

基于 CFD 分析的高超声速飞行器上表面优化

高太元, 崔凯, 胡守超, 王秀平, 杨国伟

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190)

摘要 随着航空航天技术的迅猛发展, 飞行器的速度和高度不断增加。当飞行器速度达到高超音速时, 气动性能的要求就变得越来越显著。因此, 对高超声速飞行器进行外形优化设计以达到工程要求的气动性能, 就显得尤为重要。外形优化设计是发展高超声速飞行器的关键技术之一。本文以已有的乘波体构型为基础, 为获得一个总体性能较优的布局构型, 对乘波布局的简化高超声速飞行器进行了上表面的优化设计研究。在巡航条件下, 对上表面型线使用 B 样条曲线进行参数化, 应用了增量参数化方法, 优化迭代中应用局部网格重构技术, 采用 CFD 计算整机全域流场并获得飞行器的气动性能, 对飞行器进行了以最小阻力为目标的优化, 为实际设计提供参考。

关键词 高超声速, B-样条参数化, SQP, CFD

引言

高超声速飞行器的发展具有重要的军事意义, 是新时期的战略制高点之一, 同时带来巨大的商业利益。然而高超声速流动特有的复杂流动现象对飞行器的气动性能要求变得越来越高。高超声速飞行器的前体采用乘波体或升力体构型, 前体不但提供飞行器所需的大部分升力, 而且充当发动机进气道的预压缩面。机身后体做为尾喷管的外延, 可同时产生推力和升力。采用这种方案时, 飞行器各部件之间耦合关系大大加强。对高超声速飞行器进行外形优化设计以达到工程要求的气动性能, 显得尤为重要。高超声速飞行器的外形优化设计被列为发展高超声速飞行器的关键技术之一。

近年来, 国内多家单位开展了针对乘波体和高超声速飞行器的构型优化设计工作。由于高超声速飞行器的 CFD 计算时间较长, 所以大多基于工程计算模型分析气动性能^[1,2]。本文以 CFD 数值分析为工具, 应用同伦 SQP 方法, 对简化高超声速飞行器的上表面进行了最大升阻比优化设计, 优化过程中以机体容积为约束条件。同时, 对飞行器上表面参数化时应用了增量参数化方法。优化结果验证了参数化方法和优化方法的有效性。本文建立了整套基于 CFD 分析的优化设计流程, 为深入研究和实际设计提供依据。

1 飞行器外型示意图

本文所采用的飞行器前体为乘波体构型, 基于椭锥流场优化得到, 设计马赫数为 6。其中飞行器长 6.5 m , 参考面积 2.37 m^2 , 如下图所示,

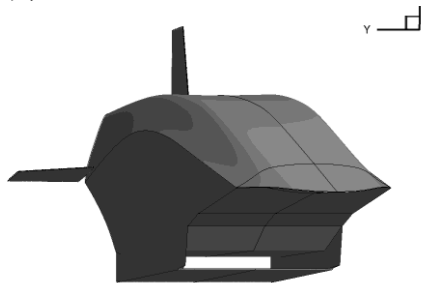


图 1 飞行器完全构型

飞行器前体可以提供大部分的升力, 而且充当发动机进气道的预压缩面。由于设计过程中推进系统需要单独设计定型, 并且飞行器尾舵对于升阻比性能影响有限, 所以本文对简化外型的上表面进行了最大升阻比优化, 如图 2 所示,

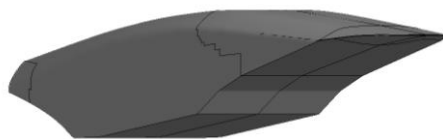


图 2 飞行器简化构型

2 增量参数化方法

优化设计主要针对飞行器的上表面，这里应用了增量参数化思想： $\tilde{A} = A + A'$ ，即以原上表面 A 为基础，叠加一层参数化后的曲面 A' 成为新的参数化曲面 \tilde{A} 。在叠加过程中，利用插值方法采取点对点方式，在同样的 X 、 Y 坐标点位置，叠加 Z 坐标，使得原始曲面光滑凹凸变化。

