

基于非结构网格空间推进的高超声速 飞行器背脊线优化

高 昌, 张小庆, 贺元元, 吴颖川, 乐嘉陵

(中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对高超声速飞行器背脊线优化进行了研究。结合自由曲面变形(FFD)方法和 Hicks-Henne 型函数建立背脊线参数化模型,保证了飞行器背部曲面光滑连续。为减少计算耗时,采用非结构网格空间推进方法求解高超声速无黏流场,通过钝锥算例对该方法计算效率和精度进行了参数分析,并对飞行器流场计算进行了验证,对比表明表明:非结构网格空间推进算法计算效率提高 4.5 倍以上,计算结果与常规时间迭代法符合较好。采用优化拉丁超立方抽样建立响应面模型,分析了各设计变量对目标函数的影响。采用非支配排序 NSGA-II (non-dominated sorting genetic algorithm-II) 算法以阻力系数和升阻比为目标对背脊线优化,约束飞行器体积变化不超过 20%。结果表明,飞行器阻力系数和升阻比呈负相关,优化后阻力系数降低 7.1%,升阻比提高 16.9%。

关 键 词: 高超声速飞行器; 背脊线优化; 参数化控制; 非结构网格空间推进; 响应面模型

中图分类号: V221.3

文献标志码: A

Unstructured grid space marching based design optimization of hypersonic vehicle back sketch lines

GAO Chang, ZHANG Xiaoqing, HE Yuanyuan,
WU Yingchuan, LE Jialing

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The design optimization of hypersonic vehicle back sketch lines was investigated. A parametric geometry model was presented based on free form deform (FFD) method and Hicks-Henne function, which was capable of keeping the back surface smooth and continuous during deforming. In order to save time cost, unstructured grid space marching method was adopted to solve the Euler equations. The accuracy and efficiency of this method were analyzed by DOE methods through hypersonic cone cases. There was a good conformity between the un-structured grid space marching and time marching results of the hypersonic vehicle flow. Indicated by the comparisons, the unstructured grid space marching method had the capacity to increase the computational efficiency over 4.5 times. A response surface model was built through optimize latin hypercube sampling. The Pareto effects of design variables were analyzed. The multi-objective optimization algorithm NSGA-II (non-dominated sorting genetic algorithm-II) was adopted to optimize the drag coefficient and lift-to-drag ratio under the constraint of the vehicle volume change within 20%. The optimization history

收稿日期: 2019-01-16

作者简介: 高昌(1991—),男,博士生,主要从事高超声速飞行器技术研究。E-mail:gaochang5678@sina.com

引用格式: 高昌,张小庆,贺元元,等. 基于非结构网格空间推进的高超声速飞行器背脊线优化[J]. 航空动力学报,2019,34(8): 1731-1740. GAO Chang, ZHANG Xiaoqing, HE Yuanyuan, et al. Unstructured grid space marching based design optimization of hypersonic vehicle back sketch lines[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1731-1740.

showed a negative correlation between the drag coefficient and lift-to-drag ratio. The drag coefficient of the optimal configuration decreased by 7.1% and the lift-to-drag ratio increased by 16.9%.

Key words: hypersonic vehicle; design optimization of the back sketch line; parametric control; unstructured grid space marching; response surface model

高超声速飞行器是未来执行天地运输、远程快速打击的重要战略平台,高超声速飞行器各系统之间紧密耦合,学科之间相互交叉,气动设计作为飞行器概念设计阶段的起始点,优良的气动性能是后续设计的基础^[1]。高超声速飞行器前体通常是采用流线追踪法得到的满足严格约束的连续曲面,背部曲面通常是基于背脊线与下表面相融合得到的连续曲面,背脊线的设计具有更大的灵活性。为了综合考虑飞行器的气动性能和容积要求,本文针对高超声速飞行器背脊线开展优化研究。

气动外形优化设计首先需要解决的问题是对飞行器外形进行精确的参数化描述。早期针对二维翼型,发展了一套翼型参数化描述方法,如 Hicks-Henne 型函数方法^[2]、类函数/形函数方法(class function/shape function transformation, CST)^[3]和样条曲线方法^[4]。针对三维复杂外形,可以将二维翼型参数化方法拓展到三维^[5];另一种方案是采用自由曲面变形 FFD 方法^[6],FFD 方法对三维复杂几何体具有较好的变形控制能力,提供了方便的连续控制、局部变形和体积控制的参数化表述方法。以上方法为高超声速飞行器的参数化控制提供了理论基础,在实际的应用中, Bowcutt 等采用样条曲线方法建立了参数化高超声速飞行器几何生成工具,为气动、装载等多学科分析提供几何输入^[7];王冀飞等采用分布优化的策略,首先采用样条曲线方法对进气道基准流场进行参数化描述开展优化,在此基础上采用 CST 方法对进气道进行参数化描述进一步进行优化^[8]。

气动外形优化需要对大量设计方案进行评估,采用常规 CFD 工具计算效率较低,采用工程算法难以保证精度。针对计算效率与精度的矛盾, PNS(parabolic Navier-Stokes)方法被运用到气动优化分析^[9-10], PNS 方法采用空间推进的方式求解抛物化的 Navier-Stokes 方程,提高了超声速流场的求解效率,同时具有较高的精度。PNS 方法需要沿网格面进行空间推进求解,针对三维复杂外形,生成满足要求的结构网格存在一定困难。针对这一问题, Nakahashi 等提出了非结构网格空间推进算法(unstructured space marc-

hing, USM), 非结构网格空间推进方法将非结构网格沿流向划分,采用常规时间迭代法由上游向下游逐步推进求解得到整个收敛的流场,由于求解的计算规模大幅降低,收敛速度加快,提高了整个流场的计算效率^[11]。针对非结构网格空间推进方法, Nakahashi 对流场划分、收敛准则和计算精度进行了研究^[12-13]。

