si})^2 + b(x_{ij} - x_{si}) + c \quad (1)$$

式中：下标 i 为第 i 个吻切面； j 为第 i 个吻切面内激波曲线上第 j 个点。应用式(1)确定入射激波，如图5所示。

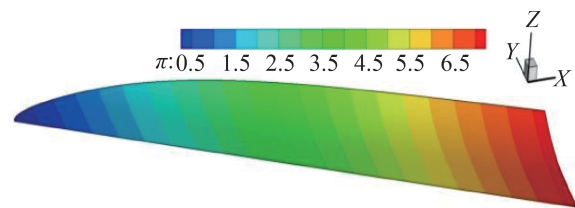


图5 乘波体激波曲面形状

Fig. 5 Shock surface shape of waverider

待ICC曲线和FCT曲线均求解完之后，便可确定该曲线的曲率中心^[13]，同时确定吻切面的空间位置，进一步求出FCT曲线与吻切面之间的交点，再判断这些交点是否与ICC曲线离散点处于曲率中心同侧，最后再应用逆特征线法确定吻切面内可生成该激波的气动型线^[14]，进而由这些型

线在空间“拼接”得到可生成该激波曲面的物面。

为确保乘波前体型面长度满足设计要求，本文通过延长曲面激波长度使物面长度可扩展至末端截面下游。给定吻切前体设计参数见表 1。

表 1 吻切前体设计参数

序号	主要参数	量值
1	β_{cu}	4.5°
2	β_{cd}	8°
3	β_{bn}	10°
4	B_{x1}	0.8
5	B_{x2}	0.6
6	β_{c1}	0.8
7	β_{c2}	0.6

然后通过插值确定乘波体前体型面，前缘线与下激波面重合，实现‘乘波’，如图 6 所示。

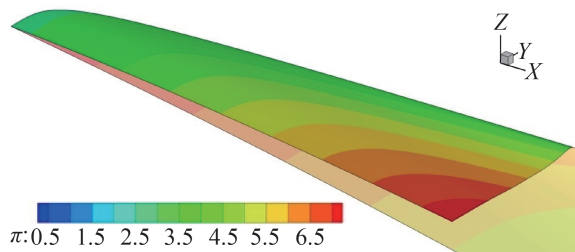


图 6 初始乘波前体外形

Fig. 6 Initial waverider forebody configuration

3.1.2 Bump 型面设计

Bump 型面设计的基本流场采用圆锥绕流流场，该流场通过求解 Taylor-maccoll 方程^[15]得到。给定来流马赫数和圆锥半顶角，求解该方程得到基本流场。然后，给定 Bump 型面宽度和截取展向角 φ 得到捕获流管曲线 FCT，进而在圆锥绕流流场中追踪得到 Bump 型面，原理如图 7 所示。

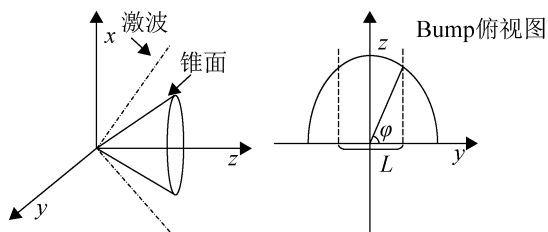


图 7 Bump 型面设计原理图

Fig. 7 Bump profile design principle

给定 Bump 型面来流条件，如表 2 所示。

表 2 锥形流场来流条件

序号	主要参数	量值
1	k	1.4
2	M_∞	5.5 Ma
3	T_0	300 k
4	P_0	101 325 pa
5	R	287.04

设定初始 Bump 型面宽 $L=2$ m，展向角 $\varphi=80^\circ$ 。由锥形流场的特性，低压区分布在边缘过滤附面层低压气流，高压区分布在中心处为发动机提供高压气流，生成如图 8 所示外形。

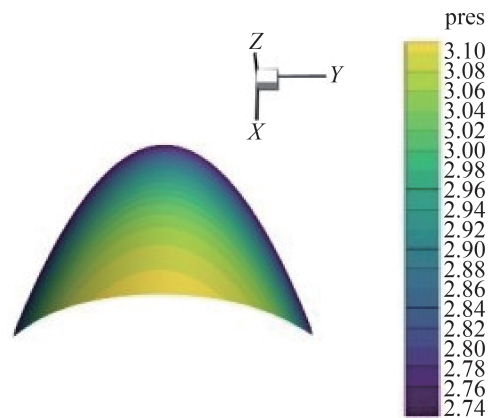


图 8 输出 Bump 型面外形

Fig. 8 Bump profile configuration output

3.2 建立气动评估模型

3.2.1 无粘气动型面性能快速预估及验证

为快速得到气动型面的气动力，本文直接对乘波体前体和 Bump 型面的网格进行积分得到(与文献[16]面元法不同)，其原理如图 9 所示。

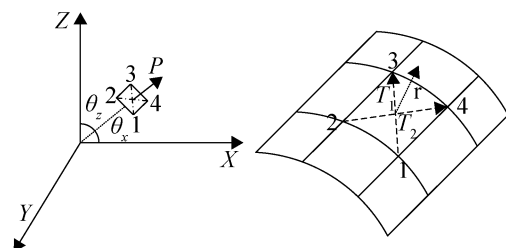


图 9 面元法原理示意图

Fig. 9 Panel method

给定来流条件, 求出来流动压 P_∞ 。每一个面元的外法矢为该面元的方向, 面元的压力取4个点的平均压力 \bar{p} 。将 \bar{p} 分解至 z 方向即为该面元的升力, θ_z 为该面元与 z 轴的夹角, \mathbf{z} 为 z 轴的单位向量。则升力系数为

$$C_l = \frac{\sum \bar{p}_i \cos \theta_z}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S_{\text{ref}}} \quad (2)$$

