文章编号:1001-2486(2007)06-0010-04

高超声速飞行器前体外形设计与气动特性分析*

李晓宇,潘 沙,李 桦,丁国昊
(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:利用数值计算开展了高超声速飞行器前体气动特性的考察,重点研究了三维效应对于前体流场及预压缩性能的影响,提出了抑制三维侧缘溢流影响、改善三维前体气动性能的前体侧缘设计思想,考察了侧缘外形的容积效率,提出了有效容积效率的概念和评估方法,对于不同侧缘形式的前体构型进行了气动特性的考察,给出了不同前体构型气动特征的变化规律。

关键词:高超声速飞行器;乘波构型;升阻比;容积效率
中图分类号:V221.3 **文献标识码**:A

Shape Design and Analysis of Hypersonic Forebody Side Edges

LI Xiao-yu, PAN Sha, LI Hua, DING Guo-hao
(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aerodynamic characteristics of fore-bodies deduced simply from 2D configurations were studied. To restrain the compressed flow from spilling at side edges of forebodies, shaped waverider was added to the fore-body sides and features of the new fore-body as waverider were proven by CFD analysis. More discussion about volume efficiency of the new shape was made and a concept as usable volume efficiency was presented. Different shapes side edges were designed, usable volume efficiency of each shape was discussed together with aerodynamic characteristics.

Key words: hypersonic vehicle; waverider; lift to drag ratio; volume efficiency

采用吸气式超燃冲压发动机的高超声速飞行器具有飞行速度快、任务灵活性强和可重复使用等优点,成为航空航天领域的研究热点。吸气式超燃冲压发动机对于流场的要求转化为对于流道的要求,成为高超声速飞行器一体化特征的基本约束条件。在面向吸气式超燃冲压推进系统开展的机体/推进系统一体化设计研究中,已经开展了大量的二维前体/进气道一体化的研究工作,这些二维研究的成果在推广至三维情况时,其气动特征势必会发生变化,从而对机体/推进系统一体化产生不可忽略的影响。

对于高超声速飞行器的前体设计,比较受关注的方式是将前体设计为乘波构形[1-2],在高超声速流动中将激波完全封闭于前体下表面,在为进气道提供均匀流动的同时,又能保证压缩后的气流不会溢流,从而使外形的升阻比能够得到较大的提高。理论上可以基于不同的基本流场设计出与推进系统特别是进气道形状相匹配的乘波构形[3-5],但是设计出的乘波构形型面一般为曲面,因此追求严格意义上的乘波构形会给飞行器参数化设计及模型加工带来困难,对工程设计与分析产生不利影响。

本文首先考察了简单的三维前体构型气动特征的变化及其带来的影响,借鉴乘波构形的特征,开展了三维前体的设计与分析工作,并从有效容积效率的角度出发,进行了不同的前体侧缘设计和讨论。

1 高超声速飞行器前体设计及其三维气动特征

从吸气式超燃冲压发动机设计流道出发,二维情况下,理想设计目标是前体多级预压缩面产生的斜激波交汇于进气道唇口处,从而保证一定的流量捕获率(图1)。将此基本流道横向扩展,就可以获得发动机下腹式布局飞行器基本构型。

* 收稿日期:2007-06-15
基金项目:国家部委基金资助项目
作者简介:李晓宇(1977—),男,博士生。

在已经开展的大量研究工作中,对于气动外形的二维研究工作为飞行器前体、进气道至推进系统的主要流道设计提供了重要的依据。二维条件下外形的控制参数较少,气动分析的计算量也比较有限,比较利于初步设计分析以及优化工作的开展。但是二维外形研究的结论存在很大的局限性,与实用的要求存在较大的差异,而面向高超声速飞行器的设计工作应该能够真实反映飞行器的整体气动特性,因此在构型设计的工作中,需要对三维外形的气动特征加以讨论。

