

高超声速飞行器上壁面多目标优化及性能分析¹⁾

高太元^{*†} 崔凯^{*,2)} 胡守超^{*} 王秀平^{*}

^{*}(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

[†](北京机电工程总体设计部, 北京, 100854)

摘要 为分析小攻角巡航条件下吸气式高超声速飞行器上壁面的变化对其气动性能和容积的影响, 以参数化后的飞行器上壁面对称面型线为设计变量, 在飞行马赫数 6.5, 飞行高度 27 km, 飞行攻角为 4° 的条件下, 采用计算流体力学为性能分析工具, Pareto 多目标遗传算法为优化设计方法, 开展了二维条件下的升阻比/容积双目标优化设计. 在此基础上, 选择典型的二维优化结果, 重构成对应的三维构型并进行数值分析, 获得了飞行器气动性能和容积间的相互关系. 结果表明在巡航条件下, 尽管二维/三维条件下飞行器的气动参数数值有较大差别, 但在这 2 种条件下, 飞行器的升阻比和容积间的关系均近似呈线性反比例关系. 同时, 对于三维构型而言, 在给定容积不变的条件下, 通过改变上壁面对称面型线的形状仅能使升阻比获得较小的增量 (约 0.36%). 相比之下, 当给定升阻比基本不变的条件下, 飞行器容积可调空间相对较大, 约为 1.93%. 此外, 计算结果还表明, 在飞行器的容积基本不变情况下, 通过调节上壁面对称面型线, 可使飞行器的俯仰力矩获得 5% 左右的调节空间, 且其升阻比基本不变.

关键词 高超声速, 遗传算法, 机体容积, 升阻比, 计算流体力学

中图分类号: O354.4, V211.24 文献标识码: A DOI: 10.6052/0459-1879-12-227

引言

高超声速飞行器的研制是一项复杂的系统工程. 高超声速流动具有薄激波层、高熵层、强粘性效应及高温流动等特点, 这些复杂的流动现象对飞行器的气动、推进、控制等各种性能均产生极大影响, 同时带来升阻比屏障、高气动热等问题. 在构型设计方面, 目前的主流思想是以乘波体或升力体为主要压缩面、机体/发动机高度一体化的方案, 即机身前体同时充当发动机的预压缩面、机身后体与尾喷管融为一体. 然而, 采用这种方案时, 飞行器各部分间的耦合关系大大增强, 这要求在概念设计阶段就必须综合考虑前述各种因素的影响, 开展相对精确的整机优化设计. 因此, 美国等发达国家在制定高超声速飞行器的相关研究计划时, 均把优化设计列为必须突破的关键技术^[1-2].

Hirschel 等^[3]论述了 4 类高超声速飞行器在设计上的主要挑战, 指出“提高升阻比性能”是非常重要的设计任务之一. 针对高超声速飞行器一体化优化设计, 近些年得到了广泛的研究. 其中, So-

bieczky 等^[4]分析多种乘波体构型, 提出了一种通用的超音速和高超音速构型. Starkey^[5]利用并行遗传算法以及工程估算模型建立了整套针对高超声速飞行器和推进系统的快速气动分析和优化设计的工具箱. Hagenmaier 等^[6]结合计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 分析及实验设计方法对一种概念的超然冲压发动机进行了二维和三维优化设计. 此外, 以美国马里兰大学为代表的许多科研机构对乘波构形及高超声速乘波飞行器进行了深入研究^[7]. Bowcutt 将多学科设计优化 (multi-disciplinary design optimization, MDO) 方法引入到乘波构形的设计和优化过程中, 使乘波体设计方法成为一种真正实用的飞行器设计技术, 并得到了空前的发展. 该工作对高超声速飞行器上壁面的优化设计使得飞行器的航程有了较大的提高^[8]. Sun 等^[9]利用直接模拟蒙特卡洛方法, 研究了考虑稀薄气体环境的乘波体最大升阻比优化. Vivek 等^[10]基于遗传算法和工程模型开展了以最大巡航速度为目标的优化设计. Ueno 等^[11-12]使用 CFD 分析的方法, 基于一种翼身融合体高超声速构型, 在兼顾考虑跨音速段性能的条件下, 针对机体和

2012-08-28 收到第 1 稿, 2012-11-19 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金资助项目 (90916013).

2) 崔凯, 副研究员, 主要研究方向: 飞行器外形优化设计研究. E-mail: kcui@imech.ac.cn

机翼开展了优化设计.

前述的工作均取得了十分有意义的结果,但前述的工作均基于飞行器的概念设计.而对于一个实际吸气式飞行器而言(如美国 X-51A),由于采用高度一体化的构型设计方式,飞行器的整个下壁面同发动机流道完全耦合在一起,飞行器前体的主要功能是为发动机进气道提供合理的流场,保证发动机的稳定工作,尽管这一部分是飞行器产生升力的主要部分,但单独进行气动优化设计可能影响发动机的工作性能.同样,飞行器的后体与发动机尾喷管融合,一般采用单壁扩张喷管(SERN)的设计方式,设计重点主要为提高飞行器的推力、减小转级/巡航态的冷热态俯仰力矩差等,仅从气动性能而言,亦很难与发动机进行解耦设计及优化.相比之下,飞行器的上壁面与发动机相距较远,由于这一部分外形变化导致的流场变化对发动机影响较小,因此可以考虑单独进行优化设计.