针对高超声速飞行器背脊线优化研究,本文采用 FFD 方法对飞行器背脊线进行参数化控制,为了减少设计变量,采用 Hicks-Henne 型函数控制 FFD 控制点的位移。为了实现飞行器气动性能的快速、高精度分析,采用非结构网格空间推进方法来求解高超声速无黏流场,通过钝锥算例对非结构网格空间推进方法的计算效率和精度进行参数分析,并对飞行器流场计算结果进行考核和验证,显著提高了计算效率。

基于以上 FFD 参数化几何模型和非结构网格空间推进方法,以阻力系数和升阻比为目标函数,采用优化拉丁超立方抽样抽取样本点建立响应面(response surface model, RSM)模型,分析了各设计变量对目标函数的影响量。在考虑飞行器体积约束的情况下,采用多目标优化算法 NS-GA-II 对背脊线进行优化,得到了该优化问题的最优解,提高了飞行器的气动性能。

1 参数化几何模型

1.1 飞行器外形

高超声速飞行器在设计时,为了获得乘波特性,前体采用流线追踪法并进行截断、修型得到。飞行器背脊线决定了背部曲面轮廓,背脊线可以选择卡门曲线等,曲线形状根据飞行器长度和入射角度确定,背部曲面根据背脊线形状和下表面所确定的边缘位置融合得到^[14]。背脊线形状对飞行器的阻力、升阻比和容积有直接影响,在设计时需要综合考虑。图 1 为飞行器示意图。

1.2 参数化控制

FFD 方法采用控制点包裹几何对象,通过 Bernstein 多项式建立控制点与几何对象的坐标

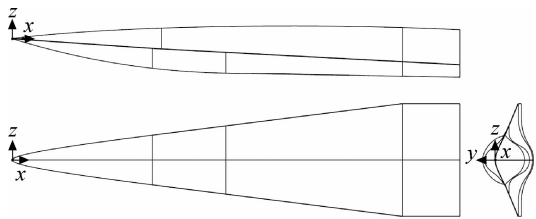


图 1 飞行器示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the vehicle

映射关系,将控制点的位移映射到几何对象,可以保证变形量的光滑分布和连续。为了实现飞行器背脊线的参数化控制,需要带动整个飞行器背部曲面变形以保持曲面的连续性。针对飞行器半模,FFD 控制点的布置采用如下策略,在对称面内沿背脊线上下各布置 24 个控制点,沿背部曲面轮廓将对称面控制点向展向延伸,展向控制点纬度为 12,这样 FFD 控制体上下表面基本贴合背部曲面轮廓进行包裹,控制点的总数为 $24 \times 2 \times 12$ (如图 2 所示,图中 δ 表示变形量)。

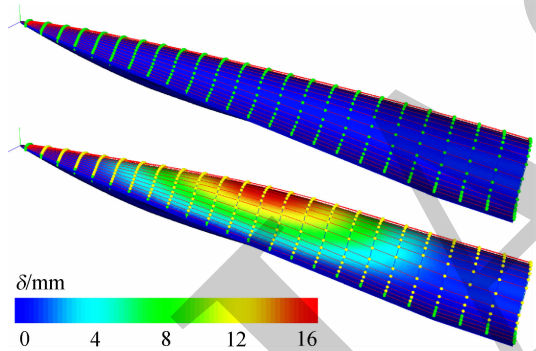


图 2 飞行器 FFD 控制体和变形量示意图

Fig. 2 Schematic diagram of FFD control volume and deformation of the vehicle

为了减少设计变量,约束所有控制点只沿飞行器法向移动,对称面控制点带动相同轴向位置控制点移动,位移量由对称面沿展向递减,对称面上下一对控制点位移相同,最前侧控制点保持不动,这样就可以通过位于对称面上的 24 个控制点位移对背脊线进行参数化控制,同时保持背部曲面的光滑和连续。

为了保证设计空间的完备性和光滑性,同时进一步减少设计变量的数目,采用 Hicks-Henne 型函数对 24 个对称面控制点位移进一步进行参数化控制,通过 Hicks-Henne 型函数在对称面控制点初始位置叠加线性扰动,扰动量的表达式为

$$\Delta y_i = \sum_{k=1}^{n_d} \phi_k f_k(x_i) \tag{1}$$

其中 k 为设计变量的编号, ϕ_k 为设计变量, n_d 为设计变量的数目, x_i 为对称面控制点归一化后的 x 坐标, $f_k(x_i)$ 为 Hicks-Henne 型函数, Δy_i 为第 i 个对称面控制点沿 y 方向的位移量。其中

$$f_k(x_i) = \begin{cases} x_i^{0.25} (1-x) e^{-20x} & k = 1 \\ \sin^3(\pi x_i^{e(k)}) & 2 \leq k \leq n_d \end{cases} \tag{2}$$

$$e(k) = \ln(0.5 - x_k); \quad 0 \leq x_k \leq 1 \tag{3}$$

式中 x_k 为 Hicks-Henne 型函数对应的峰值位置,根据每个设计变量的影响区域来选定。本文选择了 12 个设计变量来控制对称面控制点的位移,各个设计变量对应的峰值位置沿飞行器均匀分布(如表 1 所示)。根据选定的 x_k ,各个设计变量单位变化对应的对称面控制点位移如图 3 所示,横坐标表示对称面控制点编号,纵坐标表示其位移量。从图 2 飞行器背部变形量可以看出,变形后飞行器背部曲面保持了光滑和连续,采用 FFD 方法与 Hicks-Henne 函数相结合的方式以较少的设计变量实现了对飞行器背脊线的参数化控制。

表 1 x_k 分布

Table 1 Distribution of x_k

k	x_k	k	x_k
1	0.039	7	0.508
2	0.117	8	0.586
3	0.195	9	0.665
4	0.274	10	0.743
5	0.352	11	0.821
6	0.430	12	0.900