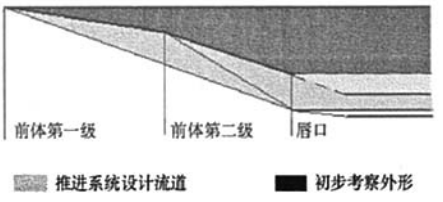


图 1 初步考察外形

Fig.1 2D configuration of a hypersonic vehicle fore-body

首先讨论由二维构型简单推演出的三维构型,主要目的是研究三维效应对流场的影响,验证前体下表面特别是设计进气道唇口位置的流场是否与设计要求相符合。从前体与进气道一体化设计的需要出发,要考察三维效应对进气道处的流场特征的影响,首先初步考察了不同宽度的外形前体流场特征,外形采用折转角为 7°、6°组合的前体预压缩,两个外形宽度比为 1:2,以下分别称为 Shape2d 和 Shape2d2。

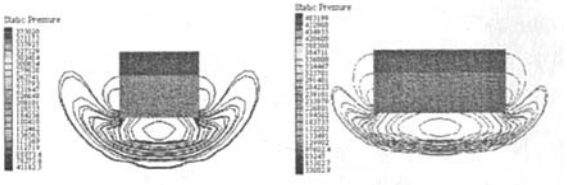


图 2 初步考察外形进气道入口处流场压力等值线

Fig.2 Pressure distribution at inlet section of fore-body without side edges

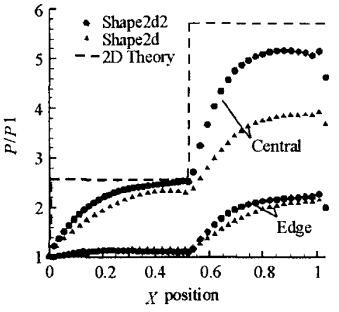


图 3 初步考察外形前体下表面中心线与侧缘压力曲线与二维理论结果比较

Fig.3 Pressure distribution at the center lines and edges of compression surfaces of fore-body

采用 Fluent 软件作为数值计算工具对外形流场进行了计算。图 2 为不同前体外形在设计进气道入口位置的流场压力等值线。通过数值计算,可以发现前体下表面压缩明显小于二维计算结果(图 3),表明前体下表面有三维卸压效应[6]。主要原因是压缩气流从下表面两侧溢流,而随着宽度的增加,前体下表面纵轴线上的压缩逐渐趋近于二维理论预测的结论,这是由于两侧溢流卸压效应对于中心影响逐渐减小。可以发现,由于溢流的存在,简单的由二维外形发展出来的三维构型其前体下表面流场不均匀,不能满足吸气式推进系统的运行要求。理论上可以增大飞行器宽度以创造出足够大范围的局部均匀流场,但是这样就在很大程度上浪费了前体预压缩的效果,而且更重要的是其所产生的阻力将是巨大的,得不偿失,因此有必要对飞行器的侧缘加以设计,为推进系统创造良好的入口气流条件。

3 三维前体侧缘设计及气动特性分析

基于以上的讨论,将进一步工作的焦点集中于前体侧缘的设计上。设计侧缘的主要出发点是借鉴乘波构型的设计思想。最简单的乘波构型是诺威勒提出的基于二维楔形流场的"Λ"形乘波构型[1]。采用"Λ"形乘波构型与楔形前体组合可以获得具有完全乘波特征的飞行器前体[7-8]。在来流马赫数和前体压缩角一定的情况下,侧缘的基本几何尺度由前体长度 L_f 和侧缘折转角 θ_t 确定。

$$\begin{cases} H_e = L_f \tan\beta \\ W_e = H_e / \tan\theta_t \end{cases} \tag{1}$$

其中,β 为激波角,由来流马赫数 M_∞ 和前体压缩角 θ_f 通过二维斜激波关系近似确定,此处前体压缩角采用前体第一级折转角,从而保证前体激波能够较好地在侧缘处封闭;H_e 为侧缘高度,W_e 为侧缘宽度,参数定义及相应的乘波前体外形如图 4 所示。