基于上述背景,本文针对一种吸气式高超声速飞行器构型,主要考虑气动、容积2种性能,以CFD分析为工具,结合使用二维优化和三维验证分析开展了上壁面中心型线优化设计.首先应用自行提出的基于修正量的外形参数化方法对其上表面中心型线进行参数化,其次以容积和升阻比为目标开展了二维双目标优化设计,最后分析比较了二维/三维情况下的气动性能.

1 一体化构型上壁面多目标优化设计流程

1.1 一体化构型简介

如图1所示,左侧为一种高超声速飞行器构型,该构型参考美国 X-51A 高超声速飞行器设计.前体采用优化乘波体设计,发动机模块采用单模块超燃冲压发动机配置,后体采用单壁膨胀喷管设计.飞行器上壁面由纵向(XZ平面)和横向(YZ平面)两个方向的型线确定.平行于XZ平面的每个截面均为几何相似截面,但其长度和隆起幅度等由飞行器的前缘形状和YZ平面的剖面形状确定.显然,当横向(YZ平面)剖面型线确定后,飞行器上壁面的三维形状由其纵向剖面(即对称面)型线唯一确定.实际的优化设计仅涉及到上壁面,为简化计算分析,在实际优化中采用的是如图1(b)所示的简化外形.该外形与实际外形的差别在于去除了控制面和舵机整流罩等附属部件.

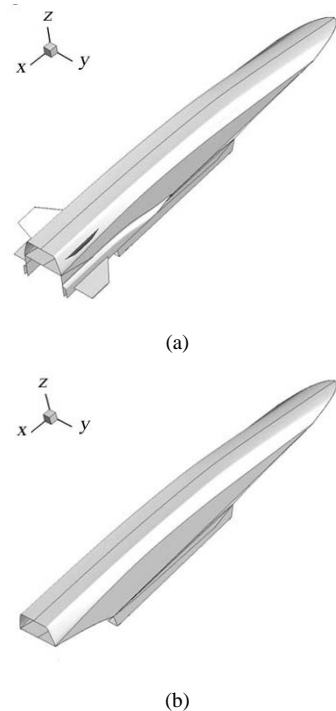


图1 三维飞行器构型(a)及其简化外形图(b)

Fig. 1 Three-dimensional hypersonic vehicle (a) and simplified configuration (b)

1.2 优化设计基本流程

考虑到上壁面平行于XZ平面的每个截面均为相似截面,为简化优化流程,提高优化设计效率,本文的优化设计主要针对二维状态下的对称面型线优化,之后依据获得的优化结果拓展至三维形状.通过比较二维/三维条件下的气动参数来分析和比较二维优化结果在三维条件下的有效性,并获得三维状态下的性能参数.基于这一思路所建立的优化设计流程如图2所示.主要流程为:针对图1(b)所示的简化三维初始外形,首先进行对称面二维型线的提取,对二维型线进行基于增量的参数化设计,提取设计变量;其次,对参数化后的二维构型,一方面进行二维构型的CFD分析,获得气动参数(整机升阻比),另一方面,进行三维构型的延拓,获得其三维状态下的容积参数,依据这2个参数对二维型线进行多目标优化设计.优化设计完成后,选取优化过程中的部分结果,依据其二维型线生成三维构型并进行计算分析和比较.

1.3 优化设计基本流程

本文所采用的参数化方法为自行发展的增量参数化方法.该方法的主要思路为将待参数化的区域分解为原始外形和修正外形2个部分,原始外形即给

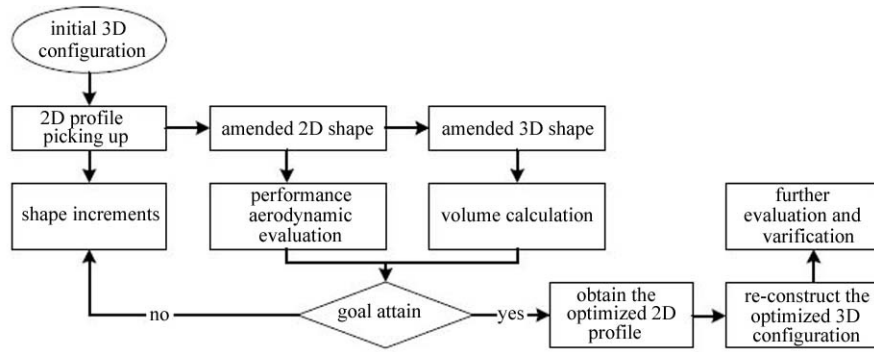


图2 上壁面多目标优化设计流程

Fig. 2 Flowchart of multi-objective optimization for the upper surface

定的初始设计外形,修正外形采用参数化表达,最后将修正外形与原始外形进行叠加获得实际的参数化外形.采用这一方法的主要优势在于:(1)将原始外形与修正外形分离,参数化设计与初始外形无关,因此所使用的参数化方法可以依据飞行器外形的特点灵活给定;(2)通过合理的增量参数化表达,可以采用较为简单的参数化方法,缩减优化设计变量,同时使其具有较好的局部控制特性.对于本文的问题,优化设计主要针对飞行器的上壁面型线,应用这一思想,采用分段三次B样条曲线生成一条增量曲线,通过增量曲线与原上壁面型线叠加,可获得参数化表达的新型线.每段所使用的B样条曲线公式如下

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

式中, $P(t) = (x(t), z(t))$ 为上壁面参数化型线, $P_0 \sim P_3$ 为控制点坐标, $P_i = (x_i, z_i)$. 这里使用5个控制点来表达上壁面型线,如图3所示. P_0 为上壁面前端点, P_4 为上壁面末端点,两个点坐标固定不变,采取中间3个点 (P_1, P_2, P_3) 的 X 坐标 (x_1, x_2, x_3) 与 Z 坐标 (z_1, z_2, z_3) 为6个设计变量.随着6个设计变量的变化,上壁面型线随之改变.当所有设计变量均取为0时,所对应的曲线为原始外形型线.