同理可得, 将 \bar{p} 分解至 x 轴方向, 则阻力系数为

$$C_d = \frac{\sum \bar{p}_i \cos \theta_x}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S_{\text{ref}}} \quad (3)$$

式中: θ_x 为 \bar{p} 与 x 的夹角; S_{ref} 为气动型面迎风面积。

求得升力系数和阻力系数过后, 进一步可求得前体升阻比为

$$f_l = \frac{C_l}{C_d} \quad (4)$$

Bump型面的末端横向压力梯度为

$$g_l = \frac{C_{d_1} - C_{d_2}}{L_x} \quad (5)$$

式中: C_{d_1} 为 Bump 型面末端截面最高点压力系数; C_{d_2} 为 Bump 型面末端截面最低点压力系数; L_x 为末端界面最高点和最低点 x 方向的距离。

为确保本文乘波前体/Bump型面气动力快速预估的准确性以及后续代理模型建立的可靠性, 应用商业软件 ICEM 生成结构化网格, 数值模拟采用商业软件 Fluent 进行, 以此检验乘波前体/

Bump型面气动力预估的准确性。为保证数值模拟的精确度同时考虑到模型的对称性, 本文采用结构化网格并仅对半模进行网格划分。

(1) 乘波前体数值模拟验证

运用超立方拉丁抽样 (latin hypercube sampling, LHS)^[17] 在设计参数 $\beta_{cu} \in [0^\circ, 5^\circ]$, $\beta_{cd} \in [5^\circ, 10^\circ]$, $\beta_{bm} \in [10^\circ, 15^\circ]$, 四个设计曲线的位置系数 B_{x1} , B_{x2} , β_{c1} , $\beta_{c2} \in [0, 1]$ 可行域内采点5个, 乘波前体计算高度为30 km, 来流马赫数为10, 划分网格数95万, 生成如图10所示网格图。

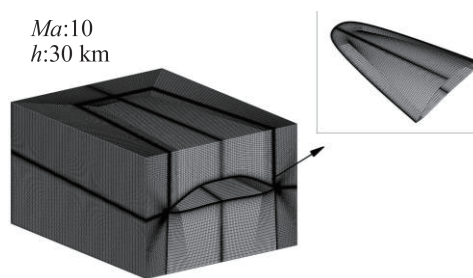


图10 前体计算网格图

Fig. 10 Forebody computational grid

乘波前体和 Bump 型面均使用密度基进行求解, 打开能量方程。来流空气参数比热 C_p 设置为 piecewise-polynomial 八项系数的变比热方程。同时监控进出口流量, 确保乘波前体/Bump型面的无粘数值模拟收敛。经后处理生成图11所示前体压力云图。

