

涡波一体乘波飞行器宽速域气动优化设计研究

刘超宇, 屈 峰, 李杰奇, 白俊强, 刘传振, 白 鹏, 钱战森

AERODYNAMIC OPTIMIZATION DESIGN OF THE VORTEX-SHOCK INTEGRATED WAVERIDER IN WIDE SPEED RANGE

Liu Chaoyu, Qu Feng, Li Jieqi, Bai Junqiang, Liu Chuanzhen, Bai Peng, and Qian Zhansen

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.6052/0459-1879-22-412>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

上下反翼对双后掠乘波体低速特性的影响

EFFECT OF DIHEDRAL WING ON LOW SPEED PERFORMANCE OF DOUBLE SWEPT WAVERIDER

力学学报. 2021, 53(12): 3310-3320

乘波体压缩面变化对其气动性能影响分析

EFFECT OF COMPRESSION SURFACE DEFORMATION ON AERODYNAMIC PERFORMANCES OF WAVERIDERS

力学学报. 2017, 49(1): 75-83

给定前缘线平面形状的密切锥乘波体设计方法

OSCULATING-CONE WAVERIDER DESIGN BY CUSTOMIZING THE PLANFORM SHAPE OF LEADING EDGE

力学学报. 2019, 51(4): 991-997

高速列车气动外形优化研究进展

RESEARCH PROGRESS IN AERODYNAMIC OPTIMIZATION OF HIGH-SPEED TRAINS

力学学报. 2021, 53(1): 51-74

近空间高超声速飞行器气动特性研究的若干关键问题

SOME KEY PROBLEMS IN THE STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF NEAR-SPACE HYPERSONIC VEHICLES

力学学报. 2018, 50(6): 1292-1310

高压捕获翼构型亚跨超流动特性数值研究

NUMERICAL STUDY ON FLOW CHARACTERISTICS OF HIGH-PRESSURE CAPTURING WING CONFIGURATION AT SUBSONIC, TRANSONIC AND SUPERSONIC REGIME

力学学报. 2021, 53(11): 3056-3070



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

涡波一体乘波飞行器宽速域气动优化设计研究¹⁾

刘超宇* 屈峰*,2) 李杰奇† 白俊强* 刘传振** 白鹏** 钱战森††

* (西北工业大学航空学院, 西安 710072)

† (中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

** (中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

†† (中国航空工业空气动力研究院, 沈阳 110034)

摘要 涡波一体宽速域乘波飞行器通过在低速引入涡效应, 显著改善了传统乘波体在低速状态下的升阻特性, 具有在未来宽速域空天飞行器总体气动设计当中得到广泛应用的巨大潜力。但是, 该设计方法的研究尚不完善, 特别是在基准流场建立过程中忽略了三维效应、低速效应、黏性效应以及头部/前缘的钝化效应, 因此其高低速气动特性均有优化设计空间。针对此问题, 本文结合高保真 RANS 求解器、自由变形参数化方法、鲁棒的结构网格变形方法、离散伴随方法以及序列二次规划算法, 发展了基于离散伴随的宽速域飞行器气动优化设计方法。基于上述方法, 针对涡波一体乘波飞行器开展了兼顾低速与高超声速气动性能的三维整机气动优化设计研究, 获得了宽速域优化构型并对其进行流动机理分析。结果表明, 相较于初始构型, 宽速域优化构型可以将飞行器高超声速状态下降阻特性略微提升的同时, 显著增强低速状态飞行器背风面的旋涡效应, 进而使飞行器低速状态的升力和升阻比均提升 10% 以上, 改善了涡波一体宽速域乘波飞行器的高低速气动性能。

关键词 宽速域, 乘波体, 离散伴随, 气动优化设计, 涡波效应

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-22-412

AERODYNAMIC OPTIMIZATION DESIGN OF THE VORTEX-SHOCK INTEGRATED WAVERIDER IN WIDE SPEED RANGE¹⁾

Liu Chaoyu* Qu Feng*,2) Li Jieqi† Bai Junqiang* Liu Chuanzhen** Bai Peng** Qian Zhansen††

* (School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

† (China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

** (China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

†† (AVIC Aerodynamic Research Institute, Shenyang 110034, China)

Abstract The vortex-shock integrated wide-speed-range waverider could significantly improve aerodynamic performances of the traditional waverider at the low-speed state by introducing vortex effect, and has potential to be widely used in the overall aerodynamic design of the wide-speed-range aerospace vehicle in the future. However, the design of the vortex-shock integrated waverider does not consider the three-dimensional effect, low-speed effect, viscous effect and head/leading edge passivation effect during the establishment of reference flow field. So it still has potential to improve the wide-speed-range performances of the vortex-shock integrated waverider with the aerodynamic shape

2022-09-04 收稿, 2022-11-14 录用, 2022-11-15 网络版发表。

1) 国家自然科学基金资助项目 (11972308)。

2) 通讯作者: 屈峰, 教授, 主要研究方向为计算流体力学、飞行器设计、高超声速空气动力学。E-mail: qufeng@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘超宇, 屈峰, 李杰奇, 白俊强, 刘传振, 白鹏, 钱战森. 涡波一体乘波飞行器宽速域气动优化设计研究. 力学学报, 2023, 55(1): 70-83

Liu Chaoyu, Qu Feng, Li Jieqi, Bai Junqiang, Liu Chuanzhen, Bai Peng, Qian Zhansen. Aerodynamic optimization design of the vortex-shock integrated waverider in wide speed range. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(1): 70-83

optimization method. In order to solve this problem, this paper develops an aerodynamic optimization design method for aircraft in wide speed range based on discrete adjoint by combining high-fidelity RANS solver, free deformation parameterization method, robust structural mesh deformation method, discrete adjoint method and sequential quadratic programming algorithm. Through the method, the aerodynamic optimization design in the wide speed range based on discrete adjoint is used to carry out for the vortex-shock integrated waverider in the subsonic and hypersonic flight conditions. The optimum configuration in the wide speed range is obtained through the aerodynamic optimization design and the flow mechanism is analyzed. The results show that compared with the original configuration, the optimum one increases the lift and lift-to-drag ratio of the vortex-shock integrated waverider more than 10% at low speed, while keeping the hypersonic lift and drag aerodynamic performance of the vehicle not fall. The performance improvement of the vehicle at low speed is attributed to the significant enhancement of the leeward vortex effect, resulting in a larger area of low pressure on the leeward surface to effectively increase the lift. The research shows that the gradient optimization based on discrete adjoint could further improve the aerodynamic performances of the vortex-shock integrated wide-speed-range waverider at high and low speed.

Key words wide-speed-range, waverider, discrete adjoint, aerodynamic optimization design, vortex and shock effect

引言

近年来, 具备宽速域、宽空域、水平起降等能力的空天飞行器成为研究的热点. 此类飞行器要求从常规机场水平起飞, 历经低速、跨声速、超声速直至高超声速巡航等多个飞行阶段^[1], 因此, 如何在宽速域内保持良好的气动性能是此类飞行器研究的难点. 常规的构型比如细长体、组合体、融合体、升力体等, 高超声速气动性能欠佳^[2]. 相应地, 乘波飞行器利用前缘的附体激波阻止气流泄露, 具有更好的高超声速升阻特性, 已成为多款高超声速飞行器的基础构型^[3]. 但是, 传统的乘波体设计方法都是基于超声速假设建立的, 通常具有低速气动性能不佳的缺陷. 因此, 若要将乘波理念应用于空天飞行器, 如何提升其宽速域气动性能至关重要^[4].

当前, 国内外关于如何改善乘波体在低速时气动特性的研究相对较少, 比较有代表性的是涡升力乘波体^[5-7]. 其中, 刘传振等^[2,8-11]基于密切锥方法, 通过对平面形状的合理定制引入涡效应, 分别在高超声速和低速使用激波和旋涡提高气动性能, 提出了一种涡波一体宽速域乘波飞行器. 但是该类飞行器在设计过程中进行基准流场建立时忽略了三维效应、低速效应、以及黏性效应, 因此其高低速气动特性均有较大的优化设计空间^[2]. 此外, 工程化的外形需要在理论模型的基础上实现头部/前缘钝化以及侧缘设计, 而这些局部变化会对其气动特性产生较大的不利影响. 因此, 为使涡波一体宽速域飞行器更具工程应用价值, 有必要对其开展兼顾不同速域

性能的气动优化设计.

近年来, 诸多学者针对飞行器兼顾不同速域气动性能的优化设计开展了研究. 例如, Ueno 等^[12]对高超声速翼型进行了优化设计, 在保证高超声速高升阻比的同时, 兼顾了翼型的跨声速气动性能. 随后, Ueno 等^[13]又采用梯度优化方法开展了机翼的宽速域气动优化设计研究, 优化得到的二维翼型配置到机翼上可以明显改善机翼的宽速域气动性能. 国内的孙祥程等^[14]和张阳等^[15-17]也开展了高超声速宽速域翼型优化设计研究, 并得到了宽速域性能改善后的新翼型. 但是, 上述研究仍处于初步探索阶段, 且多针对二维翼型或三维机翼等局部构件, 缺乏三维复杂飞行器整机的宽速域优化设计研究.

气动优化设计方法方面, 目前常用的气动优化设计方法主要可分为非梯度优化方法和梯度优化方法. 非梯度优化方法主要包括启发式优化方法和代理优化方法, 这些优化方法虽具有较强的全局寻优能力, 但在针对设计变量众多的宽速域乘波飞行器三维整机开展气动优化设计时, 会出现计算量过大的不足, 一些情况下甚至可能得不到收敛结果^[18-21]. 而基于伴随方程的梯度类优化设计方法可实现计算量与设计变量之间的基本解耦, 并且精度较高, 在大规模设计变量问题中具有明显优势^[22], 比较适合于设计变量众多的涡波一体宽速域飞行器整机气动优化设计.