1.4 性能分析模块

本文采用CFD分析方法获得飞行器的气动力参数.所采用的计算条件为:控制方程为Navier-Stokes方程,采用时间推进法求解定常解.计算模型采用层流模型,以便优化搜索过程中节省计算时间.空间离散采用Roe格式,时间离散采用LU-SGS方法.

计算条件为:飞行马赫数6.5,飞行高度27 km,远场静温223.6 K,远场静压1847.5 Pa,总温2108.7 K;飞行攻角 4° .飞行器的参考长度为5.9 m,参考面积为 1.96 m^2 ,力矩参考点为 $x = 2.45 \text{ m}$ 处.二维构型优化所采用的计算网格为多块结构网格,相邻块之间点对点连接.近壁面首层网格厚度设定为参考长度的 10^{-5} 量级,满足 $Y < 10$.在优化迭代过程中,应用了局部网格重构技术,即依照外形特点,将待优化部分临近区域单独划块,这样每次形状调整时,只需改变与之相关局部块网格(如图4中所示第1块),这样一方面可以减小由网格生成带来的计算时间,另一方面可保证其他网格块一直保持较好的网格质量.

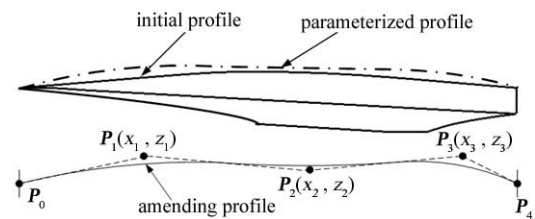


图3 二维构型参数化示意图

Fig. 3 Sketch of parameterization for 2D configuration

在优化过程中,气动性能参数基于二维外形计算,但容积须基于对应的三维外形.基于二维型线变化生成三维修正外形的方法仍基于前述增量参数化方法的思路.即将二维型线的外形修正量依据给定的分布函数(依据实际飞行器外形的特点,本文采用Sigmoid函数)叠加到原外形表面上.图5给出了一个实例,图中左侧为初始外形上壁面的后视图(半),右侧为修正外形上壁面的后视图(半).计算容积时,将机体围成的封闭部分划分为非结构网格,计算所有单元的容积后相加即可获得整个飞行器的容积.

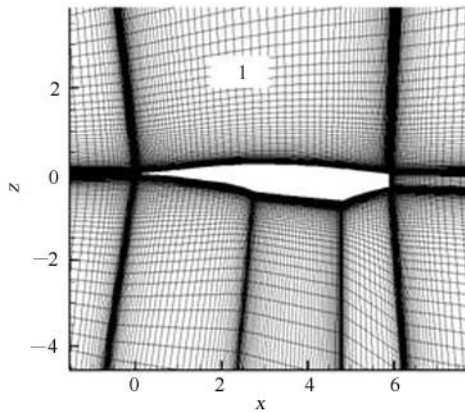


图4 多块计算网格示意图
Fig.4 Multi-block grids for computation

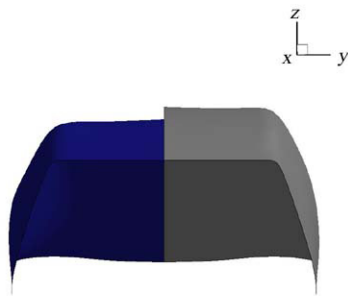


图5 三维构型上壁面修正示意图
Fig.5 Example of 3D shape modification of the upper surface

1.5 Pareto GA 多目标优化设计方法

在本文的优化设计中, 主要考虑飞行器上壁面变化对升阻比和容积的影响. 因此以升阻比最大化和容积最大化同时作为设计目标开展双目标优化设计. 解决多目标优化问题的传统方法主要有目标加权法、层次优化法以及目标规划法等, 这类方法将多目标问题转化为单目标问题求解, 往往只能得到某一特定条件下的最优解. 相比之下, Pareto GA 方法考虑在竞争中采用了小生境 Pareto 概念而不是非支配分类和排序选择^[13]. 利用 Pareto 最优的概念从2个随机挑选的候选个体中挑选出要进行复制的个体, 其中主要用到 Pareto 支配竞争、共享2个算子实现. 这样优化所得的最优解落在整个搜索区域的边界上, 形成 Pareto 前沿. Pareto GA 方法是目前在多目标气动优化设计中应用较为广泛、且效果较好的一种方法^[14-17]. 本文即采用这一优化方法来进行多目标优化设计. 在后续的优化设计中, 所采用的优化参数为, Pareto 因子为0.5, 种群规模为15, 遗传代数为20. 总计算次数为315次.

2 二维双目标优化设计结果

如前所述, 本文的二维优化设计共选择了6个设计变量, 考虑到实际的优化设计问题中, 飞行器的上壁面形状不能改变过大, 这里给定6个设计变量的无量纲化可行域为(取飞行器的长度为参考量): [0.1, 0.4, 0.7, -0.03, -0.03, -0.03]; [0.35, 0.65, 0.95, 0.02, 0.02, 0.06]. 其中, 前3个值为上壁面型线3个控制点的X坐标, 后3个值为其Z坐标. 其中3个X方向坐标调节范围较大, 且相互之间没有重叠区域, 以避免外形出现交错的不合理情况, 3个Z方向的坐标调节范围相对较小, 以避免飞行器的外形出现较大变化.