使用面元法快速预估同样的气动外形, 生成结果对比 CFD 数值模拟结果如图12所示。

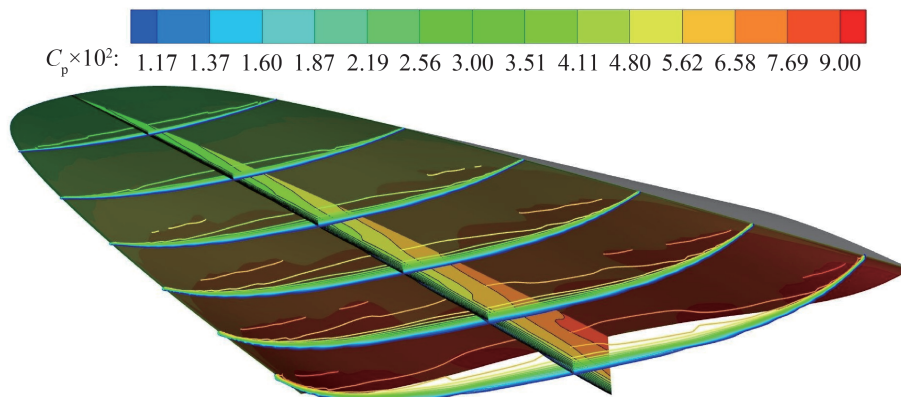


图11 前体压力云图

Fig. 11 Forebody pressure cloud map

<http://www.china-simulation.com>

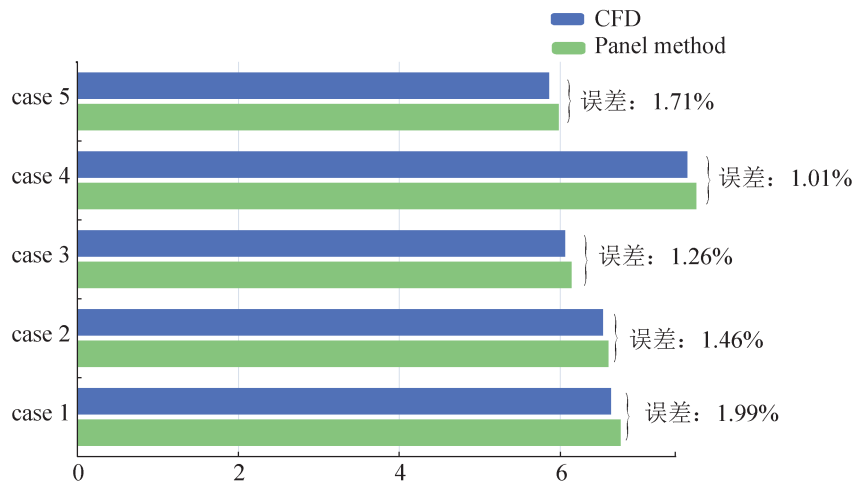


图 12 前体升阻比对比

Fig. 12 Comparison of lift-to-drag ratio of forebody

使用面元法快速预估和 CFD 数值模拟结果相对误差不超过 2%。

法预估气动性能完全满足实际要求，节约大量 CFD 数值模拟的时间。

(2) Bump 型面数值模拟验证

选取 Bump 定宽 2 m，展向角 α 分别为 20°，30°，40°，50°，60°，总共 5 个点。计算高度为 22 km，来流 Ma 数为 5.5，网格数 72 万，生成如图 13 所示网格图。经过数值计算后处理生成如图 14 所示压力云图。

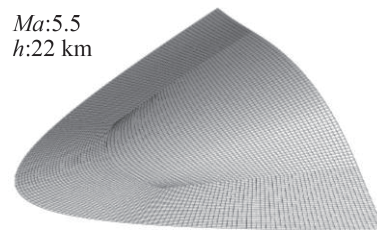


图 13 Bump 计算网格图

Fig. 13 Bump computational grid

对比面元法预估和 CFD 数值模拟的结果，整个相对误差不超过 2%，如图 15 所示。运用面元

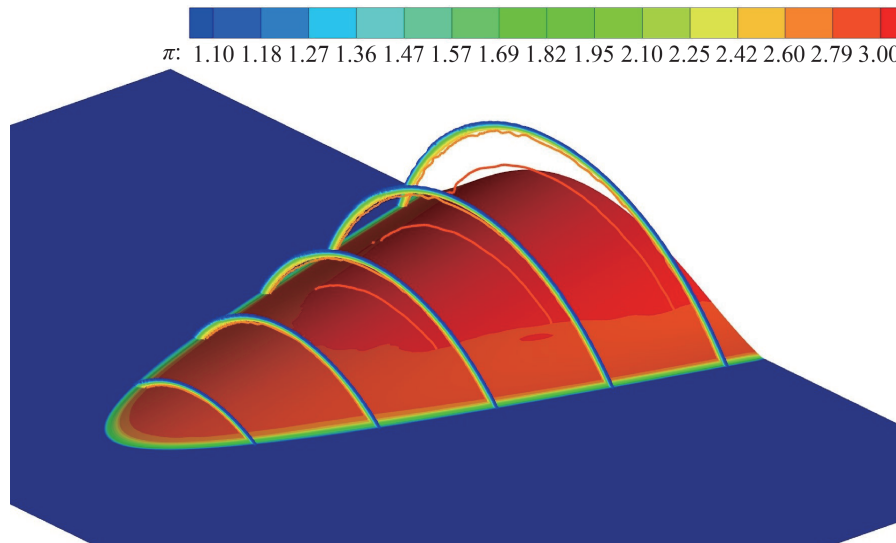


图 14 Bump 压力云图

Fig. 14 Bump pressure cloud map

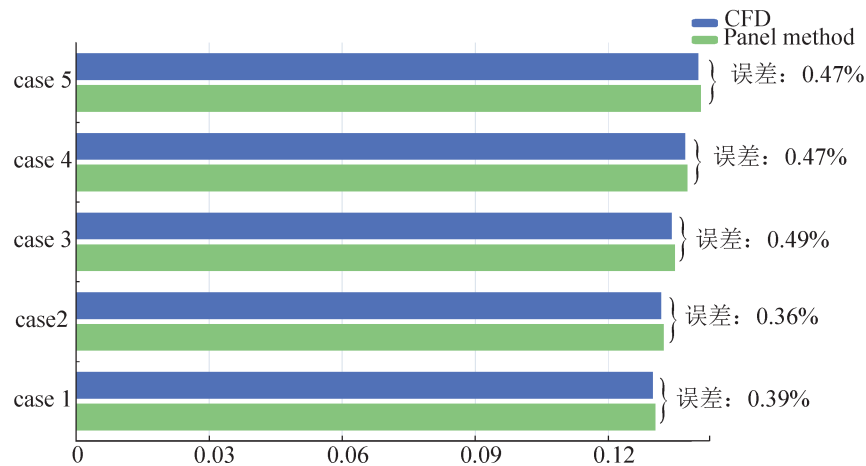


图15 Bump阻力系数对比

Fig. 15 Comparison of Bump pressure coefficients

3.2.2 代理模型的建立

本文乘波前体/Bump型面的设计参数较多, 如果采用全因子对这些设计参数都进行采样, 所需的样本数量呈几何级数增加, 难以实现。基于此, 本文采用实验设计方法, 通过LHS方法确定样本数量, 能够让数据点在整个设计参数区间内均匀分布, 以较少的数据采集量保证神经网络训练时能够学习到变量各个区域的变化规律。同时, 乘波前体和Bump进气道设计参数较多, 计算过程复杂而且可能会出现奇异值导致无粘性能评估困难。此外, CFD计算耗时较长, 难以在有限时间内获取足够的样本。针对此问题, 本文采用BP神经网络^[18]构建乘波前体/Bump型面的代理模型, 以平滑且快速的方式评估过程中的奇异值。搭建的神经网络, 其结构如图16所示。