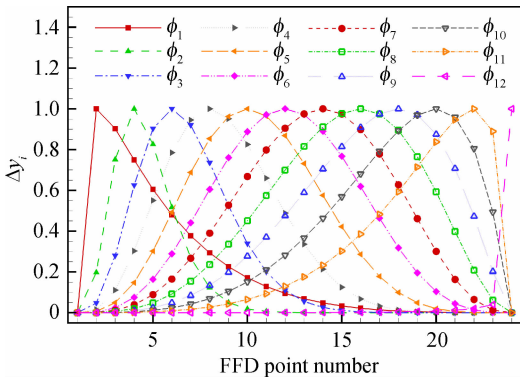


图 3 设计变量扰动分布

Fig. 3 Displacement distribution of the design variables

2 非结构网格空间推进方法

空间推进方法的物理基础是,在超声速流动占主导的流场中,下游扰动不会传播到上游。PNS 方法通过对 Navier-Stokes 在主流方向上进行抛物化处理,以结构网格的相邻网格面为空间步长进行空间推进求解,可以大幅提高计算效率。针对非结构网格,Nakahashi 等提出了计算区(active domain)的概念,将非结构网格沿主流方向划分为计算区,采用常规时间迭代法对计算区进行求解,避免了对控制方程进行抛物化处理,同时使空间推进方法具备了对三维复杂外形的计算能力。

2.1 网格分层

在采用非结构网格空间推进方法进行空间推进求解时,为了控制空间推进步长,需要将非结构网格沿主流方向划分为网格层(grid layer)^[15]。选择来流方向作为主流方向,根据网格最前沿网格点和给定尺寸划分第 1 层网格;沿主流方向遍历第 1 层网格的相邻网格点作为新的网格层,考虑到非结构网格尺寸空间分布的不均匀性,将新的网格层在主流方向投影范围内所有的网格点加入到新的网格层(图 4 三角形点),生成与主流方向基本保持一致的网格层。

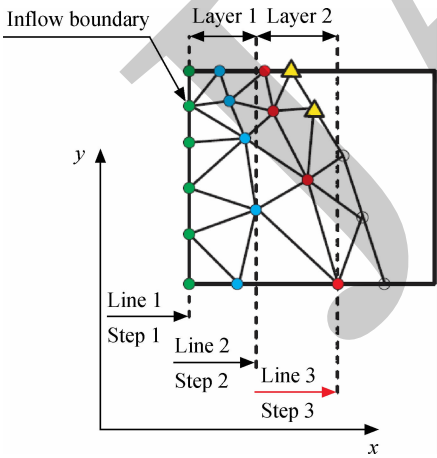


图 4 网格分层示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the grid partitioning

2.2 空间推进策略

计算区由残差检测区(residual monitor region, RMR)和缓冲区(buffer zone, BZ)构成,RMR 区和 BZ 区分别包含 N_{rmr} 和 N_{bz} 个网格层。采用时间迭代法对计算区进行求解,若 RMR 区满足收敛条件,则将计算区整体向下游推进 N_{shift} 个网格层(如图 5 所示, N 表示网格层编号)。为

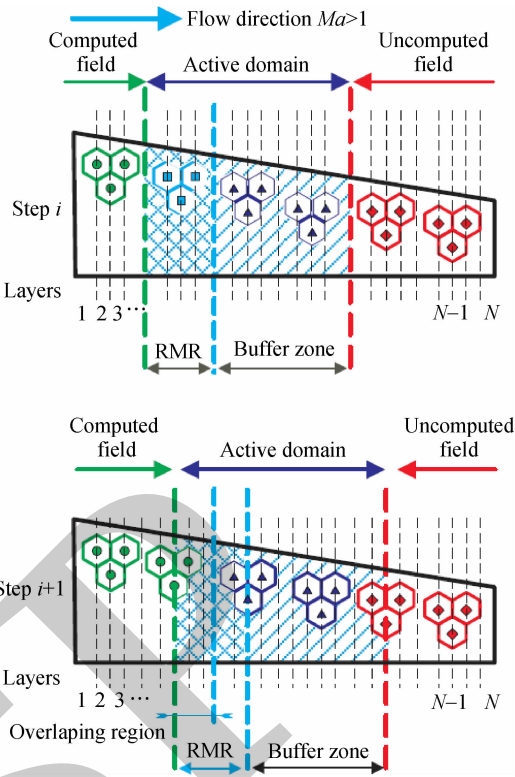


图 5 空间推进策略

Fig. 5 Space marching strategy

了保证计算精度,新、旧 RMR 区存在 N_{or} 个网格层的重叠区域(overlapping region, OR),即 $N_{\text{or}} = N_{\text{rmr}} - N_{\text{shift}}$,未重合区域即划分为收敛区(computed field)。

对于非结构网格,网格分层后计算区下游出口边界是高度不规则的网格面,在计算区下游设置 BZ 区可以削弱出口边界扰动对 RMR 区的影响,保证 RMR 区的计算精度。

2.3 时间迭代法

对于计算区,采用基于格点格式的有限体积法求解 Euler 方程,控制体划分方法如图 6 所示,primal grid 为初始网格,dual grid 为控制体网格, i, j 表示网格点, Ω_i, Ω_j 为对应的控制体, $\partial\Omega_i, \partial\Omega_j$ 为控制体边界, $\Gamma_{ij}, \Gamma_i, n_{ij}, n_i$ 为控制体界面及

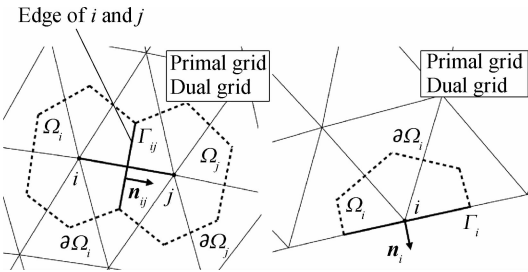


图 6 格点格式有限体积法

Fig. 6 Cell-vertex finite volume method

其法向量,离散后的控制方程为

$$\begin{aligned} \frac{dU}{dt}\Omega_i + \sum_{j \in N_i} \hat{F}_{ij}^c \cdot \Gamma_{ij} - Q_i \Omega_i = \\ \frac{dU}{dt}\Omega_i + R_i(U) = 0 \end{aligned} \tag{4}$$