图6给出了双目标优化所得的整个优化过程搜索得到的升阻比与机体容积关系图. 在图6中, 由点N1至N6所组成的包络线为优化获得的 Pareto 前沿. 从图中可以看出, 优化过程中所有的计算结果均落于2条斜线范围内. 显然, 考虑所有优化过程的计算结果, 可以近似认为在改变飞行器上壁面型线的条件下, 升阻比与容积的相互关系为线性反比关系.

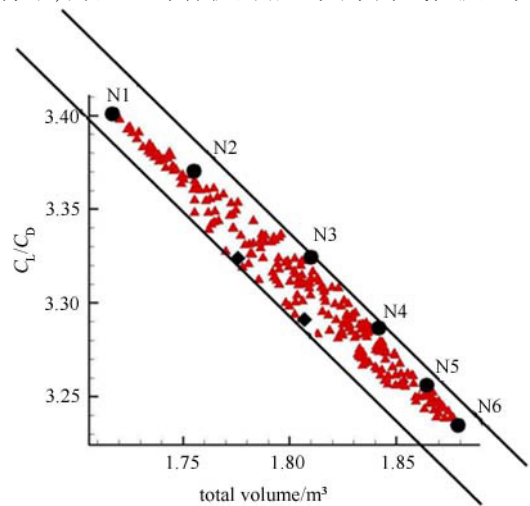


图6 二维优化所得升阻比与机体容积关系曲线

Fig.6 The lift-to drag ratio versus the volume for 2D optimization

图7给出了 Pareto 前沿线上N1~N6共6个上壁面型线的示意图(为显示清晰, 在Z方向上进行了比例增加), 可以看出, 对应于不同的容积, 上壁面型线向上拓展, 但其形状有较大差别. 图8给出了整个优化过程中搜索计算得到的升阻比和容积2个目标函数的分布图, 可以看出2个目标函数的分布, 均广泛分布于一个较大的搜索区域, 即说明本文选取的优化方法在整个可行域内进行了大范围的搜索. 也就是说, 图6所示升阻比与机体容积之间的反比关系不是因为搜索区域的问题导致, 而是2个目标函数之间关系的真实反映.

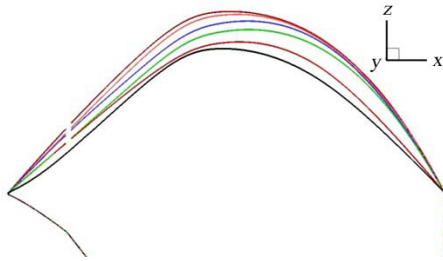
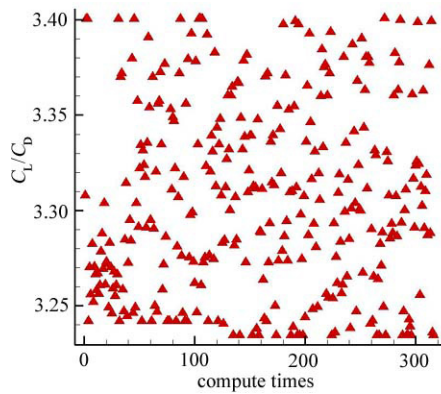
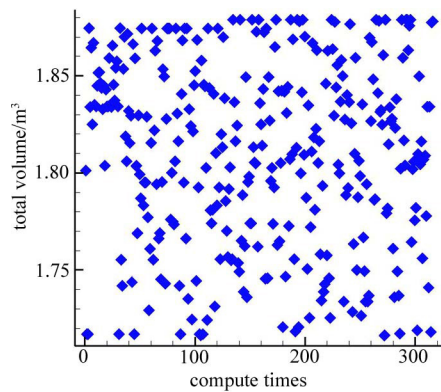


图7 Pareto 前沿 (N1 ~ N6) 对应的上壁面型线图

Fig. 7 Symmetrical profiles of upper surface in pareto frontier (N1 ~ N6)



(a)



(b)

图8 优化搜索过程升阻比和机体容积分布

Fig. 8 Lift-to-drag ratio and volume distribution in optimization iteration

在图6给出的二维优化结果中，从中选择若干关键点来进行进一步的分析。除前述选定的 Pareto 前沿上的 6 个点 (N1 ~ N6) 外，还选择了 2 个点 (N7 和 N8)。这 2 个点与 Pareto 前沿中间位置的 N3 相对应，点 N7 选择为与点 N3 在升阻比大约相等时，机体容积的最大变化点，点 N8 为与点 N3 在机体容积大约相等时，升阻比的最大变化点。选择这 2 个点的目的是为考察在给定的变量可行域内 2 个目标函数之一确定不变时，另一个目标的最大可调范围。

表1给出了上述 8 个点的机体容积和升阻比数据。

表 1 二维构型优化设计关键点的升阻比/容积

Table 1 Lift-to-drag ratio and volume of 8 key points in 2D optimization

Number	Total volume/m ³	C _L /C _D
N1	1.716 9	3.400 7
N2	1.755 1	3.370 2
N3	1.809 9	3.324 5
N4	1.841 8	3.286 5
N5	1.864 4	3.256 1
N6	1.879	3.234 7
N7	1.775 7	3.323 6
N8	1.806 9	3.291