图4 基于"Λ"形乘波构型侧缘的前体外形及其参数定义

Fig.4 Shape of fore-body with "Λ" shaped waverider side edges

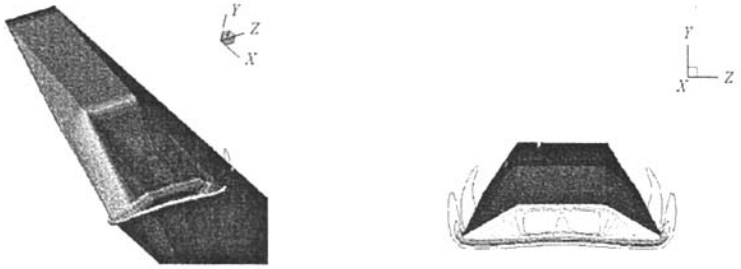


图5 具有"Λ"形乘波侧缘的前体流场压力等值线

Fig.5 Pressure distribution of fore-body with "Λ" shaped side edges

图5展示了采用数值计算获得的该前体流场压力等值线,可以看出,实际流场与设计时的预想是一致的,采用"Λ"形乘波侧缘能够实现前体完全乘波,而且进气道处的流场十分均匀。但是高超声速飞行器一体化的特征要求机体不仅能够满足气动特征的指标,还必须具有一定的容积效率,容积效率可定义为[9]:

$$R = \frac{V^{2/3}}{S_p} \tag{2}$$

其中,V 为容积,S_p 为参考面积,对乘波构型一般取为外形投影面积。而从工程应用的角度出发,必须考虑外形能提供的可用容积即有效容积。有效容积受外形形状的影响,可用图6解释。如图6所示,简化的侧缘外形Edge1和Edge2具有相同长度和横截面面积,其容积均为 $V = \frac{1}{6} L_f H_f W_e$,在水平方向的投影面积为 $S_p = \frac{1}{2} L_f W_e$,因此根据式(2)计算出这两个侧缘外形的容积效率是相等的。但是从图中两个侧缘的形状判断,从内部系统布局和安置的角度来考察,Edge1侧缘的容积有效利用难度要明显小于Edge2。

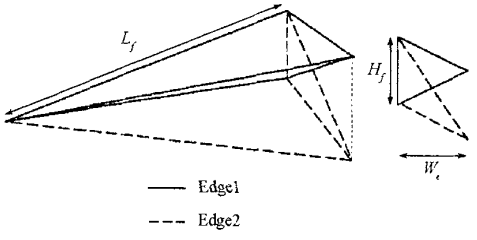


图6 外形形状对有效容积的影响

Fig.6 Comparison of efficient volume of different shape

本文在衡量所考察的尖楔形侧缘外形容积效率时,采用侧缘的侧面积即侧缘湿润面积 S_w 代替投影面积 S_p,定义第二容积效率为:

$$R_2 = V^{2/3} / S_w \tag{3}$$

在式(2)计算出的容积效率相等的条件下,参考式(3)定义的第二容积效率,可以进一步评估由于外形形状影响造成的工程应用中对容积加以有效利用的难度,从而使对设计外形的评价更加符合工程应用的实际。

在保证侧缘宽度 W_s 不变的条件下,通过调节侧缘折转角,获得了不同的侧缘外形,可对其气动特征加以讨论。以侧缘折转角 $\theta_t = 0°$、30°设计侧缘,对应前体外形分别称为Shape1和Shape2,Shape3对应外形侧缘迎风面与中心流道一体化为一平面,Shape4为具有"Λ"形乘波侧缘的前体。依据以上有效容积系数的定义,通过计算可知这些侧缘外形具有相等的容积效率 R,而Shape2具有较佳的第二容积效率,Shape4的第二容积效率最低。