网格面上原始变量采用线性重构

$$q_{\text{face}} = q_i + \Psi_i \nabla q_i \cdot (r - r_i) \tag{5}$$

其中 Ψ_i 为限制器。对流通量 $\hat{F}_{ij}^c$ 采用 AUSM (advection upstream splitting method) 格式进行重构,时间迭代采用 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss-Seidal)隐式方法求解流动问题的 Jacobian 矩阵。

2.4 参数分析和精度验证

空间推进方法需要指定 3 个参数,RMR 区网格层数 N_{rmr} ,BZ 区网格层数 N_{bz} 以及重叠区网格层数 N_{or} , N_{rmr} 和 N_{bz} 决定计算区的计算规模, N_{or} 决定计算区向下游推进的速度,这 3 个参数决定了空间推进方法的计算精度和效率,在取值时需要综合权衡。为了研究 3 个参数对计算效率和精度的影响,选择高超钝锥作为参考算例(如图 7、图 8 所示),计算网格采用四面体网格,网格总数为 28.2 万,计算状态为来流马赫数 $Ma_\infty = 6.0$,高度 $H=27 \text{ km}$ 。为了对比两种方法的计算效率,收敛准则设定为在 100 个迭代步内相邻迭代步升/阻力系数相对变化量的方均根值小于收

敛精度,计算中设定升力系数收敛精度为 10^{-3} 。

为了分析 3 个参数 N_{rmr} 、 N_{bz} 和 N_{or} 对计算效率和精度的影响,采用优化拉丁超立方抽样对 3 个参数抽取样本点,其中 N_{rmr} 的取值范围为 $[4, 8]$, N_{bz} 的取值范围为 $[4, 8]$, N_{or} 的取值范围为 $[1, 3]$,样本点数量为 42 个,以时间迭代法计算结果为基准,对钝锥算例的计算耗时和气动力计算精度进行试验分析。图 9 给出了各参数对阻力系数 C_d 、升力系数 C_l 计算误差和计算耗时的 Pareto 影响量,其中蓝色表示正效应,红色表示负效应, E_c 表示气动力系数空间推进与传统时间迭代计算结果的相对误差, E_d 表示阻力系数误差, E_l 表示升力系数误差,USM 表示非结构网格空间推进方法,TM 表示传统的时间迭代方法(time marching), C_{USM} 和 C_{TM} 分别表示 USM 方法和

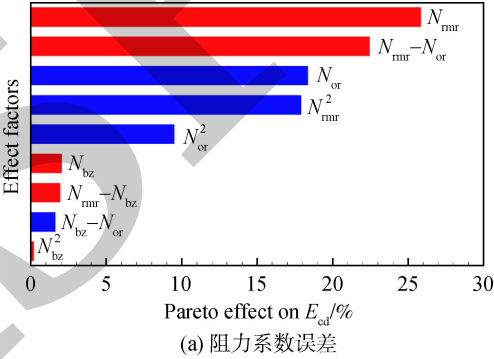


图 7 钝锥模型
Fig. 7 Model of the cone

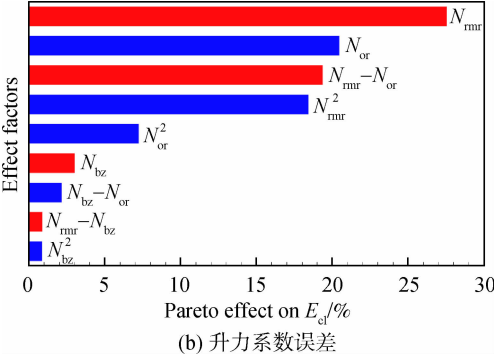


图 9 Pareto 影响量

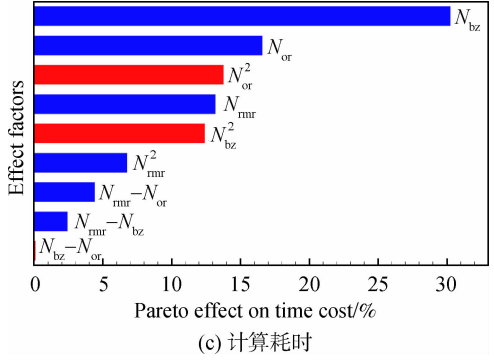


图 9 Pareto effects

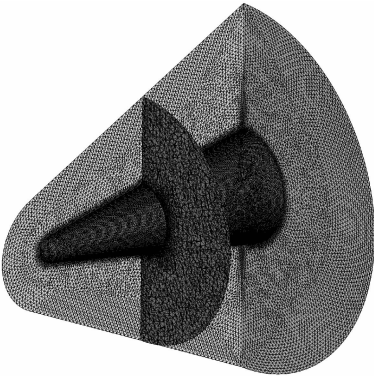
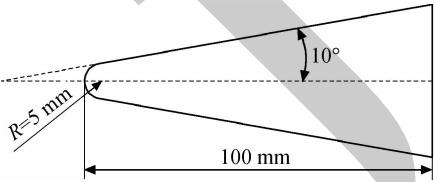


图 8 钝锥网格
Fig. 8 Grid of the cone

TM 方法得到的气动力系数

$$E_c = |C_{USM} - C_{TM}| / C_{TM} \tag{6}$$

根据图 9 给出的结果,对于升、阻力系数计算精度影响最大的前三项均为 N_{rmr} 、 $N_{rmr}-N_{or}$ 和 N_{or} ,增大 N_{rmr} 和 $N_{rmr}-N_{or}$ 可以提高升、阻力系数的计算精度,而增大 N_{or} 会降低升、阻力系数的计算精度。从计算耗时来看,影响最大的前三项为 N_{bz} 、 N_{or} 和 N_{or}^2 ,减小 N_{bz} 可以减小计算区的网格量,减小 N_{or} 可以提高计算区的空间推进速度,从而减少计算耗时。