主要设计思路为：利用 BSP 曲线方法生成一条参数化曲线作为曲面 A'_1 的中心型线（边界 1），此型线上每一个点的 Z 坐标沿展向（ Y 方向）采用二次曲线过渡到边界 3，即 Z 坐标光滑过渡到 0，这样便生成了光滑的参数化曲面 A'_1 。本次的参数化使用分段三次 B 样条曲线，公式如下：

$$P(t) = \frac{1}{6} \begin{bmatrix} t^3 & t^2 & t & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1 & 3 & -3 & 1 \\ 3 & -6 & 3 & 0 \\ -3 & 0 & 3 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_0 \\ P_1 \\ P_2 \\ P_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$t \in [0,1]$

式(1)中， $P(t) = (x(t), z(t))$ 为对称面参数化型线， P_0-P_3 为控制点坐标， $P_i = (x_i, z_i)$ 。这里使用 5 个控制点来表达对称面型线， P_0 为上表面与前体的连接点， P_4 为上表面末端，两个点坐标固定不变，采取中间三个点（ P_1 、 P_2 、 P_3 ）的 Z 坐标（ z_1 、 z_2 、 z_3 ）为设计参数。

由上述所知，飞行器上表面参数化设计参数为 7 个，参数化后曲面 \tilde{A} 与原始曲面 A （灰色曲面）的关系式为：

$$\tilde{A} = A + A'_1 + A'_2 \quad (2)$$

3 CFD 计算条件及准备工作

3.1 边界条件

在进行 CFD 分析时，考虑到高超声速的飞行环境及物理特性，所采用的物理模型如下：三维定常 NS 方程；网格收敛性测试应用 $k-\omega$ 两方程模型，优化计算应用层流模型，节省计算时间；
边界条件：飞行马赫数： $Ma=6.5$ ；飞行高度 $H=27 \text{ km}$ ； $T=223.6 \text{ K}$ ； $P=1847.5 \text{ pa}$ ； $T_0=2108.7 \text{ K}$ ；攻角 $\alpha=4^\circ$ ；参考面积：

2.37 m^2 。这里要说明的是后面的 CFD 分析及优化结果均是基于一半外形。

3.2 网格收敛性分析

在优化迭代过程中，应用了局部网格重构技术，每一次上表面形状的改变，只需要调整相应的局部块网格。CFD 分析时采用多块结构网格，首先进行了网格收敛性测试。这里，分别计算了三套不同数量的结构网格，第一层网格厚度均为参考长度的 $10e-6$ ，满足 $Y^+ < 10$ 。三套网格差别在于网格分布数量，分别为 170 万，370 万和 662 万，网格如图 3 所示，结果如表 1 所示，

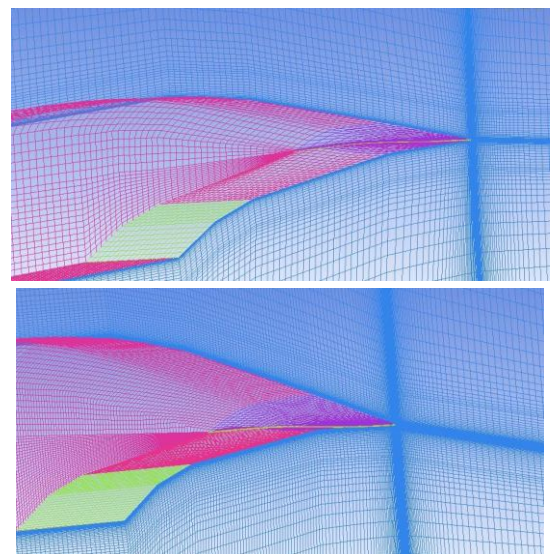


图 3 飞行器前体局部网格示意图，170 万（上图），662（下图）

表 1 网格收敛性测试结果

	α	C_l	C_d	C_m
1.7 million	4°	0.0947	0.0319	0.1051
3.7 million	4°	0.0949	0.0322	0.1055
6.6 million	4°	0.0950	0.0321	0.1060