综上所述, 为了进一步改善涡波一体乘波飞行器的宽速域气动特性, 本文采用一种基于离散伴随的宽速域飞行器气动优化设计方法, 针对涡波一体乘波飞行器开展了兼顾高低速域气动性能的三维整

机气动优化设计研究, 以期宽速域大空域的空天飞行器设计提供参考。

1 涡波一体宽速域乘波飞行器

本文选取的涡波一体宽速域乘波飞行器初始构型是基于定平面密切锥方法设计得到的^[8], 该类飞行器采用双后掠布局设计, 因此又可称为双后掠乘波体。该类乘波体通过对平面形状的合理定制引入涡效应, 可以在保持高超声速高升阻比的基础上低速性能不下降, 兼顾了宽速域特性, 为宽速域大空域的空天飞行器设计提供了新的思路。

图 1 为涡波一体宽速域乘波飞行器的初始几何外形, 表 1 给出了初始构型的设计状态和相关设计变量。其中, 该构型的第一后掠角为 $\lambda_1 = 75^\circ$, 第二后掠角为 $\lambda_2 = 50^\circ$, 长度 l 约 4 m, 翼展 $d = 4.8$ m, 其设计状态为马赫数 $Ma = 5$, 高度 $H = 30$ km, 激波角为 $\beta = 12^\circ$ 。理论乘波体外形前缘尖锐, 但实际应用过程中不可能实现。因此, 本文采用文献 [23] 中的方法, 将上表面抬高以对涡波一体宽速域乘波飞行器前缘进行钝化处理, 钝化半径为 $r = 2$ mm。

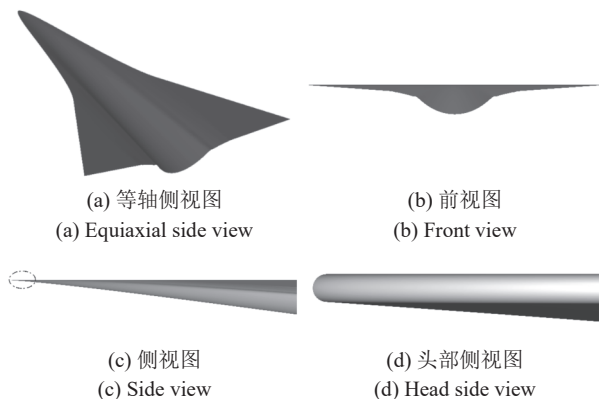


图 1 涡波一体宽速域乘波飞行器初始构型

Fig. 1 Initial configuration of the wide-speed-range waverider with vortex-shock effects

表 1 初始构型设计参数

Table 1 Initial configuration design parameters

Ma	H/km	$\lambda_1/(\circ)$	$\lambda_2/(\circ)$	$\beta/(\circ)$	l/m	d/m	r/mm
5	30	75	50	12	4	4.8	2

2 数值模拟方法及精度验证

2.1 数值模拟方法

数值模拟计算采用结构网格的 RANS 求解器^[24]。该求解器基于 MPI 并行计算, 时间推进采用隐式

LUSGS-GMRES 混合方法以保证定常流动求解的稳定性和收敛效率, 空间离散方法采用二阶 MUSCL 重构方法以及“minmod”限制器, 通量求解方法采用适用于全速域流动计算的 HLLEMS 格式^[25], 湍流模型采用 Spalart-Allmaras (SA) 一方程模型。

2.2 数值模拟可靠性验证

由于本文的研究涉及宽速域飞行器的亚声速和高超声速条件下的气动特性, 为了验证 RANS 求解器的数值模拟精度, 分别与亚声速和高超声速的风洞试验数据进行了对比。

2.2.1 亚声速流动数值模拟验证

亚声速条件下, 参考第二次国际涡流实验 (VFE-2) 的三角翼几何模型的风洞试验数据^[26], 亚声速试验条件为: 自由来流马赫数 $Ma = 0.4$, 雷诺数 $Re = 6.0 \times 10^7$, 迎角 $\alpha = 13.3^\circ$ 。数值模拟求解的计算状态与亚声速试验条件保持一致。图 2 给出了三角翼流向两个不同站位处的压力系数分布对比。将数值模拟结果与风洞试验数据进行对比, 可以看出两者的压力系

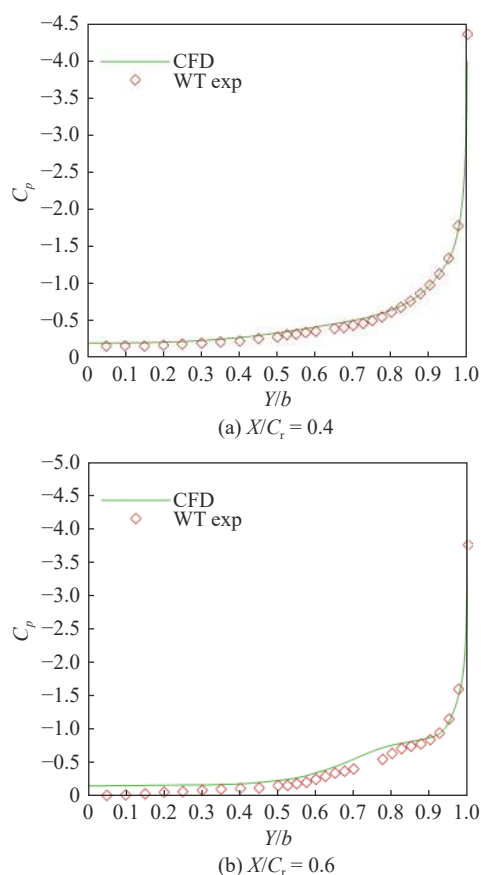


图 2 低速条件数值模拟数据 (CFD) 与风洞试验数据 (exp) 对比

Fig. 2 Comparison between numerical simulation results (CFD) and wind-tunnel experimental (exp) data at low speed

数分布吻合良好.

2.2.2 高超声速流动数值模拟验证

在高超声速条件下, 针对双后掠乘波体试验模型开展设计马赫数状态的风洞试验, 并对其进行数值模拟对比验证^[27]. 其中, 弯头双后掠乘波体的高超声速风洞试验条件为: 马赫数 $Ma = 4.937$, 雷诺数 $Re = 2.133 \times 10^7$, 总压 $P_0 = 1\,008\,575\text{ Pa}$, 总温 $T_0 = 96.9\text{ K}$. 图 3 给出了双后掠乘波体的数值模拟与风洞试验的气动力系数对比, 可以看出不同迎角下的升力系数和阻力系数与风洞试验结果趋势保持一致. 相比风洞试验, CFD 计算的气动力均略小, 但两者的气动力系数相差均在 3% 以内. 通过上述与风洞试验数据的对比验证, 说明本文所采用的数值模拟方法是精确有效的.

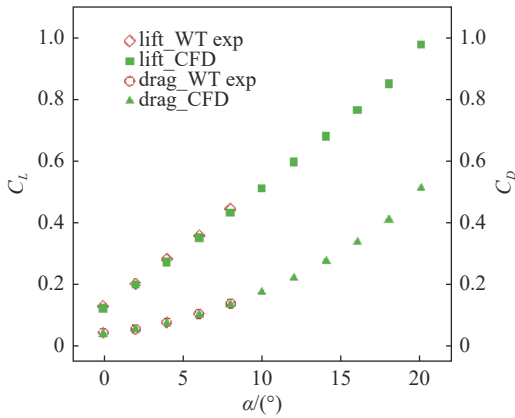


图 3 高速条件数值模拟数据 (CFD) 与风洞试验数据 (exp) 对比
Fig. 3 Comparison between numerical simulation results (CFD) and wind-tunnel experimental (exp) data at high speed

3 基于伴随的宽速域飞行器气动优化设计方法

3.1 伴随梯度求解及精度验证

采用离散伴随方程法求解梯度是该气动优化设计平台的核心, 通过用式 (1) 中目标函数 F 以及式 (2) 中控制方程残差 $\mathbf{R}$ 分别对设计变量 $\mathbf{x}$ 求导数, 得到

$$F = f(\mathbf{x}, \mathbf{w}) \quad (1)$$

$$\mathbf{R}(\mathbf{x}, \mathbf{w}) = \mathbf{0} \quad (2)$$

$$\frac{dF}{d\mathbf{x}} = \frac{\partial F}{\partial \mathbf{x}} + \frac{\partial F}{\partial \mathbf{w}} \frac{d\mathbf{w}}{d\mathbf{x}} \quad (3)$$

$$\frac{d\mathbf{R}}{d\mathbf{x}} = \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{x}} + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{w}} \frac{d\mathbf{w}}{d\mathbf{x}} = \mathbf{0} \quad (4)$$

然后将上式进行恒等变换得到

$$\frac{dF}{d\mathbf{x}} = \frac{\partial F}{\partial \mathbf{x}} - \underbrace{\frac{\partial F}{\partial \mathbf{w}} \left(\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{w}} \right)^{-1}}_{\boldsymbol{\psi}^T} \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{x}} \quad (5)$$

$$\left(\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{w}} \right)^T \boldsymbol{\psi} = \left(\frac{\partial F}{\partial \mathbf{w}} \right)^T \quad (6)$$

式中, $\mathbf{x}$ 为设计变量, $\mathbf{w}$ 为控制方程中的状态变量, 如 CFD 计算中的每个网格单元中的密度、速度等, 对于任一给定的 $\mathbf{x}$ 都可以通过控制方程求解得到 $\mathbf{w}$, $\boldsymbol{\psi}$ 为伴随算子, 式 (6) 即为伴随方程. 通过变换可将式 (3) 中耗时的 $d\mathbf{w}/d\mathbf{x}$ 求解转换为式 (6) 中的大规模线性方程组求解, 具体可参考文献 [28].