从表 1 的数据可以看出，整个优化过程中，机体容积的变化范围从 1.716 9 m³ 到 1.879 0 m³。即在给定的可行域范围内，机体容积的最大变化程度为 9.44%；飞行器升阻比的变化范围从 3.400 7 到 3.234 7。即在给定的可行域范围内，升阻比的最大变化程度为 5.13%。同时，对比 N7 与 N3 的数据，可以发现，给定点 N3 与 N7 的升阻比基本相等条件下（考虑到遗传算法随机搜索的性质，难以找到完全相等的设计点），而两点的机体容积分别为 1.775 7 m³ 和 1.809 9 m³。即在限定升阻比不变的情况下，机体容积最大有约 1.93% 的变化空间；同样地，对比点 N8 与 N3 的数据，可以看出机体容积基本相等，升阻比分别为 3.291 0 和 3.324 5 即在限定机体容积大小的情况下，对于上壁面的优化最多可以使飞行器的升阻比提升 1%。

3 三维构型验证分析

基于前述二维优化设计结果可知，飞行器上壁面型线的修改将同时对容积和升阻比产生影响，且由于上壁面处在背风面，其对升阻比的影响相对较小，而对机体容积的影响相对较大。同时，机体容积与升阻比之间存在近似线性反比关系。然而，在三维条件下，这个规律是否仍然正确尚有待考察。针对这一问题，选取前述 N1 至 N8 共 8 个外形，依据所获得的对称面形线重构生成三维外形并对其进行数值计算和分析。由二维型线生成三维构型的过程在前述计算机容积时已有介绍，此处不再赘述。

三维构型的 CFD 分析条件与二维构型相同，不同的是，这里使用了非结构网格进行空间离散。空间离散网格的局部放大显示如图 9 所示。一个 CFD 分

析所得物面及对称面压力分布实例如图 10 所示, 该图表明数值模型与网格可以较好地计算得到三维高超构型的流场。

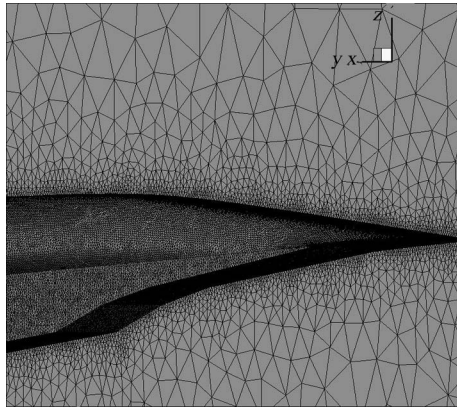


图 9 三维构型 CFD 计算网格

Fig. 9 Unstructured grids for 3D CFD analysis

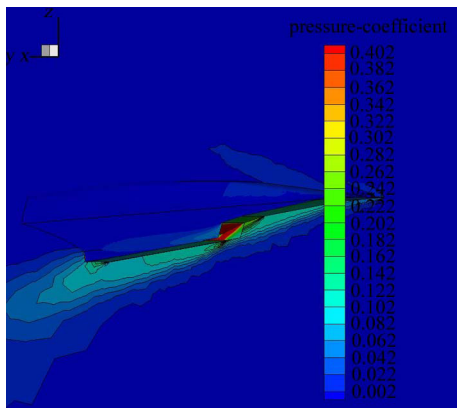


图 10 三维构型 CFD 分析所得压力分布图

Fig. 10 Pressure contour of 3D CFD analysis

图 11 给出了 Pareto 前沿上 2 个端点构型 N1 和 N6 的对称面压力系数分布云图比较, 图 12 给出了这 2 个构型在流向 $X/L = 0.34$ 截面上压力系数分布云图比较. 从这 2 个图可以看出, 由于飞行器自身的设计特点, 同时通过合理的选择参数化方法, 飞行器上壁面的形状改变直接导致飞行器上表面附近流场的改变, 而整个飞行器下表面几乎没有影响. 这说明这对这样一类飞行器, 飞行器上下表面耦合关系较弱, 单独对上表面进行优化设计是合理的. 同时可以看出, 在机体前部, 由于 N6 构型的上壁面有了法向上的增容, 使得其上壁面压力系数增大.

表 2 给出了图 6 所示的 8 个点对应的三维构型的气动参数. 分别给出了三维构型的机体容积、二维构型的升阻比、三维构型的升阻比、三维构型的

俯仰力矩以及三维构型的纵向压心位置. 其中, 俯仰力矩是在统一的坐标系下计算所得. 对于压力中心, 首先选取了机体对称面的中心轴线 $Z = -0.06343X$, 在这条线上寻找压力中心, 使得俯仰力矩为 0.

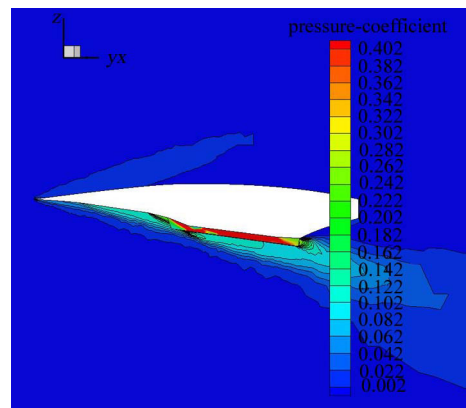
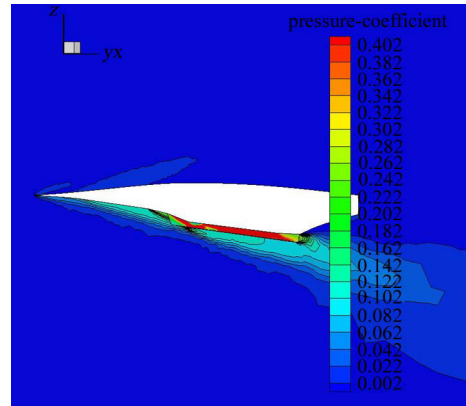