表 1 中， C_l 表示升力系数， C_d 表示阻力系数，从上述结果可以看出，三套网格计算所得的气动力结果相差均在 1% 以内，考虑到优化过程反复调用 CFD 分析计算，最后选用了网格量为 170 万的网格。

4 SQP 优化方法及灵敏度分析

4.1 SQP 方法

在目前的优化设计中，优化方法使用序列二次规划方法（SQP），该方法的主要思路是将优化问题转化为一系列二次规划子问题进行迭代求解。SQP 方法是目前求解非线性优化问题最为稳健的方法之一，也是中小规模实际优化问题经常使用的求解方法。在已完成的优化问题中，目标函数对设计变量的梯度采用数值差分计算，海塞矩阵的计算采用 BFGS 拟牛顿法^[3]。

$$X^{k+1} = X^k + \lambda^k d^k \quad (3)$$

4.2 灵敏度分析

SQP 方法作为梯度型方法，前期工作中，对设计参数进行了灵敏度分析，这里给出第一个设计参数的灵敏度分析结果，如图 4 所示。这里计算了不同差分步长下飞行器阻力系数、升力系数以及升阻比的对应梯度，通过分析得到-0.005 为较恰当的差分步长。

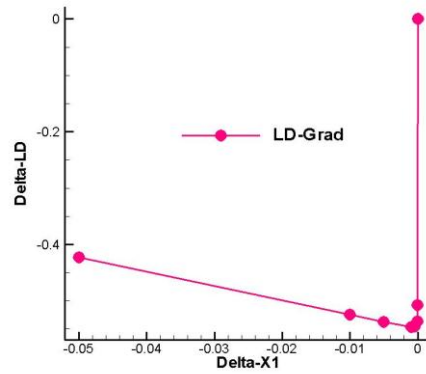
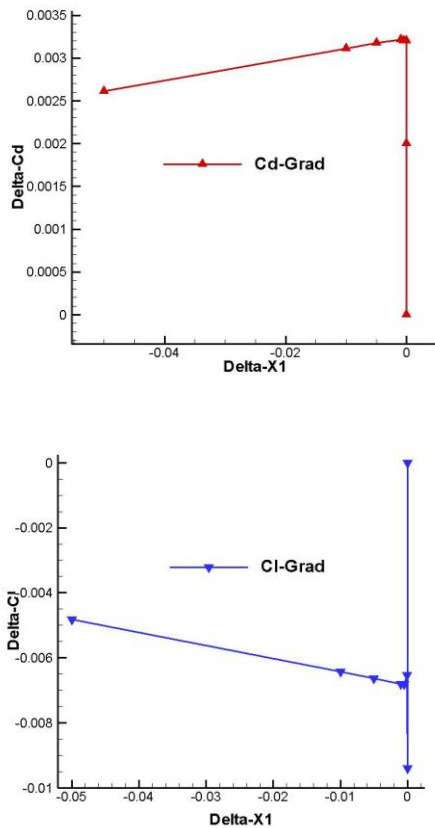


图 4 灵敏度分析测试结果，阻力系数梯度（上图）、升力系数梯度（中图）以及升阻比梯度（下图）

4.3 优化设计流程

在优化迭代中，首先对外形进行 CFD 分析并获得气动参数，之后在优化方法的指导下对设计变量进行修正，依据修正的设计变量重新生成上表面外形，进行局部网格重构后再进行 CFD 计算，如此反复迭代，直到优化目标达到要求，优化设计流程如图 5 所示，