从计算效率的角度考虑, N_{rmr} 、 N_{bz} 、 N_{or} 分别选择 5、4、2 进行计算。图 10 给出了钝锥在 8°攻角时空间推进计算过程中压力分布。图 11 给出了攻角 α 为 8°和 16°时 $x=100\text{ mm}$ 截面周向压力系数 C_p 分布,空间推进方法计算结果与时间迭代法符合较好。图 12 给出了单核计算时钝锥升力

系数收敛历程,时间迭代法得到的升力系数为 0.2011×10^{-3} ,共耗时 8 421 s;空间推进方法计算过程中升力系数逐步收敛,最终结果为 0.1963×10^{-3} ,共耗时 1 854 s,相对误差约为 2.4%,计算效率提高约 4.5 倍。

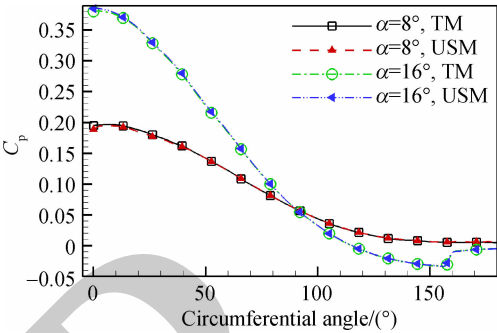


图 11 $x=100\text{ mm}$ 截面不同攻角压力系数分布
Fig. 11 Pressure coefficients at different attack angles
($x=100\text{ mm}$ section)

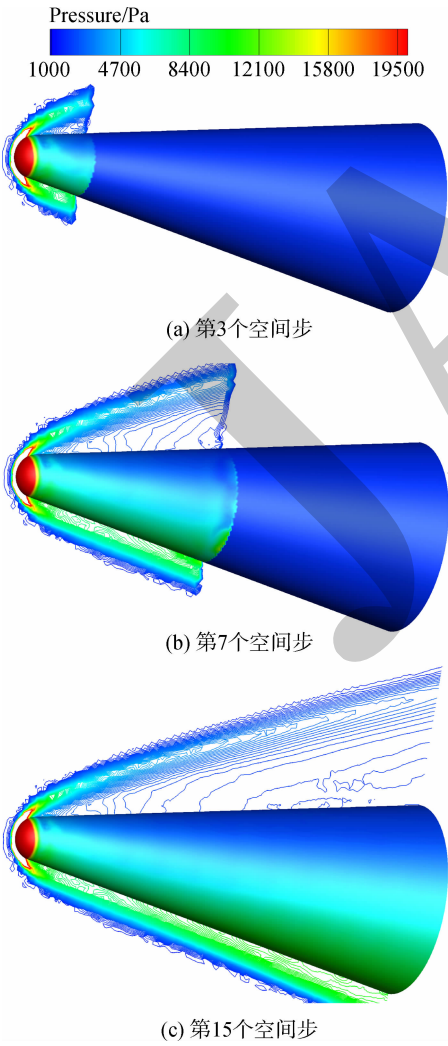


图 10 钝锥流场空间推进压力分布
Fig. 10 Pressure distribution of cone flow field
during space marching

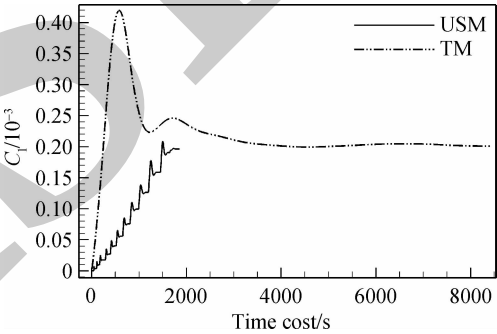


图 12 USM 和 TM 的升力系数收敛历程
Fig. 12 C_1 convergence histories of USM and TM

3 飞行器流场推进求解

飞行器来流计算条件为马赫数 $Ma_\infty=6.0$,高度 $H=27\text{ km}$,攻角为 2° 。计算网格采用四面体网格(如图 13 所示),网格总数为 49.3 万。根据空间推进方法参数分析和飞行器网格相对尺度, N_{rmr} 、 N_{bz} 、 N_{or} 三个参数分别选择 4、4、1。飞行器底部存在大范围的亚声速区,当空间推进方法

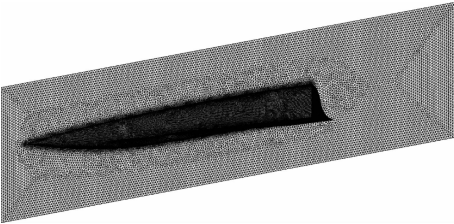


图 13 飞行器计算网格
Fig. 13 Computational grid of the vehicle

计算到飞行器底部时将 BZ 区扩展到整个流场出口,即计算区包含整个亚声速区进行推进计算。根据计算得到的无黏流场,采用平板参考焓法^[16]对飞行器气动力进行黏性修正。

图 14 给出了飞行器流场推进计算过程中压力分布,图 15 给出了对称面上飞机背部和腹部压力系数 C_p 对比,其中 x/L 表示采用飞行器体长归一化后的坐标,空间推进方法和时间迭代法计算结果吻合较好。表 2 给出了两种方法计算结果进行黏性修正后得到的阻力系数 C_d 和升阻比 R_{lod} ,空间推进算法结算结果与时间迭代法计算结果相对误差在 1% 以内。飞行器流场计算采用与钝锥算例相同的收敛准则(图 16),升力系数收敛

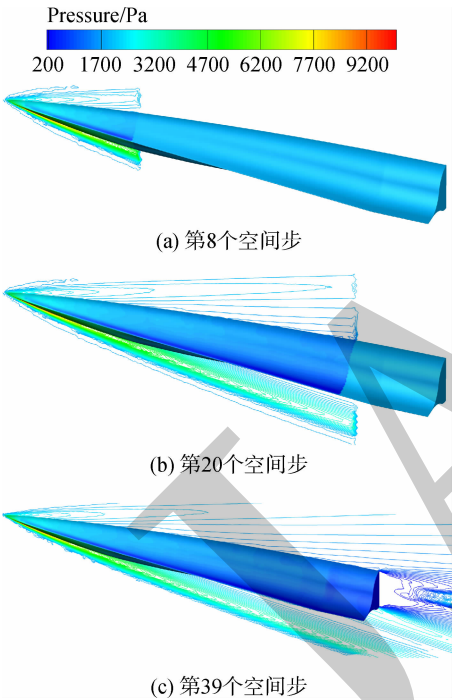


图 14 飞行器流场空间推进压力分布
Fig. 14 Pressure distribution of vehicle flow field during space marching