采用适用于高维设计变量的 FFD 方法^[29-30] 对涡波一体宽速域乘波飞行器初始外形进行精细参数化, 图 4 给出了涡波一体宽速域乘波飞行器的 FFD 控制框. 由于涡波一体宽速域乘波飞行器采用的是非传统的旋成体式前沿气动布局, 这导致其表面是由一系列的光滑曲面组合而成, 这些曲面的形状可以任意变化, 即满足设计约束条件的布局外形具有较大的设计空间; 另外, 该类飞行器的气动特性对布局外形的变化也具有较高的灵敏度. 因此, 为更加精细地量化表征涡波一体宽速域乘波飞行器的初始外形, 尽可能包含更广的优化设计空间, FFD 控制框半模共布置有 15 个控制剖面, 全模共 29 个控制剖面. 每个控制剖面沿流向上下表面各有 17 个控制点, 共 34 个控制点. 每个控制点只能沿 Z 向移动, 用来对宽速域乘波飞行器的型面进行扰动. 另外, 为了保持前后缘线为初始型线, 每个控制剖面上下表面沿弦向第一个和最后一个点保持不动. 因此共有 870 个 FFD 控制点位移设计变量.

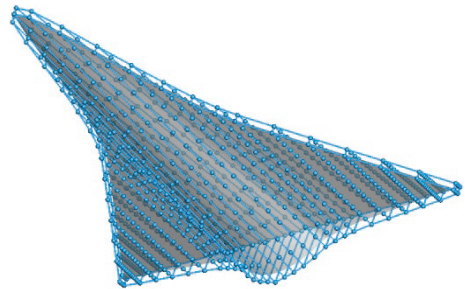


图 4 涡波一体宽速域乘波飞行器 FFD 控制框
Fig. 4 The FFD box of the wide-speed-range waverider with vortex-shock effects

对 FFD 控制点进行扰动, 采用一组随机数选取 15 个几何设计变量进行梯度信息求解精度验证. 将伴随方程求解的升、阻力系数梯度信息与采用有限差分法计算得到的梯度值进行对比, 有限差分步长为 1×10^{-4} . 两种方法求解得到的升、阻力系数对设计变量的梯度对比结果见表 2 和表 3. 可以看出, 基

表 2 伴随方法和有限差分法 C_L 梯度计算结果对比

Table 2 Comparison of the calculated gradient of C_L between adjoint method and finite difference method

x_i	Adjoint	FD	Δ
1	-0.001 200 954 3	-0.001 199 050 8	0.16%
2	-0.001 663 690 7	-0.001 650 394 4	0.81%
3	-0.002 175 485 0	-0.002 164 820 6	0.49%
4	-0.002 806 411 9	-0.002 807 286 4	-0.03%
5	-0.003 761 974 2	-0.003 780 074 4	-0.48%
6	-0.003 854 987 7	-0.003 849 493 8	0.14%
7	-0.002 194 840 5	-0.002 182 616 0	0.56%
8	0.006 368 994 5	0.006 416 054 4	-0.73%
9	0.006 347 557 8	0.006 397 276 7	-0.78%
10	-0.001 218 597 3	-0.001 215 014 8	0.29%
11	-0.001 633 288 6	-0.001 620 257 3	0.80%
12	-0.002 071 707 8	-0.002 060 430 8	0.55%
13	-0.002 596 384 4	-0.002 593 787 0	0.10%
14	-0.003 384 519 1	-0.003 388 560 0	-0.12%
15	-0.003 367 969 4	-0.003 356 518 5	0.34%

表 3 伴随方法和有限差分法 C_D 梯度计算结果对比

Table 3 Comparison of the calculated gradient of C_D between adjoint method and finite difference method

x_i	Adjoint	FD	Δ
1	-0.000 178 445 0	-0.000 179 848 3	-0.78%
2	-0.000 278 705 7	-0.000 278 627 4	0.03%
3	-0.000 403 305 5	-0.000 404 701 3	-0.34%
4	-0.000 593 110 3	-0.000 596 968 3	-0.65%
5	-0.000 998 455 4	-0.001 000 780 5	-0.23%
6	-0.001 190 264 5	-0.001 187 699 8	0.22%
7	-0.000 617 596 6	-0.000 618 822 2	-0.20%
8	0.001 393 078 7	0.001 398 503 6	-0.39%
9	0.001 642 521 0	0.001 648 178 3	-0.34%
10	-0.000 124 034 2	-0.000 124 459 5	-0.34%
11	-0.000 218 652 5	-0.000 217 573 6	0.50%
12	-0.000 320 581 5	-0.000 320 787 0	-0.06%
13	-0.000 470 724 7	-0.000 473 380 8	-0.56%
14	-0.000 804 505 3	-0.000 805 068 3	-0.07%
15	-0.000 991 007 4	-0.000 988 637 5	0.24%

于伴随方程的梯度与有限差分结果吻合较好, 相对误差范围在 $10^{-3} \sim 10^{-4}$, 说明伴随方程法在求解梯度时具有较高的计算精度.

3.2 梯度优化设计平台

基于第二节中的 RANS 流场求解器, 通过结合适用于高维的 FFD 参数化方法、鲁棒的结构网格变形方法、离散伴随方法和 SQP 算法, 在现有的基于离散伴随的高超声速飞行器气动优化设计平台^[24]的基础上发展了宽速域气动伴随优化设计方法, 其流程图如图 5 所示. 对于宽速域优化问题, 首先, 基于飞行器初始外形需分别生成在低速和高超声速状态下用于 CFD 计算的空间网格; 其次, 需在低速和高速状态下分别进行 CFD 流场计算; 然后, 可以将低速和高速的气动目标参数采用加权和方式组成单一目标函数, 也可以将某一速域的参数作为优化目标, 其余参数作为约束条件, 本文采用的是加权求和方法. 其中, 不同权重因子的设置能够改变优化的侧重点, 以达到期望的优化结果.

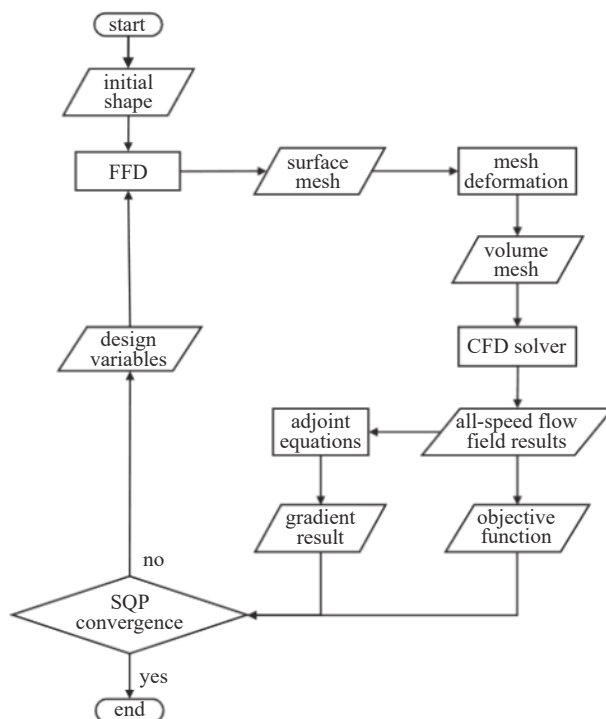


图 5 基于离散伴随的宽速域飞行器气动优化设计方法流程图

Fig. 5 The flow chart of the aerodynamic shape optimization design software for the wide-speed-range vehicle based on the discretized adjoint method

4 兼顾低速与高超声速气动性能的宽速域飞行器优化设计

基于上文实现的宽速域飞行器离散伴随气动优

化设计方法, 本节针对定平面形状的涡波一体宽速域乘波构型开展了在最大升阻比工况下的三维整机宽速域气动优化设计。

4.1 优化设计问题

根据文献 [8] 可知, 涡波一体宽速域乘波飞行器在低速和高超声速设计状态下最大升阻比对应的迎角在 4° 附近, 因此, 本文宽速域优化设计选取初始构型在最大升阻比点对应的工况分别为: 低速 $Ma = 0.4$, $H = 0$ km, $\alpha = 4^\circ$, 高超声速 $Ma = 5.0$, $H = 30$ km, $\alpha = 4^\circ$ 。

优化问题的数学模型描述如下

$$\begin{aligned} \max F_{\text{opt}} &= \varepsilon_1 \cdot (C_L^{Ma=0.4} / C_D^{Ma=0.4}) + \\ &\quad \varepsilon_2 \cdot (C_L^{Ma=5.0} / C_D^{Ma=5.0}) \\ \text{s.t. } C_L^{Ma=0.4} &\geq C_{L_0}^{Ma=0.4} \\ C_L^{Ma=5.0} &\geq C_{L_0}^{Ma=5.0} \\ C_D^{Ma=5.0} &\leq C_{D_0}^{Ma=5.0} \\ t_n &\geq t_{n_low}, \quad n = 1, 2, \dots, 300 \\ V &\geq V_0 \end{aligned} \quad (7)$$

其中, $C_L^{Ma=0.4}$ 是优化构型低速状态的升力系数, $C_D^{Ma=0.4}$ 是优化构型低速状态的阻力系数, $C_L^{Ma=5.0}$ 是优化构型高超声速状态的升力系数, $C_D^{Ma=5.0}$ 是优化构型高超声速状态的阻力系数, t_n 为优化后构型第 n 个站位处的厚度, t_{n_low} 表示第 n 个站位处的厚度约束下限值, V 表征优化构型的体积。下角标为“0”代表初始构型状态。宽速域优化问题的目标函数为高低速状态下的升阻比线性加权和。其中, ε_1 和 ε_2 分别对应低速和高超声速的权重因子。在开展宽速域优化设计前对权重因子的选取进行了初步评估, 依据设计经验, 为保证宽速域优化设计后高超声速状态的升阻特性, ε_1 和 ε_2 分别取为 0.2 和 0.8。宽速域优化设计的约束为: 各速域下的升力值不小于初始值、高速下阻力值不大于初始值, 几何约束为厚度不小于初始的 95% 且容积不降低。