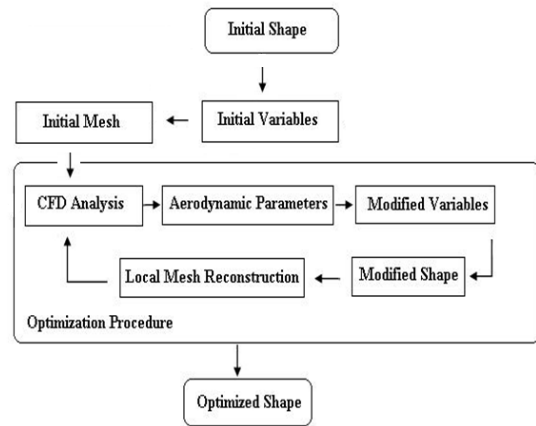


图 5 优化设计流程

5 优化结果

本文的优化目标分为最大升阻比，由 CFD 分析输出结果，在优化过程中，加入了机体容

积作为约束条件，容积限制取为不小于 1.7m^3 ，分别计算了攻角 3、4、5 度三个算例，具体的优化结果如表 2 所示，

表 2 攻角分别为 3、4、5 度下优化结果

		C_d	ΔC_d	C_l	ΔC_l	C_l/C_d	$\Delta C_l/C_d$	Volume
7 variables (3°)	Init	0.0272		0.0808		2.9750		2.1639
	Optm	0.0258	-4.91%	0.0858	6.09%	3.3192	11.57%	1.7003
7 variables (4°)	Init	0.0313		0.0939		2.9960		2.1639
	Optm	0.0303	-3.31%	0.0989	5.32%	3.2635	8.93%	1.7000
7 variables (5°)	Init	0.0361		0.1073		2.9726		2.1639
	Optm	0.0355	-1.74%	0.1114	3.82%	3.1409	5.66%	1.7597

表 2 中， C_l 表示升力系数， C_d 表示阻力系数， C_l/C_d 表示升阻比， Δ 标志表示相应增量。Init 表示初始结果，Optm 表示优化结果。

从上述结果可以看出，本文基于 CFD 分析和 SQP 优化方法建立的优化设计流程有效可靠。经过优化，三个攻角下的升阻比均有较大提升，其中 3 度攻角时，提升最大。并且，随着攻角增大，优化效果变小。这是由于，攻角的增大导致了迎风面占优，背风效果更加明显，上表面作为背风面对于升阻比的影响变小。三个算例的容积都接近了容积下限 1.7m^3 。

下面给出 4 度攻角优化后的流场云图，以及对称面压力系数对比图，如图 6、7 所示，

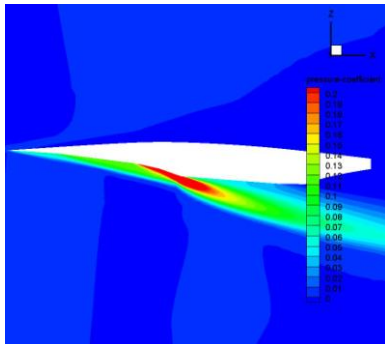


图 6 优化后对称面流场分布图

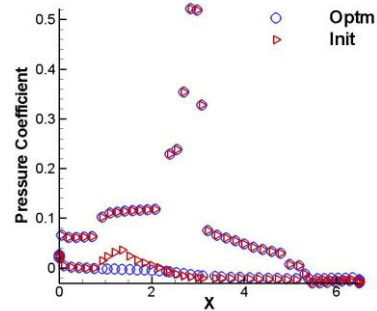


图 7 优化前后对称面压力系数分布对比图

由图 6 可以看出，CFD 分析结果可以较好的捕捉流场各细节。图 7 的结果显示，优化前上表面有高压区存在，优化后飞行器上表面高压区消失。高压区消失使得上表面的压力变小，升力增大，阻力减小，从而升阻比增大。并且，在非优化区域压力系数对应较好，说明了局部网格重构技术的有效性。