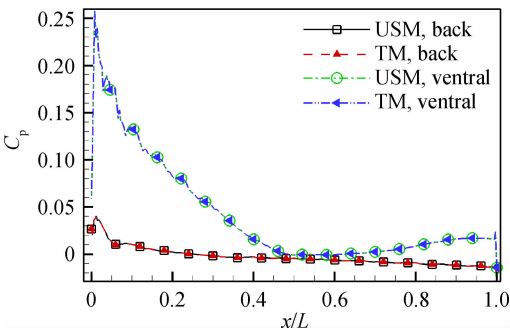


图 15 飞行器背部和腹部压力系数分布
Fig. 15 Vehicle back and ventral pressure coefficients

表 2 飞行器阻力系数和升阻比对比		
Table 2 C_d and R_{lod} comparison of USM and TM		
计算方法	C_d	R_{lod}
USM	0.187 8	4.569 0
TM	0.186 8	4.579 5

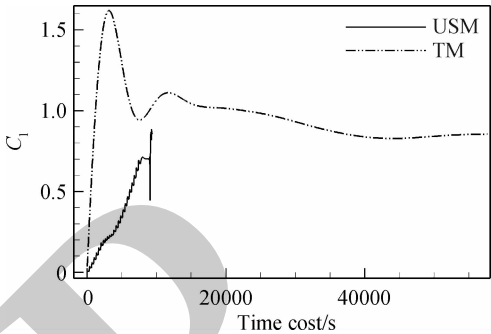


图 16 USM 和 TM 的飞行器升力系数收敛历程
Fig. 16 Vehicle C_l convergence histories of USM and TM

精度为 5×10^{-3} ,空间推进方法计算耗时为 9453 s,时间迭代法计算耗时为 57663 s,计算效率提高 6.1 倍。

4 响应面模型

根据本文所建立的背脊线参数化几何控制模型,设定 $\phi_1 \sim \phi_{10}$ 的取值范围为 $[-0.1, 0.1]$, ϕ_{11} 、 ϕ_{12} 的取值范围为 $[-0.15, 0.1]$,采用优化拉丁超立方抽样抽取 150 个样本点和 30 个误差监测点,构建并验证响应面模型。

为了确定响应面的阶数,表 3 分别给出了不同阶数响应面模型对阻力系数、升阻比的方均根误差(root mean square error,量符号记为 E_{rms})和拟合度(R-squared,量符号记为 $R_{squared}$),其中

$$E_{rms} = \sqrt{\sum_{i=1}^{n_e} (y_i - \hat{y}_i)^2 / n_e}$$

(7)

$$R_{squared} = \frac{\sum_{i=1}^{n_e} (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^{n_e} (y_i - \bar{y})^2}$$

(8)

根据式(7)和式(8),响应面模型的方均根误差越小、拟合度越接近 1,说明模型精度越高,对比表 3 数据可知,2 阶响应面模型精度优于 3 阶和 4 阶响应面模型。图 17 给出了 2 阶响应面模型预测值(predicted)与真实值(actual)的对比,阻力系数、升阻比预测值和真实值符合较好。图 18

给出了各设计变量对阻力系数和升阻比的 Pareto 影响量,对于阻力系数,前四项均为正效应,分别为 ϕ_{12} 、 ϕ_{11} 、 ϕ_3 和 ϕ_2 ,说明影响阻力系数的主要是

表 3 不同阶数响应面模型方均根误差和拟合度

Table 3 E_{rms} and $R_{squared}$ of different order response surface models

参数		2 阶	3 阶	4 阶
E_{rms}	C_d	0.010 13	0.012 20	0.013 27
	R_{lod}	0.011 67	0.012 71	0.013 65
$R_{squared}$	C_d	0.998 03	0.997 15	0.996 63
	R_{lod}	0.997 47	0.997 00	0.996 54

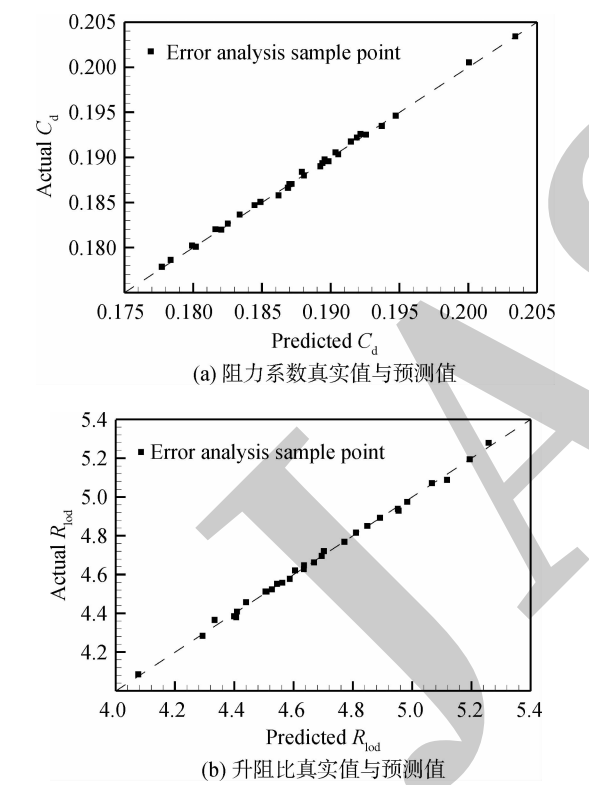


图 17 C_d 和 R_{lod} 真实值与 2 阶响应面模型预测值对比
Fig. 17 Comparison of actual and 2-order RSM predicted C_d and R_{lod}