由于宽速域优化设计需要评估外形的低速和高超声速气动性能, 因此计算网格需要兼顾低速和高速的计算需求。本文根据优化设计需求设计了适用于高超声速环境和低速环境模拟的两套多块结构网格, 网格如图 6 和图 7 所示。高速网格在激波间断处尽量顺激波方向, 黏性层法向网格尽量保证垂直壁面, 流向气流参数梯度较大处保证足够的流向网格密度。低速网格是在高超声速网格的基础上增大其

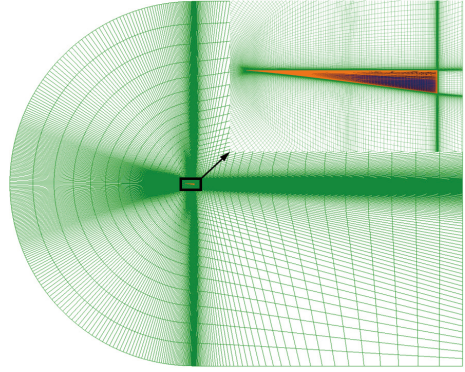


图 6 低速计算网格

Fig. 6 Low speed computational grids

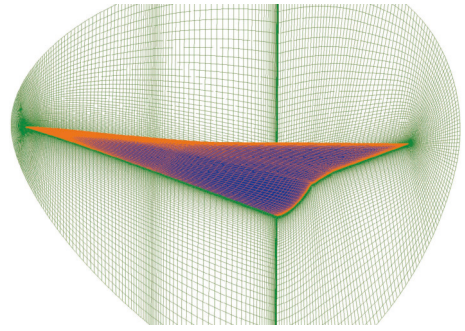


图 7 高速计算网格

Fig. 7 High speed computational grids

边界跨度, 其跨度约为初始外形长度的 30 倍。

采用粗、中、细三套网格对本文所选用的涡波一体宽速域乘波飞行器进行网格无关性验证, 低速网格量分别是 400 万、800 万和 1100 万, 高速网格量分别为 210 万、400 万和 700 万。表 4 和表 5 分别给出了在低速 ($Ma = 0.4$, $H = 0$ km, $\alpha = 4^\circ$) 和高速 ($Ma = 5.0$, $H = 30$ km, $\alpha = 4^\circ$) 下的网格无关性验证结果, 图 8 和图 9 给出了三种网格在低速和高速状态下的表面压力系数对比。可以看到, 粗网格和中网格的表面压力分布几乎一致, 他们与细网格的阻力系数相对误差较小。因此, 为保证优化设计过程中的计算精度和计算效率, 本文选用粗网格进行宽速域气动优化设计。

表 4 低速网格无关性验证结果

Table 4 The compute results of waverider at low speed

	C_L	C_D	ΔC_D
coarse	0.345 63	0.073 30	0.4%
medium	0.344 79	0.073 31	0.4%
fine	0.345 60	0.073 04	—

表 5 高速网格无关性验证结果

Table 5 The compute results of waverider at high speed

	C_L	C_D	ΔC_D
coarse	0.12011	0.02529	0.2%
medium	0.12057	0.02544	0.8%
fine	0.12026	0.02523	—

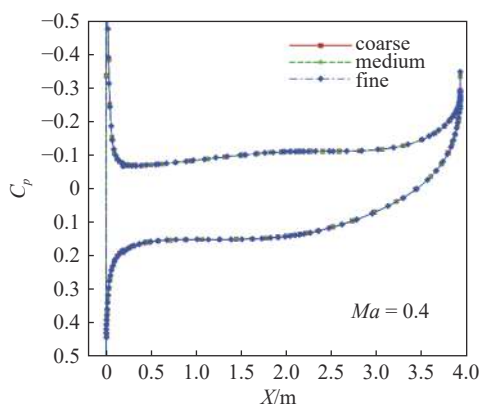


图 8 低速对称面处表面压力系数对比

Fig. 8 Comparison of surface pressure coefficient on the plane of symmetry at low speed

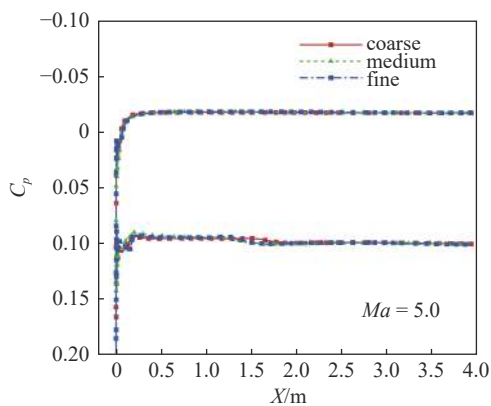
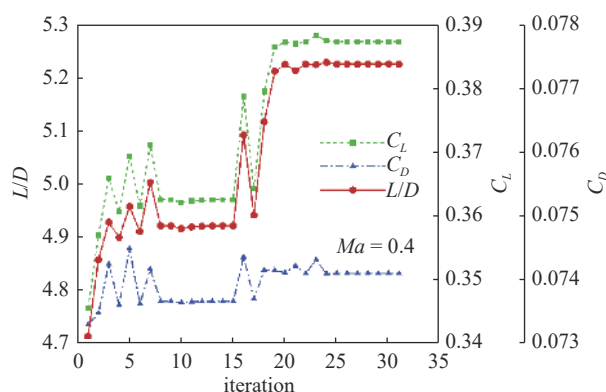
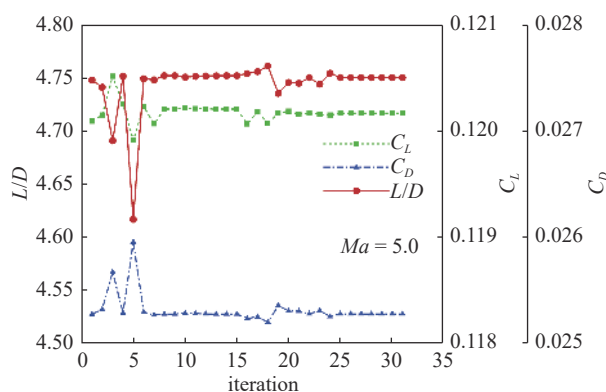


图 9 高速对称面处表面压力系数对比

Fig. 9 Comparison of surface pressure coefficient on the plane of symmetry at high speed

4.2 优化设计结果及分析

关于宽速域优化设计的计算效率, 基于 MPI 并行方法在 56 核 CPU(主频 2.40 GHz) 下开展整机优化设计, 仅耗时约 30 小时即完成 10 次梯度优化迭代以及 62 次流场求解, 进而得到了收敛的优化构型. 相较于初始构型, 宽速域优化构型满足厚度约束且其容积有小幅增加, 增加了近 3%. 图 10 和图 11 给出了宽速域优化迭代收敛历史. 可以看出, 优化中低速的升力和升阻比呈阶梯状上升, 在第 25 步之后,

图 10 低速优化迭代收敛历史 ($H = 0$ km)Fig. 10 Convergence history of the multi-point optimization iterations at low speed ($H = 0$ km)图 11 高超声速优化迭代收敛历史 ($H = 30$ km)Fig. 11 Convergence history of the multi-point optimization iterations at high speed ($H = 30$ km)

各速域升阻比变化趋于平缓.

表 6 对比了宽速域优化前后不同状态对应的升阻力特性. 可以看出, 低速状态的升阻比大幅增加, 提升了 10.9%. 优化效果的来源主要为升力的明显提升, 提升了 12.1%, 阻力系数仅增加了 8 counts. 相对于初始外形, 气动优化得到的外形可以在保持高超声速最大升阻比点具有良好气动性能前提下, 显

表 6 优化前后升阻力特性对比

Table 6 Comparison of the lift and drag characteristics

Ma		Original	Optimum	Δ
$Ma = 0.4$	C_L	0.34563	0.38737	+ 12.1%
	C_D	0.07330	0.07411	+ 1.1%
	C_L/C_D	4.715	5.227	+ 10.9%
$Ma = 5.0$	C_L	0.12011	0.12018	+ 0.1%
	C_D	0.02529	0.02526	- 0.1%
	C_L/C_D	4.749	4.760	+ 0.2%

著提升低速最大升阻比点的整机气动特性。

表 7 给出了宽速域优化前后在不同状态下压心位置的变化情况。其中, C_M 为俯仰力矩系数的绝对值, 力矩参考点为机头对应的坐标原点, x_{cp} 代表压心位置, 即压心距头部的距离占全机长度的比例。可以看出, 相较于初始构型, 优化构型在低速和高速下的压心位置均有小幅后移, 纵向静稳定性得到改善。低速状态下的压心位置变化相对明显, 由于优化构型的升力增量主要来源于底部附近的表面压力变化, 因此优化构型会产生更大的低头力矩, 导致压心后移量较大。

表 7 优化前后压心位置变化情况

Table 7 Comparison of the pressure center position

Ma		Original	Optimum	Δ
$Ma = 0.4$	C_M	0.225	0.263	16.8%
	x_{cp}	64.4%	67.2%	+ 4.3%
$Ma = 5.0$	C_M	0.083	0.084	1.2%
	x_{cp}	68.2%	69.1%	+ 1.3%