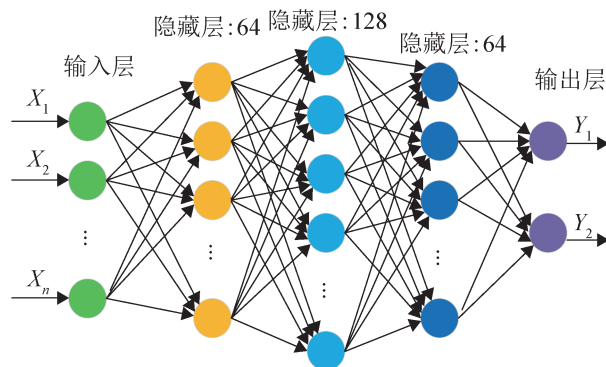


图16 神经网络结构

Fig. 16 Neural network structure

输入层接收乘波前体设计参数 $[\beta_{cu}, \beta_{cd}, \beta_{bm}, B_{x1}, B_{x2}, \beta_{c1}, \beta_{c2}]$ 和Bump型面设计参数 $[L, \alpha]$, 神经元数与输入维度保持一致; 乘波前体的神经网络输出层输出升阻比和体积, Bump型面的神经网络输出层输出流阻力系数和末端截面压力梯度。隐藏层一共3层, 每一层网络类型为全连接层, 神经元数如图16所示。每层网络随机初始化权重, 每层神经元通过激活函数将提取特征方式转换为非线性, 输出层通过比较预测值与实际值之间的误差, 反向传播不断更新权值, 使得预测值不断逼近实际值, 当小于一定阈值过后停止训练, 建立神经网络模型。

通过BP神经网络建立设计参数与气动性能之间的响应关系, 在优化设计中大幅减少迭代计算。模型精度检验选择交叉验证, 将整个数据集分为10份, 9份为训练集, 1份为测试集, 当模型误差小于5%时, 则视为达到工业设计标准。

(1) 吻切锥前体代理模型的建立

经LHS采集6000个点, 运用BP神经网络建立代理模型, 测试集误差如图17所示。

乘波前体代理模型升阻比和体积在测试集上误差均在1%以内, 达到设计精度要求。

(2) Bump型面代理模型的建立

Bump型面一般与相应的进气道搭配, 故本文选取定长2m的Bump型面构造代理模型, 在展向

角 $0^\circ\sim 90^\circ$ 之间采点80, 运用BP神经网络建立代理模型。测试集上误差如图18所示。

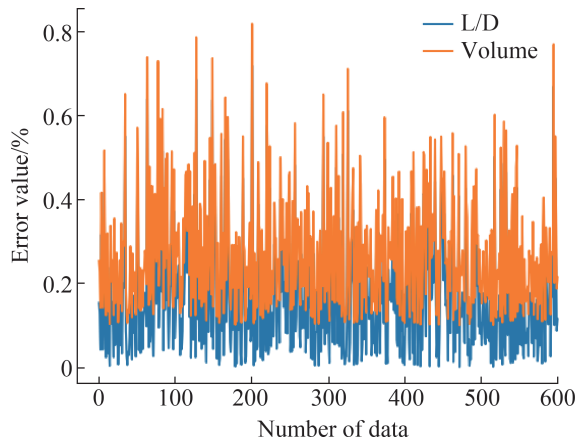


图17 乘波前体代理模型误差

Fig. 17 Error of surrogate model of waverider forebody

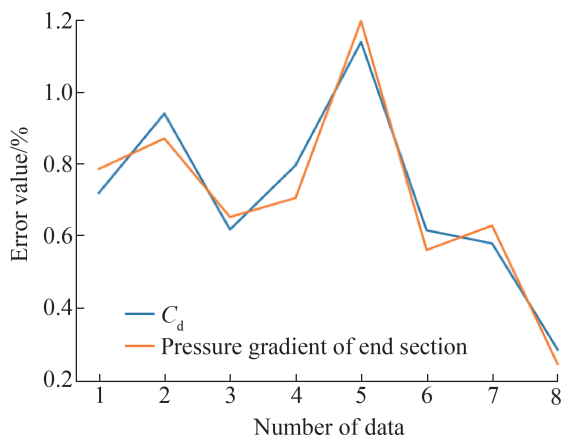


图18 Bump气动力相对误差

Fig. 18 Bump aerodynamic relative error

Bump代理模型的阻力系数和末端截面压力梯度误差均收敛到2%以内, 满足相应的设计精度要求。

3.3 NSGA-II优化

3.3.1 乘波前体/Bump型面多目标优化问题

乘波前体/Bump型面的优化设计问题是多变量之间互相制约的多目标优化问题。乘波前体升阻 f_1 越高, 前体越是尖锐, 进而使得乘波前体的有效体积 f_2 不高。故乘波前体多目标优化问题描述如下:

$$F(x)=[\max f_1(x), \max f_2(x)] \quad (6)$$

而Bump型面的设计最重要的一点为了排除附面层的影响, 排移前体低能气流, 为进气道提供高品质压缩流场。当末端截面最高点和最低点的压力梯度 g_1 越大时, 进气道的气流压力也越大, 但也使得整个Bump型面的来流阻力 g_2 越大。因此Bump型面的多目标优化问题描述如下:

$$G(x)=[\max g_1(x), \min g_2(x)] \quad (7)$$

乘波体前体/Bump型面的多个气动性能之间存在相互制约的关系, 在飞行器优化设计过程中不可能使单个气动性能达到最优, 而忽略掉其他性能指标, 必须根据实际任务进行综合考量。多目标最优解集通常为Pareto解集^[19], 对于2个目标的问题, Pareto最优前沿通常是一条曲线。在曲线的两端分别是某一个气动性能达到最优, 而中间部分性能比较平衡, 在进行数据挖掘时抽取两端的典型数据进而分析出设计参数影响其气动性能的规律。