图 11 构型 N1 与 N6 对称面压力系数分布图

Fig. 11 Comparison of pressure contour in symmetrical plane between N1 and N6

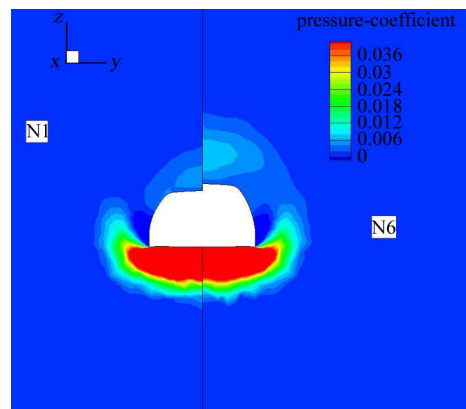


图 12 $X/L = 0.34$ 截面处三维构型 N1 和 N6 的压力系数分布图

Fig. 12 Comparison of pressure contour in cross plane ($X/L=0.34$) between N1 and N6

表 2 三维构型计算结果
Table 2 Computational results for 3D configurations

Number	Total volume/m ³	C _L /C _D -2D	C _L /C _D -3D	C _M	Pressure center/m
N1	1.7169	3.4007	3.0786	0.0425	2.4966
N2	1.7551	3.3702	3.0647	0.0413	2.5099
N3	1.8099	3.3245	3.0306	0.0404	2.5183
N4	1.8418	3.2865	3.0118	0.0390	2.5334
N5	1.8644	3.2561	2.9950	0.0380	2.5444
N6	1.8790	3.2347	2.9804	0.0372	2.5540
N7	1.7757	3.3236	3.0417	0.0396	2.5291
N8	1.8069	3.2910	3.0195	0.0386	2.5401

由表 2 的数据可以看出, 6 个 Pareto 前沿点上随机体容积不断增大, 其二维构型的升阻比随之减小, 与此同时, 拓展后的三维构型升阻比同样减小. 6 个构型的机体容积从 1.7169 m³ 增大到 1.8790 m³, 增加了 9.44%, 但是其二维构型的升阻比从 3.4007 减小到 3.2347, 下降了 5.13%, 而其三维构型的升阻比从 3.0735 减小到 2.9820, 仅改变约 3%. 可见针对上壁面的型线的优化设计, 对机体容积有较大的影响, 但是飞行器的升阻比变化范围较小, 尤其是三维构型的升阻比. 同样, 对比 N7 与 N3 的结果, 在升阻比同等的情况下, 机体容积有 1.93% 的提升空间. 而对比 N8 与 N3 的结果, 在机体容积同等的情况下, 二维构型升阻比有 1.01% 的提升空间, 三维构型的升阻比仅有 0.36% 的提升空间. 对二维构型的优化结果, 在拓展至三维后, 由于三维效应的影响, 变化幅度相应减小.

图 13 给出了构型 N1 ~ N8 的升阻比与机体容积关系对比图, 可以发现, 二维构型和三维构型下, 通过优化所得的 6 个前沿构型, 其升阻比与机体容积均近似呈线性反比关系, 升阻比与机体容积相互制约. 并且, 三维构型升阻比随机体容积的变化更为平缓, 说明在三维构型下, 一定机体容积范围内, 升阻比可调范围相对较小. 对比构型 N7 和 N8 的结果, 可以发现, 固定容积的情况下, 选择最大升阻比作为优化目标, 优化空间较小, 尤其是三维构型的升阻比. 而给定升阻比约束, 选择最大机体容积为优化目标, 优化空间相对较大.

图 14 给出了构型 N1 ~ N8 的俯仰力矩系数与机体容积的关系. 可以看出, 构型 N1 到 N6, 机体容积增大, 升阻比减小的同时, 其俯仰力矩同样在减小. 三维构型的俯仰力矩系数减小了 13.15%, 大于机体容积 9.44% 的增量, 远大于三维构型升阻比 2.98% 的减

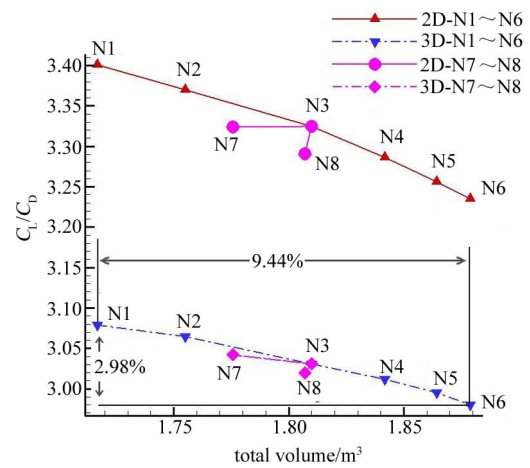


图 13 构型 N1 ~ N8 的升阻比与机体容积关系对比图
Fig. 13 Lift-to-drag ratio versus volume for configurations from N1 to N8