4.2.1 低速流场分析

图 12 给出了涡波一体宽速域乘波飞行器优化前后低速背风面压力云图对比, 同时也展示了低速空间涡结构对比。图 13 给出了优化前后低速迎风面压力云图对比。从背风面压力云图可以看出, 由于初始外形的双后掠设计, 其在背风面两侧产生了强烈的旋涡结构, 造成背风面前缘附近两片大范围的低压区, 有效地提高了升力特性, 从而使双后掠乘波体初始外形在低速下仍保持较好的气动特性, 即涡波一体乘波飞行器的“旋涡效应”。该“旋涡效应”来源于初始外形本身的双后掠设计, 在低速状态下可以通过类似大后掠前翼引起旋涡, 并通过类似外翼部分的扰动增强旋涡^[2]。而通过宽速域优化设计得到的优化外形进一步增强了双后掠乘波体的“旋涡效应”, 相较于初始外形, 优化外形前翼引起的旋涡强度增强, 背风面低压区面积增加; 外翼的扰动也更强, 尤其是靠近底部的外翼部分, 前缘涡向对称面扩展直至中部, 背风面附近流速加快, 造成低压区面积更大, 从而使得优化外形升力大幅提升, 显著改善其气动特性。从迎风面的压力云图同样也可以看出, 优化外形通过型面变化使得第一后掠角和第二后掠角交接处沿前缘向后延伸的高压区域范围增大, 同时

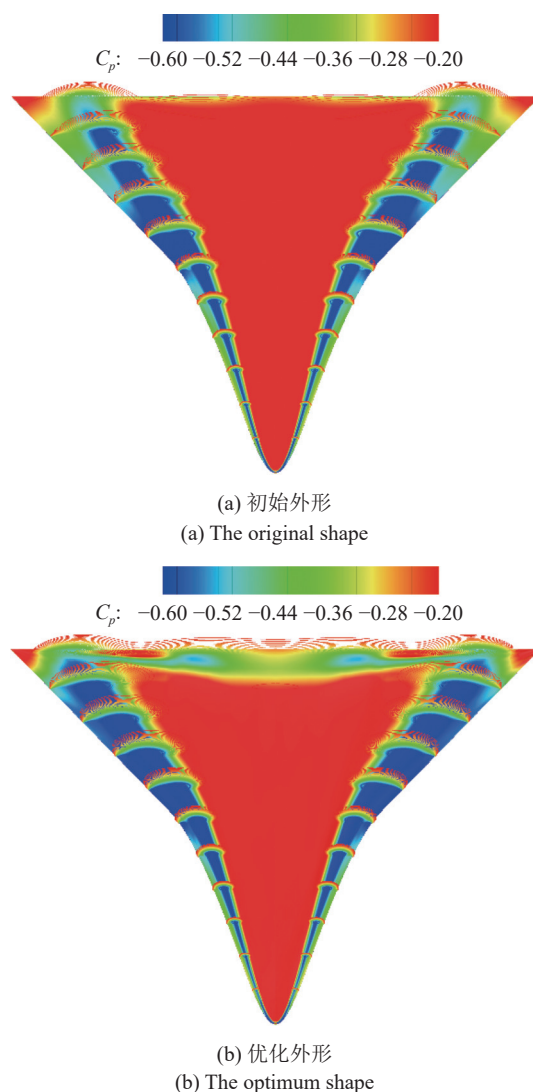


图 12 优化前后低速背风面压力分布涡结构对比 ($H = 0$ km, $Ma = 0.4$)

Fig. 12 Comparison of C_p distribution and vortex structure on the upper surface before and after optimization at low speed ($H = 0$ km, $Ma = 0.4$)

也改善了底部附近的低压区范围, 使得迎风面提供的升力有所增加。

图 14 给出了流向各截面位置, 图 15 给出了优化前后流向各截面表面压力系数分布与几何外形对比。从流向各站位可以看出, 由于前缘引起的旋涡, 背风面前缘附近的表面压力分布出现突变, 明显减小。优化外形背风面在靠近前缘处向上凸起, 使得涡结构向前缘移动, 表面低压区同时也向外侧扩展, 因此, 优化外形背风面前缘附近的压力更小。在靠近底部附近, 由于优化外形上下型面均出现先上凸后下凹的变化, 在靠近对称面处出现第二个吸力峰值, 但型面存在凹坑, 导致背风面出现局部高压区。另外, 优化外形前缘下移, 相对厚度减小, 外翼的扰动更剧

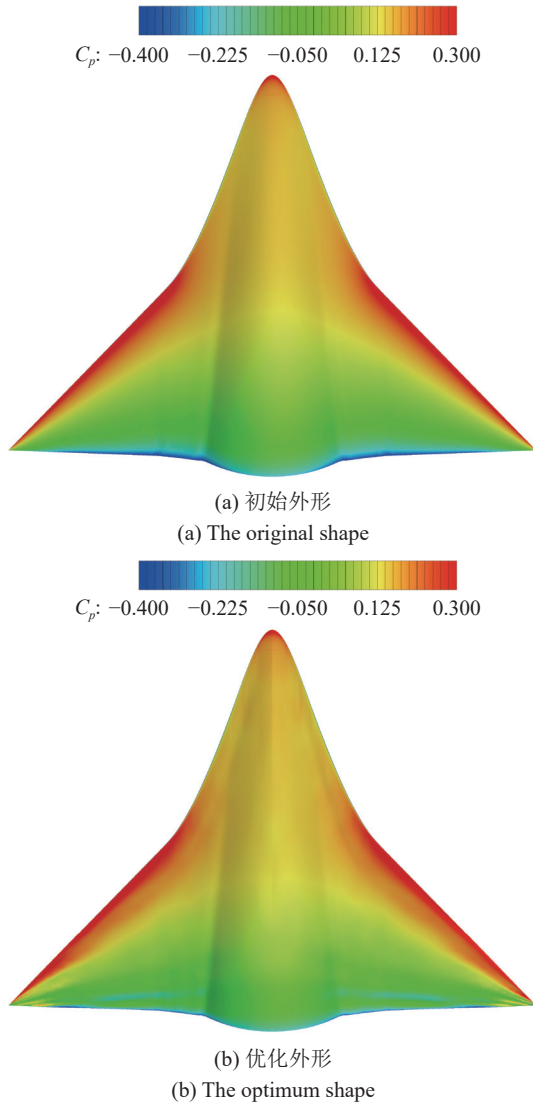
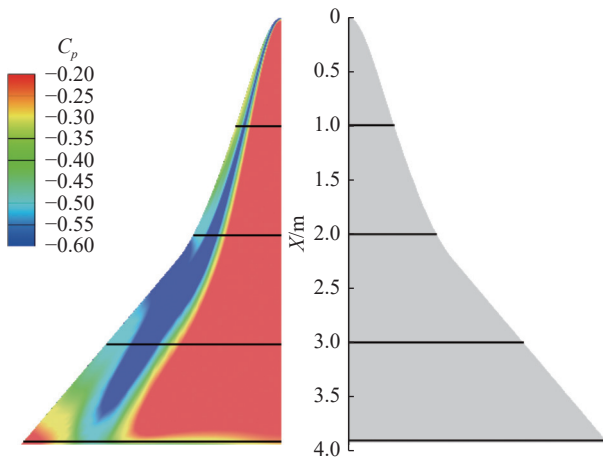
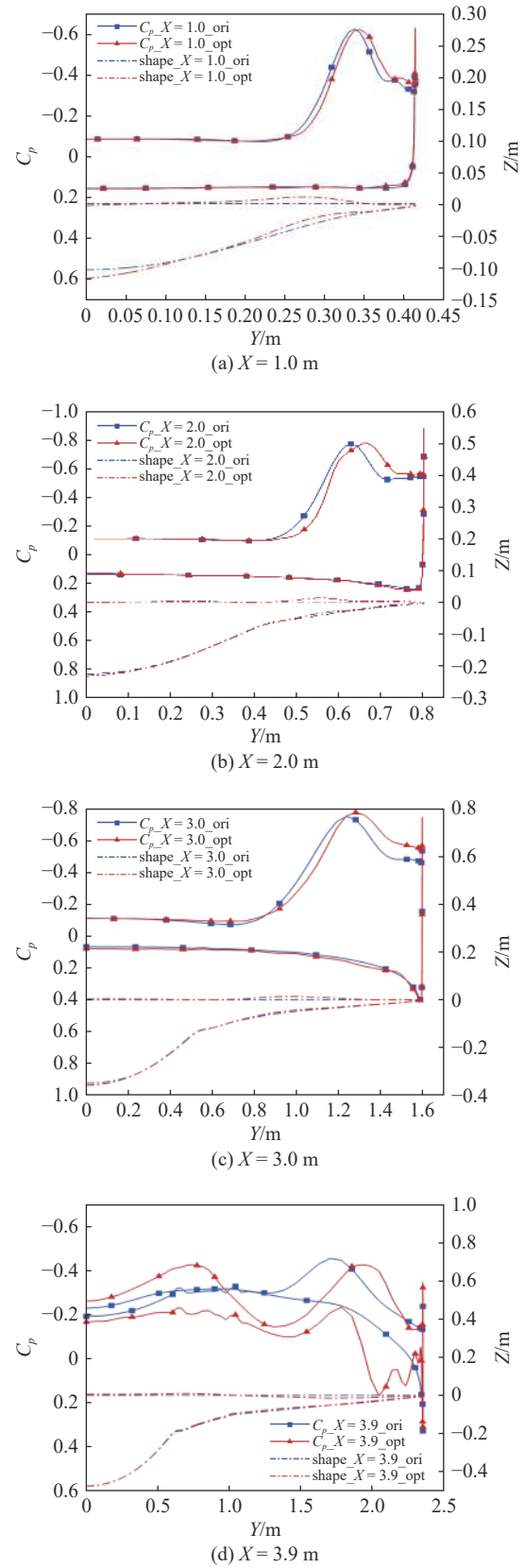
图 13 优化前后低速下表面压力分布对比 ($H = 0$ km, $Ma = 0.4$)Fig. 13 Comparison of C_p distribution on the lower surface before and after optimization at low speed ($H = 0$ km, $Ma = 0.4$)

图 14 流向各截面位置

Fig. 14 Four stations of the initial configuration

图 15 优化前后流向各截面表面压力系数分布与几何外形对比 ($H = 0$ km, $Ma = 0.4$)Fig. 15 Comparison of the C_p distribution and shape before and after optimization ($H = 0$ km, $Ma = 0.4$)