3.3.2 NSGA-II优化设计

确定前体和Bump型面的设计参数过后, 首先给定相应参数的优化区间, 该优化区间与抽样范围保持一致。NSGA-II在优化区域内随机初始化种群, 个体编码方式选择经典的二进制编码, 选择算子依据非支配快速排序等级和拥挤度计算进行选择, 交叉算子为均匀交叉算子, 变异算子为二进制变异。变异概率取0.1, 交叉概率取0.9^[20]。

将整个种群解码后带入代理模型求出目标函数的值。NSGA-II通过目标函数的值评估种群适应度, 进行选择, 交叉, 变异筛选出最优个体进入下次迭代优化。当满足算法终止条件时, 优化结束, 此时的最优种群即为Pareto前沿。

(1) 将Bump型面的代理模型连接NSGA-II, 种群个体数设置50, 迭代次数50。以Bump型面的最小来流阻力和最大横向压力梯度为优化目标, 结果如图19所示。

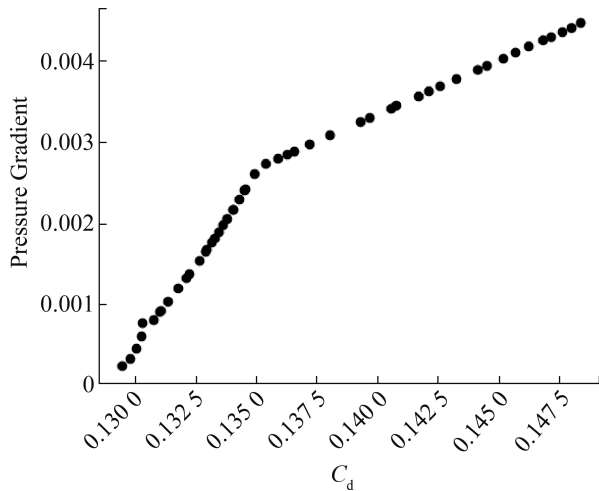


图 19 Bump 型面 Pareto 前沿
Fig. 19 Pareto front of Bump profile

与飞行器前体 Pareto 前沿不同, Bump 型面优化过后所得到的前沿呈上升趋势, 阻力系数和横向压力梯度同时增大或者减少。对比初始构型, 选取 Bump 的 Pareto 前沿最左端的点对比初始构型, 阻力系数减少约 10.9%, 横向压力梯度增大 12.1%。

(2) 将乘波前体的代理模型连接 NSGA-II, 设置种群个体数 200, 迭代次数 200。以前体最大升阻比和最大体积为目标函数进行优化, 生成结果如图 20 所示。

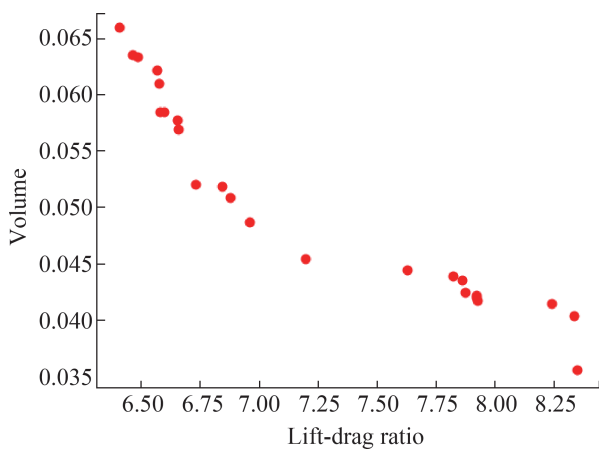


图 20 乘波前体 Pareto 前沿
Fig. 20 Pareto front of waverider forebody

通过优化过后的 Pareto 前沿可以直观的看到升阻比和体积之间的矛盾关系, 随着升阻比不断

增大体积逐渐减。选取 Pareto 前沿右端点比初始前体构型的升阻比增大 25.6%, 体积增大 41.4%。

3.4 数据挖掘分析

3.4.1 乘波前体优化结果分析

(1) 当研究设计参数影响气动性能规律时, 由于设计参数众多使得工作量增加, 使用灵敏度分析抓住主要矛盾进行重点分析, 可减少不必要的工作量。各个设计参数对前体升阻比进行灵敏度分析, 结果如图 21 所示。

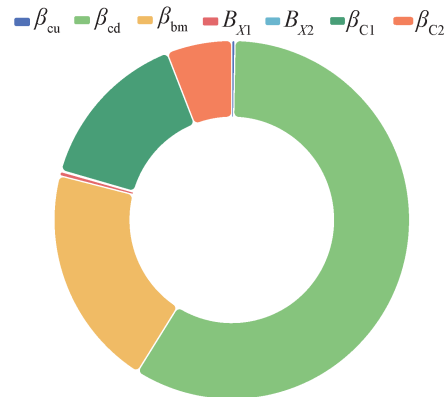


图 21 设计参数对升阻比敏感度
Fig. 21 Sensitivity of design parameters to lift-to-drag ratio

在设计参数中, 相比其他参数, β_{cd} 、 β_{bm} 、 β_{c1} 对升阻比变化敏感度高。设计参数的变化会引起升阻比急剧的升高或者降低, 在对模型进行优化时, 可适当放宽对 β_{cd} 、 β_{bm} 、 β_{c1} 三个气流偏转角度的约束, 对其区域内的设计点进行重点搜索。