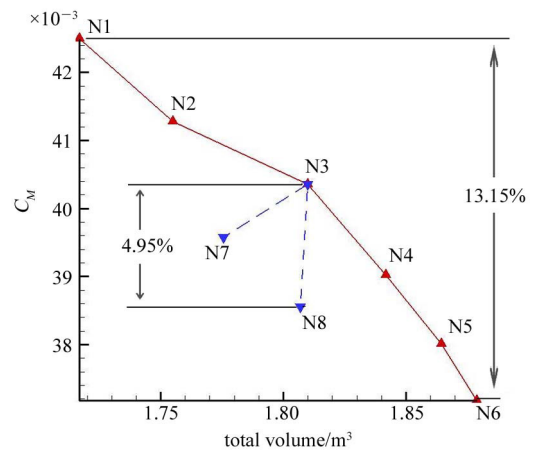


图 14 构型 N1 ~ N8 的俯仰力矩与机体容积的关系

Fig. 14 Pitch moment versus volume for configurations from N1 to N8
量. 图 15 给出了 N1 ~ N6 共 6 个 Pareto 前沿上的构型的上壁面压力分布比较, 从图中可知, 尽管飞行器上壁面形状的调整对其升阻比影响相对较小, 但压力分布差别较大, 这是导致其俯仰力矩系数呈现较大差别

的原因. 并且对比 N7 和 N8 的结果, 不管是机体容积同等还是升阻比同等, 其俯仰力矩系数均有变化. 可以看出, 随着机体容积增大, 飞行器的俯仰力矩系数下降较快, 同样呈线性下降. 从 N7 和 N8 的结果也可以看出, 在固定升阻比和机体容积的情况下, 飞行器的俯仰力矩系数同样有较大变化.

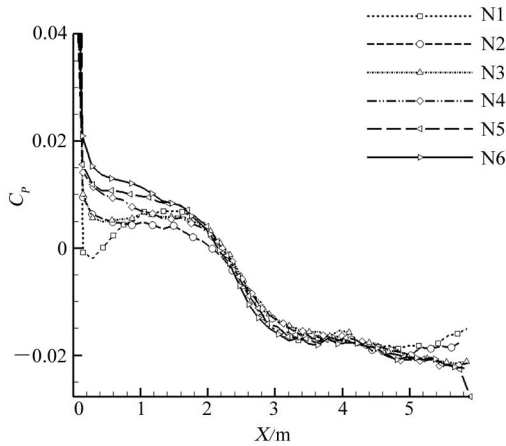


图 15 N1 ~ N6 共 6 个设计点上壁面型线压力系数分布图
Fig. 15 Pressure coefficient distribution of the upper surface in symmetrical plane (N1 ~ N6)

对比三维构型机体容积、升阻比、与俯仰力矩的变化, 可以发现, 三维高超声速飞行器构型在升阻比较小的变化范围内, 机体容积和飞行器俯仰力矩都有较大的调整空间. 即针对飞行器上壁面的优化, 在升阻比基本不变的情况下, 选择对机体容积和俯仰力矩作为优化目标可获得相对较好的结果.

图 16 给出了 8 个构型的压力中心与机体容积关系曲线, 从 N1 到 N6, 机体容积不断增大, 升阻比减小, 俯仰力矩系数减小, 压力中心会逐步靠近几何中心. 同样, 同等容积和同等升阻比的情况下, 压力中心都会变化, 但变化范围较小, 说明实际设计过程中, 对上壁面进行法向的变形设计, 不会对纵向压心位置造成较大的改变. 固定机体容积和升阻比的情况下, 纵向压心位置变化较小, 且其变化与俯仰力矩系数的变化呈相反态势.

4 结 论

本文基于吸气式高超声速飞行器的特点, 选取飞行器上壁面对称面型线作为设计变量, 以数值分析和优化设计作为工具, 结合二维构型优化和三维构型分析, 计算比较了飞行器上壁面外形改变对其气动性能和容积的影响, 进而获得了相应的初步规律. 首先, 通过二维构型和对应的三维构型计算结果

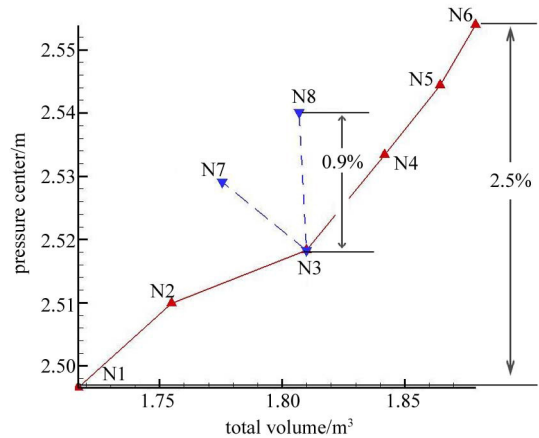


图 16 构型 N1 ~ N8 的纵向压心与机体容积的关系

Fig. 16 Pressure center versus volume for configurations from N1 to N8

对比分析, 可知对于此类构型而言, 二维和三维计算结果具有一定的可比性, 且定性规律一致. 机体容积和飞行器的升阻比的对应关系均近似成线性反比关系. 其次, 由于飞行器上壁面处于背风面, 因此其外型的调节对飞行器的升阻比影响小于对其容积的影响. 此外, 尽管上壁面外形的修改对飞行器的升阻比影响较小, 但由于外形的变化导致压力分布变化, 使飞行器的俯仰力矩具有较大的调整空间. 因此, 实际的优化设计应依据实际需求合理的选择目标函数, 依据本文的结果, 将容积和俯仰力矩作为目标可获得更好的效果.