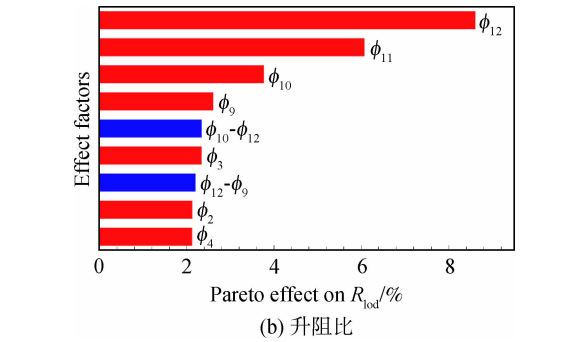
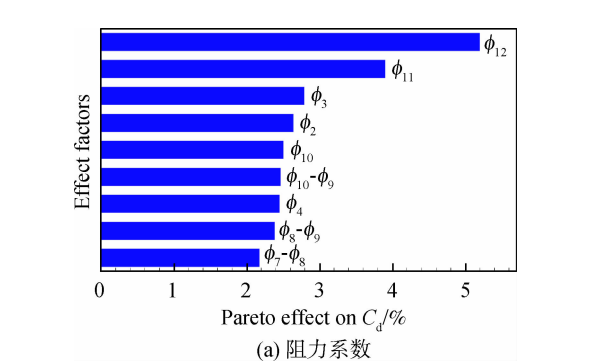


图 18 设计变量 Pareto 影响
Fig. 18 Pareto effects of design variables

飞行器头部和尾部;对于升阻比,前四项均为负效应,分别为 ϕ_{12} 、 ϕ_{11} 、 ϕ_{10} 和 ϕ_9 ,说明影响升阻比的主要是飞行器尾部。

5 背脊线优化

根据建立的 2 阶响应面模型,本文采用多目标优化算法 NSGA-II 对飞行器阻力系数和升阻比进行优化,NSGA-II 具有复杂度低、解集收敛性好等优点^[17-18]。为了保证飞行器外形的合理性,对飞行器的体积进行约束,体积变化不超过初始外形的 20%;初始种群规模设置为 60,遗传代数设置为 50,交叉概率设置为 0.5。

图 19 给出了该优化问题的优化历程,飞行器阻力系数和升阻比呈负相关,即随着阻力系数的减小升阻比增大,最终在满足约束条件的情况下得到问题的最优解。表 4 给出了优化后飞行器的阻力系数和升阻比,飞行器阻力系数降低了 7.1%,升阻比提高 16.9%,在约束条件的限制下飞行器体积变为初始构型的 80%。

图 20 给出了飞行器优化前后背部曲面和背脊线的变化,其中 x/L 和 y/L 表示采用飞行器长度归一化后的坐标。优化后飞行器背部曲面高度整体降低,飞行器更加趋于扁平,飞行器中部的隆

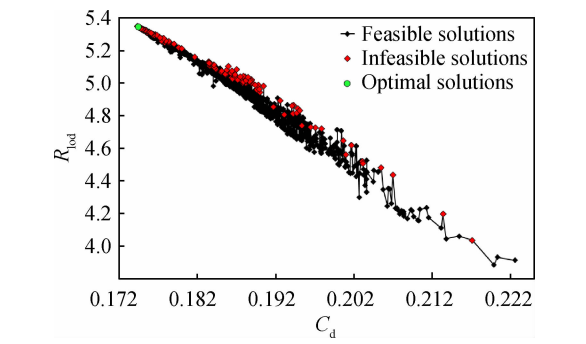


图 19 优化历程
Fig. 19 Optimization History

起和尾部的收缩趋势更加明显。图 21 给出了优化前后飞行器背部压力系数分布,优化后飞行器后部压力降低,有助于提高飞行器升力。

表 4 初始构型和优化构型阻力系数和升阻比
Table 4 C_d and R_{lod} of the original and optimal configurations

优化目标参数	优化前	优化后
C_d	0.1878	0.1745
R_{lod}	4.5690	5.3418

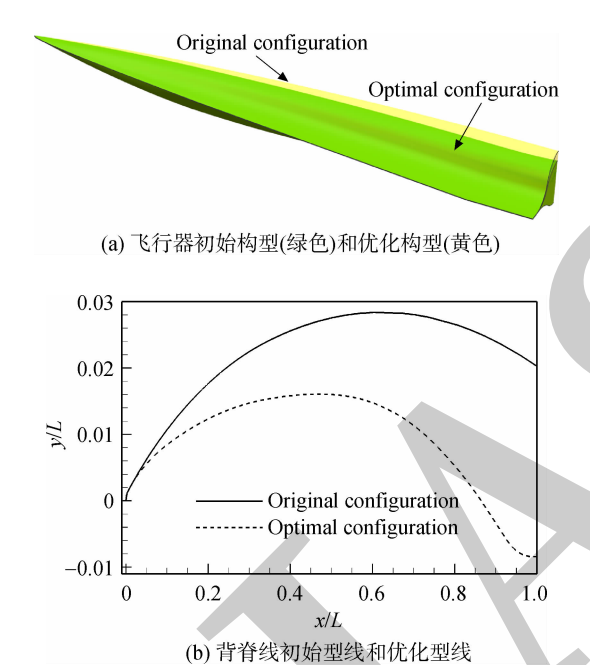


图 20 初始构型和优化构型

Fig. 20 Original and optimal configuration

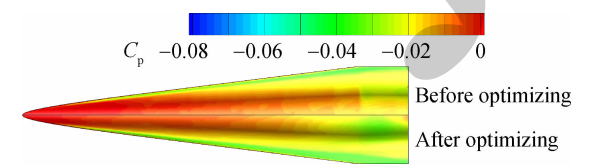


图 21 飞行器背部压力系数分布

Fig. 21 C_p distribution of the vehicle back

6 结 论

本队通过对高超声速飞行器背脊线优化研究,得到以下结论:

1) 本文结合 FFD 方法和 Hicks-Henne 型函数方法以较少的设计变量实现了对高超声速巡航飞行器背脊线的参数化控制,同时保证了飞行器背部曲面的光滑和连续。

2) 采用试验设计方法对非结构空间推进方法进行了参数研究,通过合理选取计算参数 N_{rmr} 、 N_{bz} 、 N_{or} ,钝锥流场计算效率提高 4.5 倍,飞行器流场计算效率提高 6.1 倍,同时获得了较好的计算精度。

3) 基于参数化几何模型和非结构空间推进方法,采用优化拉丁超立方抽样建立了 2 阶响应面模型,通过对各设计变量 Pareto 影响分析,影响阻力系数的主要是飞行器头部和尾部,影响升阻比的主要是飞行器尾部。

4) 基于 2 阶响应面模型,采用 NSGA-II 多目标优化方法,以升阻比、阻力系数为优化目标,约束飞行器体积变化不超过 20%,对飞行器背脊线进行优化。优化结果表明,飞行器阻力系数和升阻比呈负相关,优化后阻力系数降低 7.1%,升阻比提高 16.9%,背脊线高度降低,飞行器趋于扁平。

参考文献:

[1] 吴颖川,贺元元,贺伟,等. 吸气式高超声速飞行器机体推进一体化技术研究进展[J]. 航空学报,2015,36(1):245-260.
WU Yingchuan, HE Yuanyuan, HE Wei, et al. Progress in airframe-propulsion integration technology of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 245-260. (in Chinese)

[2] 刘丽娜,吴国新. 基于 Hicks-Henne 型函数的翼型参数化设计及收敛特性研究[J]. 科学技术与工程,2014,14(30):151-155.
LIU Lina, WU Guoxin. Research on application of Hicks-Henne function in airfoil shape parameterization and convergence[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(30): 151-155. (in Chinese)

[3] 李俊,刘波,杨小东,等. 基于 CST 方法的高空低雷诺数吸附式叶型耦合优化设计[J]. 航空动力学报,2016,31(7):1704-1711.
LI Jun, LIU Bo, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design of aspirated airfoil with low Reynolds number in high altitude based on CST method[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1704-1711. (in Chinese)

[4] GUIBAULT F, BENTAMY A, TRÉPANIER J Y. Constraints specification on NURBS surfaces for wing geometric representation[R]. Atlanta, Georgia; the 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 2002.

[5] SU H, GU L, GONG C. The research on geometry modeling method based on three-dimensional CST parameterization technology[R]. Dallas, TX; the 16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2015.

- [6] 徐兆可,夏健,高宜胜. 三维机翼气动结构多学科优化方法[J]. 航空动力学报,2018,33(5):1065-1075.
XU Zhaoke, XIA Jian, GAO Yisheng. Aero-structural multi-disciplinary optimization method for three-dimensional wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1065-1075. (in Chinese)
- [7] BOWCUTT K G, KURUVILA G, GRANDINE T A, et al. Advancements in multidisciplinary design optimization applied to hypersonic vehicles to achieve closure[R]. Dayton, Ohio; the 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [8] 王冀飞,蔡晋生,段焰辉. 高超声速内收缩进气道分步优化设计方法[J]. 航空学报,2015,36(12):3759-3773.
WANG Jifei, CAI Jinsheng, DUAN Yanhui. Multistage optimization design method of hypersonic inward turning inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(12):3759-3773. (in Chinese)
- [9] 杨攀,陈兵,徐旭. 单次扫描空间推进算法在高超声速流动中的适用性研究[J]. 航空动力学报,2009,24(11):2452-2458.
YANG Pan, CHEN Bing, XU Xu. Study on the reliability of a single-sweep space marching algorithm for hypersonic flows[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11):2452-2458. (in Chinese)
- [10] 高琨鹏,陈兵,徐旭. 基于 PNS 算法的高超声速内转式进气道优化设计[J]. 推进技术,2017,38(5):998-1007.
GAO Kunpeng, CHEN Bing, XU Xu. Optimization design of hypersonic inward turning inlet based on SSPNS algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5): 998-1007. (in Chinese)
- [11] NAKAHASHI K, SAITOH E, SHAROV D. Active-domain marching for efficient high speed flow computations[R]. New Orleans, LA; the 14th Applied Aerodynamics Conference, 1996.
- [12] NAKAHASHI K, SAITOH E. Space-marching method on unstructured grid for supersonic flows with embedded subsonic regions[J]. AIAA Journal, 1997, 35(8):1280-1285.
- [13] MORINO H, NAKAHASHI K. Space-marching method on unstructured hybrid grid for supersonic viscous flows[R]. Reno, NV; the 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1999.
- [14] 吴颖川,贺元元,贺伟,等. 基于密切曲锥的乘波构型一体化飞行器设计方法研究[J]. 空气动力学学报,2014,32(1):8-13.
WU Yingchuan, HE Yuanyuan, HE Wei, et al. The design of osculating curved cone waverider based hypersonic vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(1):8-13. (in Chinese)
- [15] SAVCHUK A, TIMOFEEV E. On further development of an unstructured space-marching technique[R]. Honolulu, Hawaii; the 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2011.
- [16] 李建林,唐乾刚,霍霖,等. 复杂外形高超声速飞行器气动热快速工程估算[J]. 国防科技大学学报,2012,34(6):89-93.
LI Jianlin, TANG Qiangang, HUO Lin, et al. The rapid engineering aero-heating calculation method for complex shaped hypersonic vehicles[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(6):89-93. (in Chinese)
- [17] SRINIVAS N, DEB K. Multi-objective optimization using non-dominated sorting in genetic algorithms[J]. Evolutionary Computation, 1994, 2(3):221-248.
- [18] DEB K, AGRAWAL S, PRATAB A. A fast elitist non-dominated sorting genetic algorithms for multi-objective optimization; NSGA II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2):182-197.

(编辑:王碧琚)