对体积进行灵敏度分析, 设计参数敏感度如图 22 所示。实验表明, 各个参数对体积的影响度差别不大, 本文着重对流动机理进行分析, 故不再展开讨论。

(2) 经灵敏度分析, 参数 β_{cu} 、 B_{x1} 、 B_{x2} 、 β_{c2} 对升阻比影响不大, 于是着重探究 β_{cd} 、 β_{bm} 、 β_{c1} 单个设计参数对前体升阻比影响机制。研究其规律时, 运用控制变量法的思想, 保持其余参数不变, 在一个设计参数的可行域内均匀取 20 个点, 观察其升阻比变化规律。考虑各个参数之间变化范围

不统一，为了方便更直观的研究其设计参数对升阻比的影响规律，将所有参数与结果进行数据归一化处理，如图 23 所示。

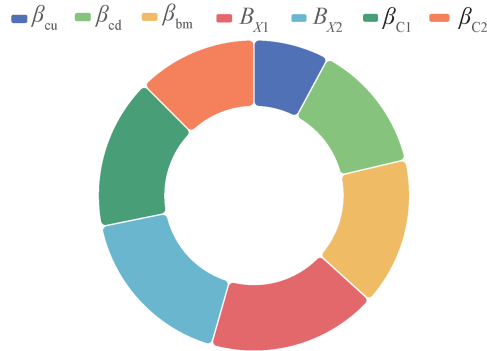


图 22 设计参数对体积敏感度
Fig. 22 Sensitivity of design parameters to volume

β_{cd} 增大升阻比减小； β_{bm} 增大升阻比减小； β_{C1} 增大升阻比增大。这主要是由于 β_{cd} 和 β_{bm} 主要被用于控制乘波体末端截面上激波对称面和两侧前缘处的激波角度，其值增加时当地气流偏转角增加，进而导致气动型面压力在逆来流方向上的分量增加(即阻力增加)，而在垂直方向上的分量降低(即升力降低)； β_{C1} 则主要被用于控制 β_{bm} 末端截面前缘激波的形状，其值增加使得前缘附近激波

强度增加，进而导致垂直方向上的压力分量增加(水平方向压力分量平衡为“0”)，这就使得升阻比增加。

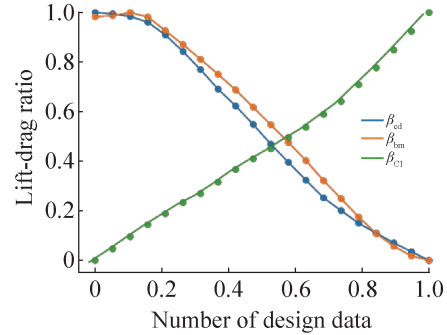


图 23 升阻比随单个参数变化规律图
Fig. 23 Changes of lift-to-drag ratio with a single parameter

(3) 多参数变化规律探究

为进一步探究多个设计变量对升阻比和体积利用率的影响机制，采用 K-means 聚类^[21]算法对 NSGA-II 产生的最优个体进行聚类分析。将整个最优种群分为 2 簇，将簇 1 为蓝色部分有着高升阻比但是相比与簇 2 有相对低的体积，簇 2 为红色部分有较高的体积但是相比簇 1 有相对低的升阻比。将灵敏度最高的 3 个参数与之对应的体积关系绘制如图 24 所示。

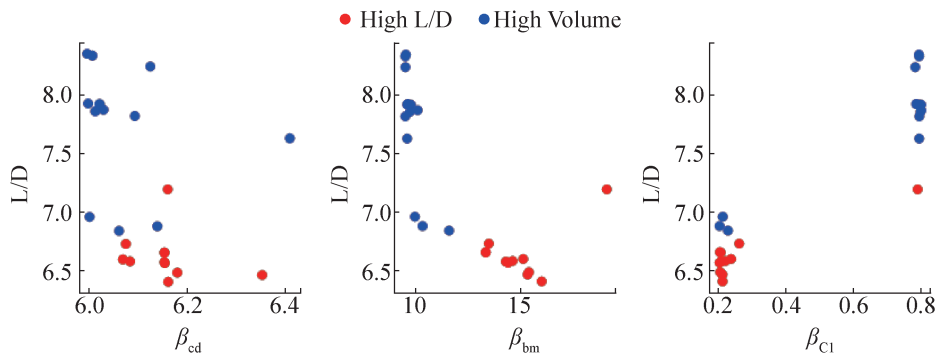


图 24 升阻比对照关系
Fig. 24 Lift-to-drag ratio control relationship

从图 24 可以看出，高升阻比的结果数量随着 β_{cd} 和 β_{bm} 的数量增加而增加，高体积的结果数量与之相反。高升阻比样本结果在较大的 β_{C1} 分布较多，而高体积的结果数量在较小的 β_{C1} 分布较多，

在 0.3~0.7 没有较高性能的设计结果。这主要是由于 β_{cd} 和 β_{bm} 增大时乘波体前缘处气流偏转角和压强比增加，导致飞行器阻力分量增加，即升阻比下降，然而，此时乘波前体的容积也相应增加。 β_{C1}