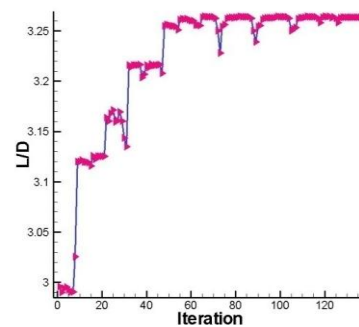


图 8 目标函数（升阻比）随迭代步数变化图

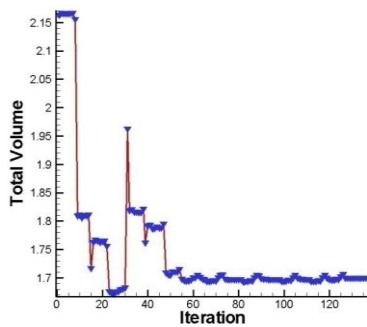


图 9 约束函数（容积）随迭代步数变化图

图 8 及图 9 分别给出了目标函数（升阻比）及约束函数（机体容积）随优化迭代步数的变化曲线。可以看出，升阻比随着优化迭代的进行不断提升，最后达到稳定。容积随迭代进行不断下降，趋于约束。说明整个优化过程稳定可靠。

6 结论

本文应用 SQP 方法，基于 CFD 分析对已有的高超声速飞行器构型进行了上表面增升减阻优化，其中，应用了增量参数化方法及局部网格重构技术，建立了整套优化设计流程。优化结果表明，优化设计流程可靠且有效。但是，本文还是一个初步的结果，更多

的内容，比如优化方法的进一步选择、研究，约束条件的处理等等，都需要进一步的深入研究。希望本文的结果有助于实际设计参考，并感谢国家自然科学基金项目（No. 90916013）的资助。

参考文献

- 1 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究. [博士学位论文]. 国防科学技术, 长沙, 2004
- 2 车竞. 高超声速飞行器乘波布局优化设计研究. [博士学位论文]. 西北工业大学, 西安, 2006
- 3 Kai Cui, Guo-Wei Yang. Shape Optimization for Hypersonic Arc-Wing Missiles. *Journal of Spacecraft and Rockets*. July-August 2010, 47(4):694-700.
- 4 Kevin G. Bowcutt, Geojoe Kuruvila, et al. Advancements in Multidisciplinary Design Optimization Applied to Hypersonic Vehicles to Achieve Closure. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 28 April-1 May 2008, Dayton, Ohio, AIAA 2008-2591.
- 5 Che Jing, Tang Shuo. Research on integrated optimization design of hypersonic cruise vehicle. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12:567-572.
- 6 Atsushi Ueno, Kojiro Suzuki. CFD-based Shape Optimization of Hypersonic Vehicles Considering Transonic Aerodynamic Performance. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 7-10 January 2008, Reno, Nevada, AIAA 2008-288.

Optimization of the upper surface of hypersonic vehicle based on CFD analysis

T.Y. Gao, K. Cui*, S.C. Hu, X.P. Wang, G.W. Yang

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract For the hypersonic vehicle, the aerodynamic performance becomes more intensive. Therefore, it is a significant event to optimize the shape of the hypersonic vehicle to achieve the project demands. It is a key technology to promote the performance of the hypersonic vehicle with the method of shape optimization. Based on the existing vehicle, the optimization to the upper surface of the Simplified hypersonic vehicle was done to obtain a shape which suits the project demand. At the cruising condition, the upper surface was parameterized with the B-Spline curve method. The incremental parametric method and the reconstruction technology of the local mesh were applied here. The whole flow field was been calculated and the aerodynamic performance of the craft were obtained by the CFD technology. Then the vehicle shape was optimized to achieve the maximum lift-drag ratio at attack angle 3° , 4° and 5° . The results will provide the reference for the practical design.

Key words Hypersonic, B-Spline, SQP, CFD