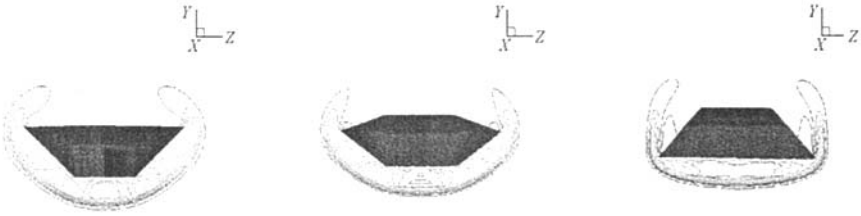


图 7 不同侧缘的前体外形在进气道入口处的压力分布

Fig.7 Pressure distribution of fore-body with different side edges

从图 7 所示的进气道入口处流场等值线可以看出,随着侧缘折转角增大,前体侧缘抑制溢流和改善进气道处的流场均匀程度的效果也随之增强。通过对不同前体气动力变化的考察(图 8)可以发现,随着前体乘波特征的改善,前体阻力和升力也随之增大,而升阻比的综合效益却并不明显。对于采用吸气式推进系统的高超声速飞行器,阻力的增大对推进系统的性能将提出更高的要求,因此,侧缘形式需要和流场品质、气动特性、容积效率及对飞行器整体性能影响一起进行综合权衡,这也是在高超声速飞行器一体化设计要求下的一个重要问题。

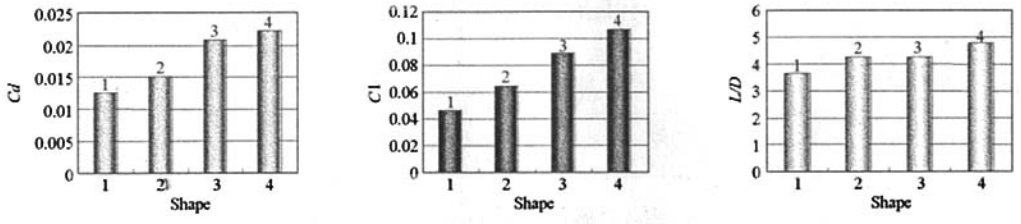


图 8 不同前体形状的气动力和升阻比对比

Fig.8 Lift, drag and lift to drag ratio of different fore-bodies

4 结 论

(1)由于有侧缘溢流的存在,高超声速飞行器前体下表面流场并不均匀,单纯的由二维构型发展出的三维外形存在明显的三维卸压效应,因此三维前体设计必须在二维设计思想和结论下进行一定的修正;

(2)基于乘波构型特征进行的侧缘设计可以抑制侧缘溢流对前体下表面流场的影响,从而保证进气道入口处的流场品质;

(3)考虑侧缘外形形状对容积有效利用率的影响,采用侧缘侧面积定义侧缘第二容积效率作为参考值可以有效评估侧缘外形的工程实用性;

(4)不同的侧缘设计,其气动力的变化和容积效率的改变会对飞行器一体化构型整体性能产生不好的影响,因此外形设计需要和流场品质、气动特性、容积效率及对飞行器整体性能一起进行综合权衡。

参 考 文 献:

[1] Nonweiller T R F. Aerodynamic Problems of Manned Space Vehicle[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959(1).

[2] 赵桂林,胡亮,闻洁,等.乘波构型和乘波飞行器研究综述[J]. 力学进展,2003,33(3).

[3] Rasmussen M L. Waverider Configurations Derived from Inclined Circular and Elliptic Cones[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980,17(6): 537 - 545.

[4] Rasmussen M L, Jischke M C. Optimization of Waverider Configurations Generated from Axisymmetric Conical Flows[R]. AIAA - 82 - 1299, 1982.

[5] O'Neill M K L, Lewis M J. Optimized Scramjet Integration on a Waveriders[R]. Journal of Aircraft, 1992,29(6).

[6] Newberry C F, Dresser H S, Byerly J W, et al. The Evaluation of Forebody Compression at Hypersonic Mach Number[J]. AIAA - 88 - 0479, 1988.

[7] 李跃军,阎超. 组合前缘乘波体预压缩性能计算研究[J]. 宇航学报,2005,26(6).

[8] Lindsay H, Ferguson F. The Construction of Integrated Hypersonic Vehicles from 2D Flow Fields[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2006 - 5186, 2006.

[9] Starkey R P, Lewis M J. Simple Analytical Model for Parametric Studies of Hypersonic Waveriders [J]. Journal of Aircraft and Rockets, 1999, 36(4).