增加时会使乘波体前缘线上的激波角度增加, 这时必然会使升阻比增加而体积下降; 此外, β_{C1} 在 0.3~0.7 时, 图 4 所示的曲线(下表面系数分别为 β_{C1} 和 β_{C2}) 接近直线, 导致乘波前体的升阻比和容积没有明显变化。

3.4.2 Bump 优化结果分析

(1) Bump 型面性能参数变化规律分析

在设计参数展向角取值空间内选取 20 个点, 得到 Bump 型面的阻力系数和横向压力梯度变化如图 25 所示。由图 25 可以看出, 当截取展向角增大时, Bump 型面的阻力系数和横向压力梯度均有所增加。这主要是由于较大的截取展向角会使 Bump 型面更接近圆锥, 进而使得型面的迎风面积增加, 同时使得 Bump 型面上压力最高点处的压力增加, 导致横向压力梯度增加。这说明, Bump 型面排除附面层的能力与迎风阻力呈正相关。然而, Bump 型面的设置需要以最小的阻力产生最大的横向压力梯度以排除前体附面层, 因此还需进一步结合遗传算法进行优化分析。

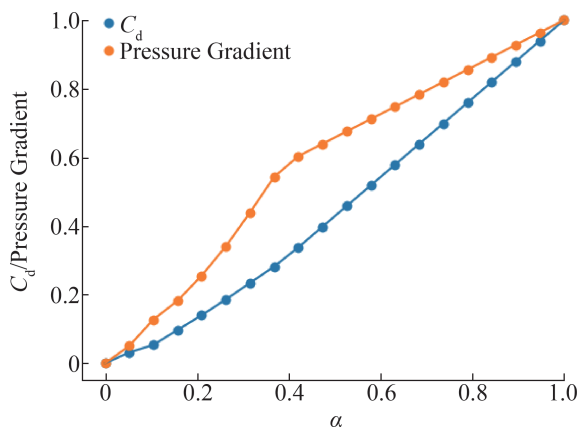


图 25 压力系数和压力梯度变化规律

Fig. 25 Change laws of pressure coefficient and pressure gradient

(2) Bump 型面 Pareto 前沿

图 26 所示为 Pareto 前沿中的优化个体与之对应的气动性能。可以看出, 优化过后的展向角 α 取值在整个取值范围内均有取到, 阻力系数越大随之压力梯度越大, 二者呈现相同的上升趋势,

没有出现阻力系数减少同时末端截面压力梯度增大的情况, 二者矛盾关系不可调和。可得结论: 当 Bump 宽度一定时, 展向角越大 Bump 越短, 阻力系数大且压力梯度大; 反之展向角小 Bump 型面长压力系数小但压力梯度也小。这是因为在同等宽度条件下, Bump 型面最高点处的高度和压力均随展向角的增加而增加, 导致横向压力梯度和阻力系数均有所增加。然而阻力系统增加幅度较大, 便于在飞行器设计过程中根据发动机提供的动力和几何结构约束进行选取。

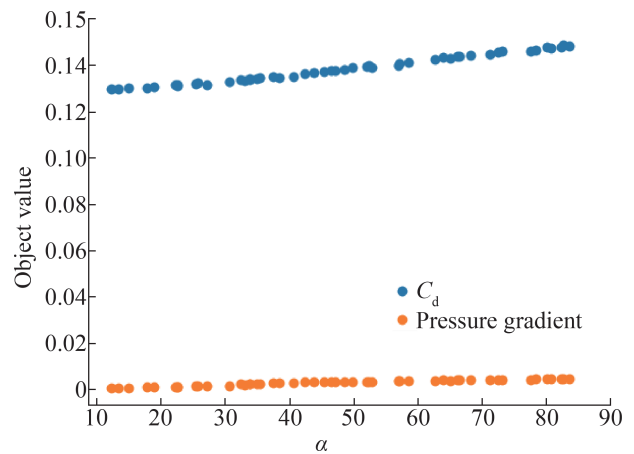


图 26 Pareto 个体气动性能

Fig. 26 Individual aerodynamic performance of Pareto

4 结论

本文针对飞行器乘波前体和 Bump 气动型面的反设计方法无法直接进行优化问题, 提出了一种直接优化其气动性能的框架。分别对飞行器乘波前体的升阻比和体积, Bump 型面的阻力系数和压力梯度进行直接优化, 并利用数据挖掘方法分析了飞行器乘波前体/Bump 型面的流动机理。对所提出的优化框架总结如下:

(1) 基于密切锥理论和圆锥绕流模型分别参数化乘波前体和 Bump 型面, 运用 NSGA-II 对 BP 神经网络建立的代理模型进行优化。优化过后的前体升阻比相比初始构型提升约 25.6%, 体积增大 41.4%。Bump 型面的阻力系数减少约 10.9%, 横向压力梯度增大 12.1%。实验证明该框架能

够有效应用于飞行器前体和进气道的优化,对后续飞行器整体性能的优化具有指导意义。

(2) 在该框架下,运用数据挖掘方法探究了乘波前体拥有高升阻比和高体积时设计参数的特性,其中气流偏转角 β_{cd} 对升阻比最大,位置系数 β_{C1} 和气流偏转角 β_{bm} 居其次。

(3) 约束Bump型面宽度前提下,其阻力系数和末端截面的横向压力梯度和展向角 α 同增共减的关系,且两个性能相互制约不可调和,在工程实践中需结合总体需求进行设计。