烈, 迎风面压力出现较大波动。

已有研究表明, 用 Q 准则^[31] 来判别涡的结构具有较高的精细度和可靠性^[32], 因此本文利用 Q 值来判别乘波飞行器背风面产生的旋涡强度, 其中, 满足 Q 值为正的等值面即为涡环。图 16 给出了优化前后的涡强度云图对比。可以看出, 外翼扰动产生的涡较前翼涡形状更加扁平, 同时, 由于第二后掠角较小, 外翼产生的涡强度更低。相较于初始外形, 优化后外形在前缘附近向上凸起, 使得涡结构向外侧平移, 且更加贴近物面, 前翼与外翼产生的涡强度均有小幅增强。同时, 优化外形背风面在底部附近也出现强度较小的涡结构, 从而使得背风面靠近对称面处的压力有所降低。

针对优化前后压力变化明显的区域, 进一步开展流场分析。图 17 给出了优化前后底部附近的涡强度云图对比, 图 18 给出了优化前后 $Q=2$ 等值面图。可以看到, 由于优化外形型面的变化, 其背风面产生了强度较小的涡结构, 在靠近对称面处也形成了一个低压区, 会额外提供一部分升力。从 $Q=2$ 等值面图可以观察到, 初始外形自机头拖出的前缘涡 (第一后掠角) 与第二后掠角之后的外翼涡并未完全交汇, 而优化外形的头部前缘涡与外翼涡更加靠近前缘, 且两者与前缘处的分离气流完全交汇并相互缠绕在一起, 前缘涡中的流速更快。因此, 优化外形产生的前缘涡具有较高的强度, 其表面压力也相对较低。

图 19 给出了背风面压力明显变化区域的流向各截面位置, 图 20 给出了 $X=3.5\text{ m}$ 至 $X=3.8\text{ m}$ 截面处的表面压力系数分布和外形对比。可以看出, 在

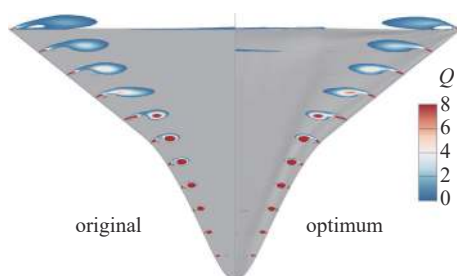


图 16 优化前后涡强度对比

Fig. 16 Comparison of Q value before and after optimization

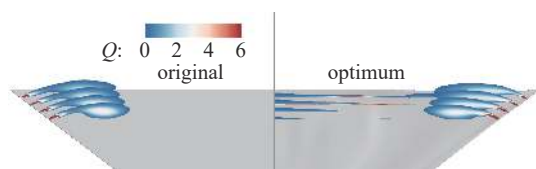


图 17 压力变化明显处涡强度对比

Fig. 17 Comparison of Q value in the area of obvious pressure change

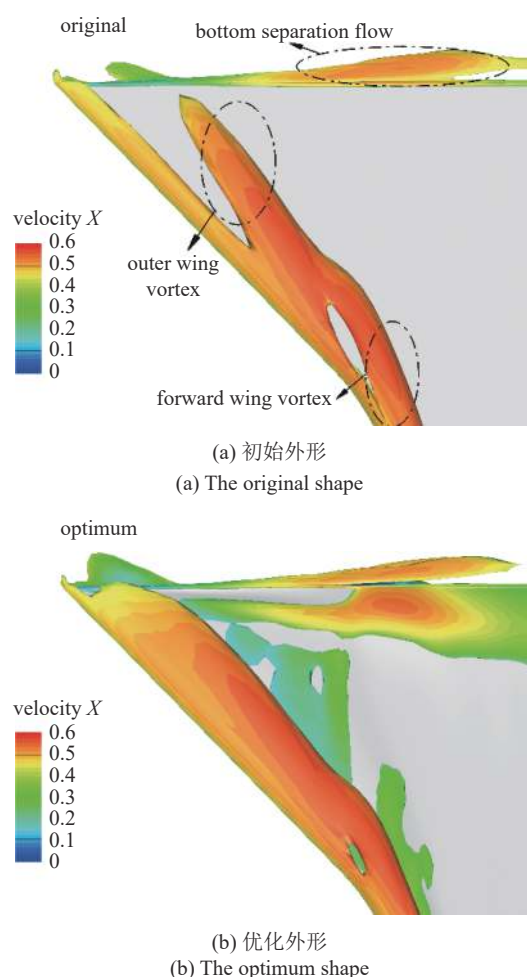


图 18 优化前后 $Q=2$ 等值面速度云图

Fig. 18 Iso-surface of $Q=2$ before and after optimization

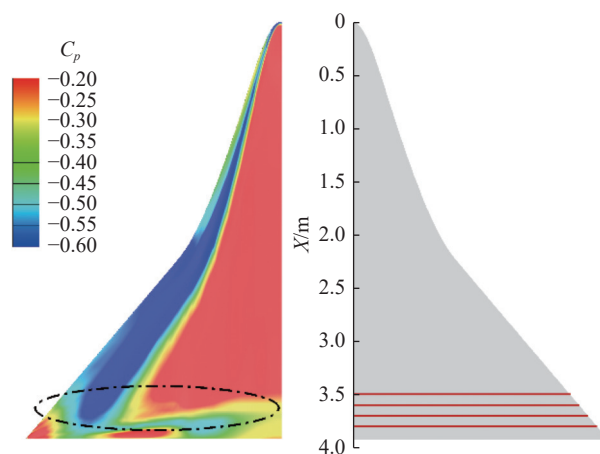


图 19 压力明显变化区域流向各截面位置

Fig. 19 Four new stations in the area of obvious pressure change

优化外形的中后部, 其靠近对称面处的背风面均有不同程度的上凸。由于型面的变化, 对附近的气流产生扰动, 气流速度加快, 即上文提到强度较小的涡结构, 因此, 优化外形背风面在该区域的压力较小。另

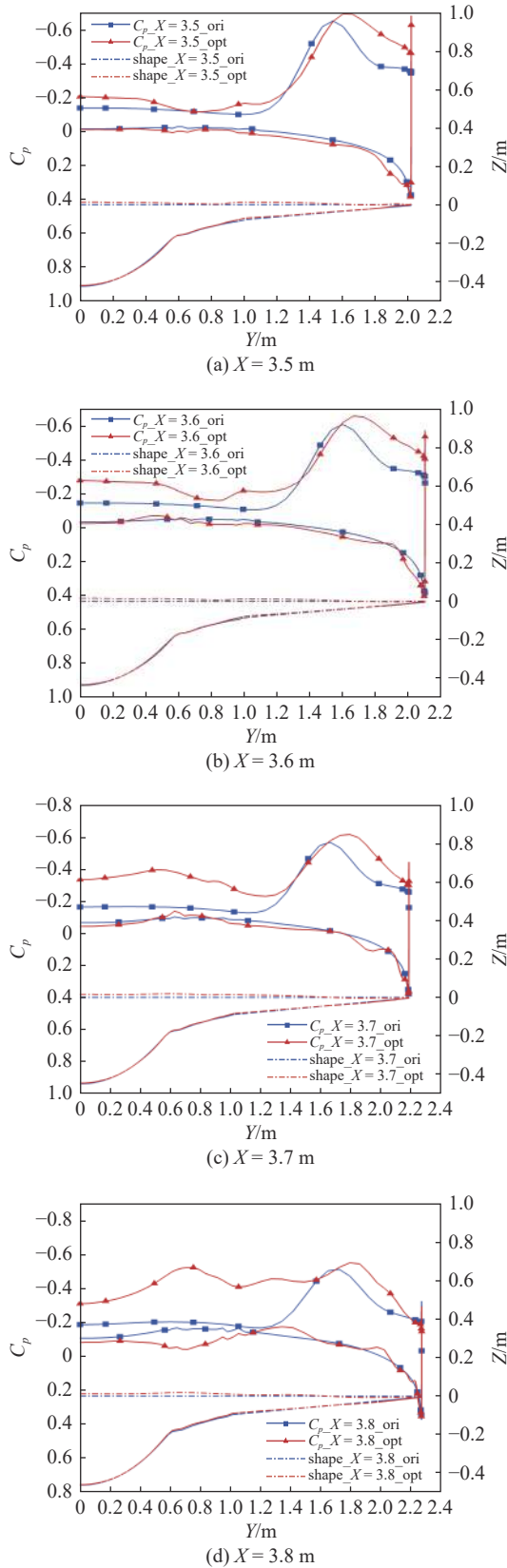


图 20 优化前后流向各截面表面压力系数分布与几何外形对比
($H = 0 \text{ km}$, $Ma = 0.4$)

Fig. 20 Comparison of the C_p distribution and shape before and after optimization ($H = 0 \text{ km}$, $Ma = 0.4$)

外, 优化外形靠近前缘处的背风面出现下移, 导致外翼涡更加靠近前缘, 吸力峰值也向外侧移动, 同时, 由于前缘涡具有较高的强度, 优化外形的表面吸力峰值也更高。

综上所述, 在低速状态下优化后外形背风面产生的旋涡强度较强, 背风面压力明显下降, 迎风面压力增加, 尤其是靠近底部的区域。因此, 优化后外形在低速状态下的升力及升阻比均提升明显。

图 21 给出了宽速域优化外形与初始外形升阻比随迎角的变化情况。可以看出, 相较于初始外形, 优化外形背风面的旋涡效应进一步增强, 使得飞行器在低速中小迎角状态的升阻特性得到明显提升。但是, 在大迎角状态, 宽速域优化外形的阻力略微增加, 导致优化后升阻比增量有所减小, 后续工作将进一步开展考虑低速大迎角性能的宽速域气动优化设计研究。