本文的工作目前仅考虑飞行器上壁面对称面型线的变化, 而横向剖面型线保持不动. 因此在给定的设计空间范围内, 无论上壁面的形状做如何调整, 飞行器的俯视图投影面积及迎流投影面积均保持不变. 若横向剖面型线进行修改, 将直接影响到飞行器的投影面积, 其对飞行器气动性能和容积的影响也应更大. 但针对横向剖面型线进行优化时, 将无法基于二维构型开展. 在进一步的工作中, 将考虑引入响应面法来缩减计算量, 此项工作正在进行中. 此外, 本文的优化设计仅涉及小攻角飞行状态下的吸气式高超声速飞行器, 对于其他类型的飞行器, 如翼身融合体布局、乘波布局等, 及在大攻角飞行条件下是否存在同样的规律也将是一个值得研究的问题.

参 考 文 献

- 1 McClinton CR, Rausch VL, Shaw RJ, et al. Hyper-X: Foundation for future hypersonic launch vehicles. *Acta Astronautica*, 2005, 57: 614-622
- 2 Joseph MH, James SM, Richard CM. The X-51A scramjet engine flight demonstration program. *AIAA Paper 2008-2540*, 2008

- 3 Hirschel EH, Weiland C. Design of hypersonic flight vehicles- some lessons from the past and future challenges. *CEAS Space Journal*, 2011, 1: 3-22
- 4 Sobieczky H, Stroeve JC. Generic supersonic and hypersonic configurations. AIAA Paper 91-3301, 1991
- 5 Starkey RP, Lewis MJ. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(4): 510-519
- 6 Hagenmaier MA, Davis DL. Scramjet component optimization using CFD and design of experiments. AIAA Paper 2002-0544, 2002
- 7 Lewis MJ. A hypersonic propulsion airframe integration overview. AIAA Paper 2003-4405, 2003
- 8 Kevin GB, GeoJoe K, Thomas AG. Advancements in multidisciplinary design optimization applied to hypersonic vehicles to achieve closure. AIAA Paper 2008-2591, 2008
- 9 Sun Q, Fan J, Jiang JZ, et al. Configuration optimization of hypersonic vehicles under transitional flow conditions. AIAA Paper 2009-7229, 2009
- 10 Vivek A, Roy JH. Optimization of air-breathing hypersonic aircraft design for maximum cruise speeds using genetic algorithms. AIAA Paper 2009-7323, 2009
- 11 Ueno A, Suzuki K. CFD-based shape optimization of hypersonic vehicles considering transonic aerodynamic performance. AIAA Paper 2008-288, 2008
- 12 Ueno A, Taguchi H, Suzuki K. Aerodynamic shape optimization of hypersonic airliners considering multi-design-point. In: Proc. of, 27th congress of international council of the aeronautical sciences, Nice, France. Paper ICAS 2010-2.8.3, 2010
- 13 Horn J, Nafpliotis N, Goldberg DE, et al. A niched Pareto genetic algorithm for multi-objective optimization. In: Michalewicz Z, ed. Proceedings of the first IEEE conference on evolutionary computation. New Jersey, IEEE Service Center, Piscataway, 1994, 1: 82-87
- 14 Che J, Tang S. Research on integrated optimization design of hypersonic cruise vehicle. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12: 567-572
- 15 Cai XJ, Wu F. Multiobjective fault detection and isolation for flexible air-breathing hypersonic vehicle. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2011, 22(1): 52-62
- 16 Kristian A. Geometry based design automation applied to aircraft modeling and optimization. [PhD Thesis]. Linköping: Linköping University, 2012
- 17 Ahmed MYM, Qin N. Recent advances in the aerothermodynamics of spiked hypersonic vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, 47: 425-449

(责任编辑: 刘希国)

MULTI-OBJECTIVE OPTIMIZATION AND AERODYNAMIC PERFORMANCE ANALYSIS OF THE UPPER SURFACE FOR HYPERSONIC VEHICLES¹⁾

Gao Taiyuan^{*,†} Cui Kai^{*,2)} Hu Shouchao^{*} Wang Xiuping^{*}

^{*}(State Key Lab of High-temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

[†](The System Design Institute of Electro-Mechanic Engineering, Beijing 100854, China)

Abstract To aim at analyzing the variation of the aerodynamic performance as well as the volume of hypersonic vehicles caused by the modification of the upper surface, a two-dimensional multi-objective optimization study is carried out by considering the design condition of flight Mach number 6.5, flight altitude 27 km, and 4° flight angle of attack. The CFD-embedded pareto genetic algorithm is used as the optimization driver. On the basis of 2D optimization results, several typical 3D configurations are generated, and a primary relationship between the aerodynamic performance and the volume is obtained by numerical simulation. The results show that the lift-to-drag ratio is approximately linear inverse proportion to the volume for both two-dimensional and three-dimensional configurations, though there are significant differences between the 2D and 3D aerodynamic coefficient values. Moreover, the lift-to-drag ratio can only gain a little increment (about 0.36%) by adjusting the symmetrical profile shape of the upper surface when the volume is a constant, while the volume has a relatively large adjustable range (about 1.93%) under the condition of fixing the lift-to-drag ratio. Besides, the numerical results also demonstrate that the adjustment range of the pitch moment of the vehicle is about 5% by modifying the shape of the upper surface when the lift-to-drag ratio and the volume are all fixed simultaneously.

Key words hypersonic, Pareto genetic algorithm, volume, lift-to drag ratio, computational fluid dynamics

Received 28 August 2012, revised 19 November 2012.

1) The project was supported by the National Natural Science Foundation of China (90916013)

2) Cui Kai, associate professor, research interest: shape optimization of various flight vehicles. E-mail: kcui@imech.ac.cn