总的来说,受CFD粘性计算结果耗时过长的影响,本文只针对无粘气动数据进行分析,对气动性能趋势分析不会产生较大影响,但后续还将进一步深化,得到更加准确的粘性结果。

参考文献:

- [1] Nonweiler T R F. Aerodynamic Problems of Manned Space Vehicles[J]. The Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63(585): 521-528.
- [2] Simon P C, Brown D W, Huff R G. Performance of External-compression Bump Inlet at Mach Numbers of 1.5 and 2.0[EB/OL]. (1957-04-24) [2022-11-15]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930089624>.
- [3] O'Neill M K L. Optimized Scramjet Engine Integration on a Waverider Airframe[M]. [S.l.]: [s.n.], 1992.
- [4] 乔文友, 黄国平, 夏晨, 等. 基于渗透边界的Bump型面反设计方法[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(12): 2387-2392.
Qiao Wenyu, Huang Guoping, Xia Chen, et al. Bump Surface Design Based on Permeable Boundary Inverse Method[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(12): 2387-2392.
- [5] Simpson T W, Booker A J, Ghosh D, et al. Approximation Methods in Multidisciplinary Analysis and Optimization: A Panel Discussion[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2004, 27(5): 302-313.
- [6] Schmit L A Jr, Farshi B. Some Approximation Concepts for Structural Synthesis[J]. AIAA Journal, 1974, 12(5): 692-699.
- [7] 崔玺康, 叶正寅. 高超音速飞行器前体优化设计方法研究[J]. 航空计算技术, 2006, 36(2): 77-81.
Cui Xikang, Ye Zhengyin. Optimization Method Research about the Forebody and Afterbody of Hypersonic Aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(2): 77-81.
- [8] 张锋涛, 崔凯, 杨国伟, 等. 基于神经网络技术的乘波体优化设计[J]. 力学学报, 2009, 41(3): 418-424.
Zhang Fengtao, Cui Kai, Yang Guowei, et al. Optimization Design of Waverider Based on the Artificial Neural Networks[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2009, 41(3): 418-424.
- [9] 张竞, 邵雪明, 曾丽芳, 等. S弯进气道全自动优化设计[J]. 工业控制计算机, 2019, 32(6): 78-80.
Zhang Jing, Shao Xueming, Zeng Lifang, et al. Design of S-shaped Inlet Fully Automatic Optimization[J]. Industrial Control Computer, 2019, 32(6): 78-80.
- [10] Srinivas N, Deb K. Multiobjective Function Optimization Using Nondominated Sorting Genetic Algorithms[J]. Evolutionary Computation, 1994, 2(3): 1301-1308.
- [11] 陈小庆, 侯中喜, 何烈堂, 等. 吻切锥乘波构型优化设计与分析[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(4): 12-16.
Chen Xiaoqing, Hou Zhongxi, He Lietang, et al. Optimized Design and Analyze of Osculating Cone Waverider[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(4): 12-16.
- [12] Piegl L A, Tiller W. The NURBS Book[M]. New York: Springer, 1995.
- [13] 贺旭照, 乐嘉陵. 曲外锥乘波体进气道实用构型设计和性能分析[J]. 航空学报, 2017, 38(6): 9-19.
He Xuzhao, Yue Jialing. Design and Performance Analysis of Practical Curved Cone Waverider Inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(6): 9-19.
- [14] 乔文友, 黄国平, 夏晨, 等. 发展用于高速飞行器前体/进气道匹配设计的逆特征线法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1444-1452.
Qiao Wenyu, Huang Guoping, Xia Chen, et al. Development of Inverse Characteristic Method for Matching Design of High-speed Aircraft Forebody/Inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1444-1452.
- [15] Taylor G I, Maccoll J W. The Air Pressure on a Cone Moving at High Speeds.-II[J]. Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical and Physical Character, 1933, 139(838): 298-311.
- [16] 王磊, 何国毅, 王娜, 等. 高超声速飞行器的气动力工程计算[J]. 南昌航空大学学报(自然科学版), 2020, 34(1): 1-6.
Wang Lei, He Guoyi, Wang Na, et al. Engineering Method for Computing the Aerodynamics Performance of Hypersonic Vehicle[J]. Journal of Nanchang Hangkong University(Natural Sciences), 2020, 34(1): 1-6.

- 1-6.
- [17] McKay M D, Beckman R J, Conover W J. A Comparison of Three Methods for Selecting Values of Input Variables in the Analysis of Output from a Computer Code[J]. *Technometrics*, 2000, 42(1): 55-61.
- [18] Zouhair Chiba, Noureddine Abghour, Khalid Moussaid, et al. A Novel Architecture Combined with Optimal Parameters for Back Propagation Neural Networks Applied to Anomaly Network Intrusion Detection[J]. *Computers & Security*, 2018, 75: 36-58.
- [19] 张连文, 夏人伟. Pareto 最优解的充分及必要条件[J]. *北京航空航天大学学报*, 1997, 23(2): 64-69.
- Zhang Lianwen, Xia Renwei. On Necessary and Sufficient Pareto Optimality Conditions in Vector Optimization[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1997, 23(2): 64-69.
- [20] 弭宝福. 遗传算法进化策略的改进研究[D]. 哈尔滨: 东北农业大学, 2014.
- Mi Baofu. The Improvement Research on Evolution Strategy of Genetic Algorithm[D]. Harbin: Northeast Agricultural University, 2014.
- [21] Lloyd S P. Least Squares Quantization in PCM[J]. *IEEE Transactions on Information Theory*, 1982, 28(2): 129-137.