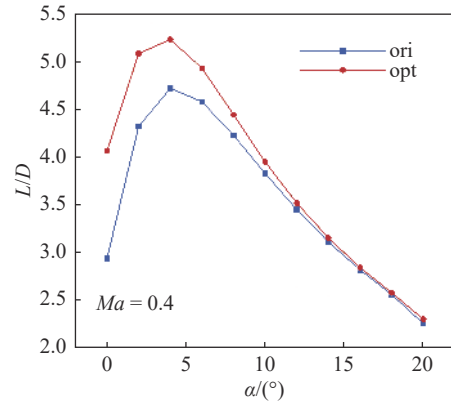
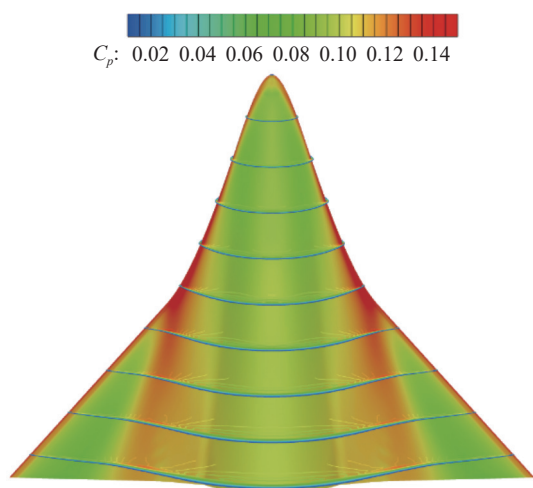


图 21 优化前后低速升阻比随迎角变化

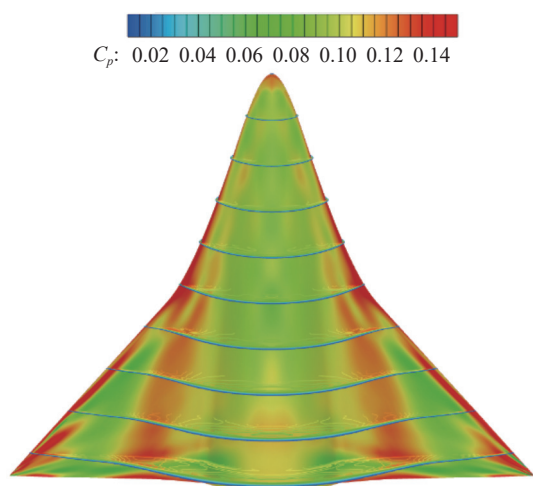
Fig. 21 The lift drag ratio with angle of attack at low speed before and after optimization

4.2.2 高速流场分析

图 22 和图 23 分别给出了涡波一体宽速域乘波飞行器优化前后高超声速迎风面压力系数和空间流场对比。可以看出, 初始外形在前缘线附近存在明显的高压区, 且在第二后掠区域的类似外翼翼根部位也存在大片高压区。相较于初始外形, 优化后外形使得头部前缘线附近的高压区域转移到了中间附近, 同时在第二后掠区域外翼翼根附近的高压区范围有所减少。但优化外形在靠近底部的外翼段压力有所提升, 因此, 优化外形的升力特性并没有明显下降。由于该乘波飞行器初始外形是基于二维无黏理论假设设计得到的, 并对前缘进行钝化处理, 因此, 其在进行黏性计算后前缘会出现不同程度的溢流。而优



(a) 初始外形
(a) The original shape

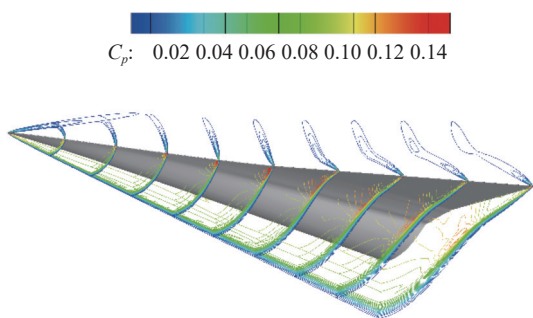


(b) 优化外形
(b) The optimum shape

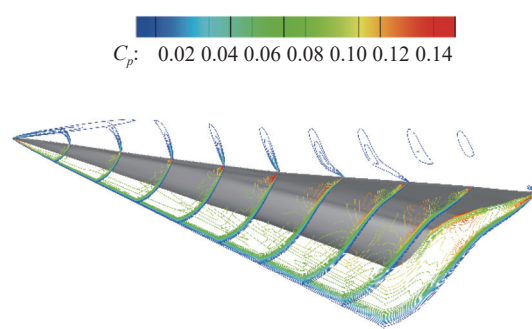
图 22 优化前后迎风面压力分布对比 ($H = 30 \text{ km}$, $Ma = 5.0$)

Fig. 22 Comparison of C_p distribution on the lower surface before and after optimization at high speed ($H = 30 \text{ km}$, $Ma = 5.0$)

化后的外形抑制了背风面前缘附近的溢流量, 特别是在外翼段, 前缘处的高压气流能更好地被限制在迎风面.



(a) 初始外形
(a) The original shape

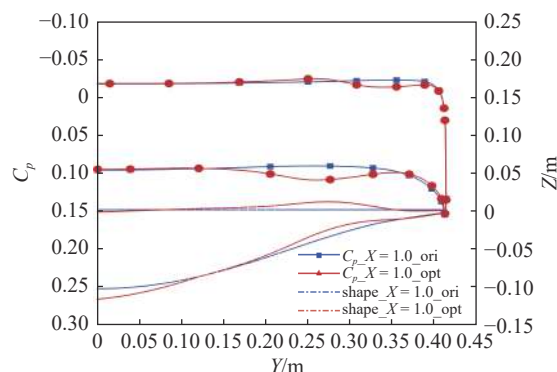


(b) 优化外形
(b) The optimum shape

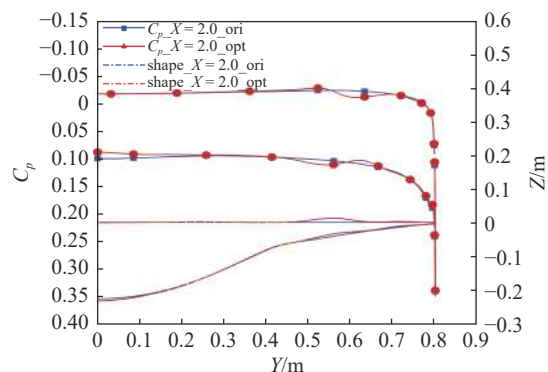
图 23 优化前后空间流场对比 ($H = 30 \text{ km}$, $Ma = 5.0$)

Fig. 23 Flow field changes of the wide-speed-range waverider before and after optimization ($H = 30 \text{ km}$, $Ma = 5.0$)

图 24 给出了优化前后高超声速下流向各截面处表面压力系数分布曲线和外形对比. 通过表面压力系数分布曲线和外形对比同样也可以发现, 在第一后掠头部附近, 优化后外形在靠近前缘处, 虽然迎风面相对上移, 但背风面同时也有所上凸, 因此物面角仍相对较大, 激波强度依然较强, 导致压力有所增加. 在双后掠乘波体的中后部, 由于优化后型面的局



(a) $X = 1.0 \text{ m}$



(b) $X = 2.0 \text{ m}$

图 24 优化前后流向各截面表面压力系数分布与几何外形对比 ($H = 30 \text{ km}$, $Ma = 5.0$)

Fig. 24 Comparison of the C_p distribution and shape before and after optimization ($H = 30 \text{ km}$, $Ma = 5.0$)

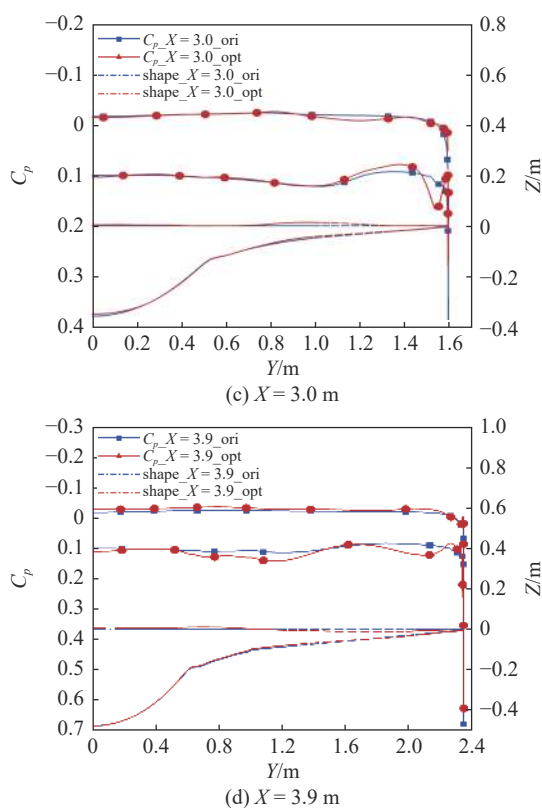


图 24 优化前后流向各截面表面压力系数分布与几何外形对比
($H = 30$ km, $Ma = 5.0$) (续)

Fig. 24 Comparison of the C_p distribution and shape before and after optimization ($H = 30$ km, $Ma = 5.0$) (continued)

部变化,在类似翼根处迎风面出现局部膨胀波和二次激波,使得底部附近迎风面压力有所增加,对升力特性进行补偿. 综上,相较于初始外形,优化后外形虽在迎风面局部压力有所下降,但整体来看,其在高超声速下的升阻特性仍有小幅提升.

5 结论

针对三维复杂飞行器整机的宽速域气动设计问题,本文在现有的基于离散伴随的高超声速飞行器气动优化设计平台的基础上,发展得到了鲁棒高效的宽速域气动伴随优化设计方法. 基于该方法,针对涡波一体乘波飞行器开展了兼顾低速和高超声速气动性能的宽速域三维整机优化设计研究. 研究结论如下.

(1) 针对涡波一体乘波飞行器的宽速域气动优化设计表明,伴随优化方法在针对大规模设计变量的宽速域飞行器开展气动优化时仍具有较高的效率,具体为,在低速和高超声速两套多块结构网格(网格量分别为 400 万和 210 万),870 个设计变量以

及 304 个设计约束条件下,该方法仅花费 1680 CPU (2.40 GHz) 小时即完成多速域的整机气动优化设计.

(2) 涡波一体乘波飞行器在宽速域优化后,可以在保持高超声速状态良好的气动性能前提下,低速状态的升力与升阻比有明显提升,均提升了 10% 以上.

(3) 低速状态下,优化外形使得前缘涡向外侧移动,外翼的扰动更强,进一步增强了涡波一体乘波飞行器的旋涡效应. 同时,底部前缘涡向内侧扩展,在靠近对称面处也产生较弱的旋涡,造成背风面低压区面积更大. 此外,迎风面底部附近的低压区范围也得到改善,从而使得低速下的升力大幅提升.

(4) 伴随优化方法可有效应用于宽速域飞行器的气动优化设计研究,研究结果具有一定的工程指导意义.

相对初始外形,宽速域优化设计得到的气动外形型面出现凹凸变化,使得低速大迎角下的阻力增加,优化收益有所下降;此外,其对结构热防护与弹性设计也会带来一定难度. 后续研究工作中,将进一步开展考虑低速大迎角性能的宽速域优化设计以及评估宽速域优化外形的热环境与弹性变化.

参 考 文 献

- 戴今钊, 汤继斌, 陈海昕. 高超声速飞行器中的乘波设计综述. *战术导弹技术*, 2021, 4: 1-15 (Dai Jinzhao, Tang Jibin, Chen Haixin. An overview of waverider design in hypersonic vehicles. *Tactical Missile Technology*, 2021, 4: 1-15 (in Chinese))
- 刘传振, 刘强, 白鹏等. 涡波效应宽速域气动外形设计. *航空学报*, 2018, 39(7): 73-81 (Liu Chuanzhen, Liu Qiang, Bai Peng, et al. Planform-controllable waverider design integrating shock and vortex effects. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(7): 73-81 (in Chinese))
- Dietrich K. The Aerodynamic Design of Aircraft. Reston, Virginia: AIAA, 2012: 448
- 易怀喜, 王逗, 李珺等. 涡升力乘波体发展研究综述. *航空工程进展*, 2021, 12(6): 1-12 (Yi Huaixi, Wang Dou, Li Jun, et al. Overview on the development research of vortex lift waverider. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2021, 12(6): 1-12 (in Chinese))
- Rodi PE. Geometrical relationships for osculating cones and osculating flow field waveriders//The 49th Aerospace Science Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 2011
- Rodi PE. Vortex lift waverider configurations//The 50th Aerospace Science Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 2012
- 李珺, 易怀喜, 王逗等. 基于投影法的双后掠乘波体气动性能. *航空学报*, 2021, 42(9): 178-192 (Li Jun, Yi Huaixi, Wang Dou, et al. Research on aerodynamic performance of double swept waverider based on projection method. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(9): 178-192 (in Chinese))
- 刘传振, 白鹏, 陈冰雁. 双后掠乘波体设计及性能优势分析. *航空*

- 学报, 2017, 38(6): 104-114 (Liu Chuanzhen, Bai Peng, Chen Bingyan. Design and property advantages analysis of double swept waverider. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(6): 104-114 (in Chinese))
- 9 刘传振, 白鹏, 陈冰雁等. 定平面形状乘波体及设计变量影响分析. *宇航学报*, 2017, 38(5): 451-458 (Liu Chuanzhen, Bai Peng, Chen Bingyan, et al. Analysis on design variables for planform-controllable waverider. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(5): 451-458 (in Chinese))
- 10 Liu CZ, Bai P, Yang YJ, et al. Double swept waverider from osculating-cone method. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(6): 06018004
- 11 Wang JF, Liu CZ, Bai P, et al. Design methodology of the waverider with a controllable planar shape. *Acta Astronautica*, 2018, 151(10): 504-510
- 12 Ueno A, Suzuki K. CFD-based shape optimization of hypersonic vehicles considering transonic aerodynamic performance//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia, AIAA, 2008: 288
- 13 Ueno A, Suzuki K. Two-dimensional shape optimization of hypersonic vehicles considering transonic aerodynamic performance. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2009, 52(176): 65-73
- 14 孙祥程, 韩忠华, 柳斐等. 高超声速飞行器宽速域翼型/机翼设计与分析. *航空学报*, 2018, 39(6): 31-42 (Sun Xiangcheng, Han Zhonghua, Liu Fei, et al. Design and analysis of hypersonic vehicle airfoil/wing at wide-range Mach numbers. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(6): 31-42 (in Chinese))
- 15 张阳, 韩忠华, 柳斐等. 高超声速飞行器宽速域翼型多目标优化设计研究. *气体物理*, 2019, 4(4): 26-40 (Zhang Yang, Han Zhonghua, Liu Fei, et al. Multi-objective aerodynamic shape optimization of wide-mach-number-range airfoil. *Physics of Gases*, 2019, 4(4): 26-40 (in Chinese))
- 16 张阳, 韩忠华, 柳斐等. 高超声速飞行器宽速域翼型高效多目标优化设计方法研究. *航空科学技术*, 2020, 31(11): 14-24 (Zhang Yang, Han Zhonghua, Liu Fei, et al. Efficient multi-objective shape optimization method of hypersonic wide-mach-number-range airfoil. *Aeronautical Science & Technology*, 2020, 31(11): 14-24 (in Chinese))
- 17 张阳, 韩忠华, 周正等. 面向高超声速飞行器的宽速域翼型优化设计. *空气动力学学报*, 2021, 39(6): 111-127 (Zhang Yang, Han Zhonghua, Zhou Zheng, et al. Aerodynamic design optimization of wide-Mach-number-range airfoils for hypersonic vehicles. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 111-127 (in Chinese))
- 18 韩忠华, 许晨舟, 乔建领等. 基于代理模型的高效全局气动优化设计方法研究进展. *航空学报*, 2020, 41(5): 30-70 (Han Zhonghua, Xu Chenzhou, Qiao Jianling, et al. Recent progress of efficient global aerodynamic shape optimization using surrogate-based approach. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(5): 30-70 (in Chinese))
- 19 夏陈超. 基于 CFD 的飞行器高保真度气动外形优化设计方法. [博士论文]. 杭州: 浙江大学, 2016 (Xia Chengchao. CFD-based high-fidelity aerodynamic shape optimization design method for aircraft. [PhD Thesis]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016 (in Chinese))
- 20 苗萌, 曾鹏, 阎超等. 基于替代模型的三维后体尾喷管优化设计. *空气动力学学报*, 2013, 31: 641-646 (Miao Meng, Zeng Peng, Yan Chao, et al. Optimization design of 3D rear body tail nozzle based on alternative model. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31: 641-646 (in Chinese))
- 21 高正红, 王超. 飞行器气动外形设计方法研究与进展. *空气动力学学报*, 2017, 35: 516-528 (Gao Zhenghong, Wang Chao. Research and progress on aerodynamic shape design methods of aircraft. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35: 516-528 (in Chinese))
- 22 黄江涛, 周铸, 刘刚等. 飞行器气动/结构多学科延迟耦合伴随系统数值研究. *航空学报*, 2018, 39(5): 101-112 (Huang Jiang tao, Zhou Zhu, Liu Gang, et al. Numerical study of aerodynamic/structural multi-disciplinary delay coupled adjoint system for aircraft. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(5): 101-112 (in Chinese))
- 23 Tincher D, Lane J. On the design of a hypersonic waverider test bed vehicle: a first step to outer planet exploration. AIAA 92-0308, 1992
- 24 刘超宇, 屈峰, 孙迪等. 基于离散伴随的高超声速密切锥乘波体气动优化设计, 出版中, <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20220111.1647.020.html>. 2022-1-4 (Liu Chaoyu, Qu Feng, Sun Di, et al. Discretized adjoint based aerodynamic optimization design for the hypersonic osculating-cone waverider, in press, <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20220111.1647.020.html>. 2022-1-4 (in Chinese))
- 25 Qu F, Chen JJ, Sun D, et al. A new all-speed flux scheme for the Euler equations. *Computers and Mathematic with Applications*, 2019, 77(4): 1216-1231
- 26 Chu J, Luckring JM. Experimental surface pressure data obtained on 65° delta wing across Reynolds number and Mach number ranges. NASA Langley Technical Report Server, 1996
- 27 刘传振, 孟旭飞, 刘荣健, 等. 双后掠乘波体高超声速试验与数值分析. *航空学报*, 2022, 43(9): 374-385 (Liu Chuanzhen, Meng Xu-fei, Liu Rongjian, et al. Experimental and numerical investigation for hypersonic performance of double swept waverider. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(9): 374-385 (in Chinese))
- 28 白俊强, 雷锐午, 杨体浩等. 基于伴随理论的大型客机气动优化设计研究进展. *航空学报*, 2019, 40(1): 103-120 (Bai Junqiang, Lei Ruiwu, Yang Tihao, et al. Progress of adjoint based aerodynamic optimization design for large civil airceaft. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(1): 103-120 (in Chinese))
- 29 Sederberg TW, Parry SR. Free-form deformation of solid geometric models. *Acm Siggraph Computer Graphics*, 1986, 20(4): 151-160
- 30 Samareh JA. Aerodynamic shape optimization based on free-form deformation//10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004
- 31 Hunt J, Wray AA, Moin P. Eddies, streams, and convergence zones in turbulent flows. *Studying Turbulence Using Numerical Simulation Databases 2*, 1988
- 32 Marcel L, Olivier M, Pierre C. Large-eddy simulation of turbulence. *SIAM Review*, 2007, 49(2): 340-342