

进口轴向和水平投影同时可控的内收缩进气道设计

李永洲^{1,2}, 孙迪², 张堃元³, 郭世亮²

- (1. 中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所, 西安 710100;
2. 中国航天科技集团有限公司 航天系统发展研究中心, 北京 100094;
3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了满足两侧进气布局高超声速飞行器乘波前体与进气道一体化设计要求,基于特征线法和流线追踪技术提出了一种进口轴向投影和水平投影同时可控的内收缩进气道设计方法。采用该方法设计了进口轴向投影和水平投影均为超椭圆的内收缩进气道并在设计点(马赫数为 6.0)对其进行数值仿真验证。结果表明:进气道进口轴向投影和水平投影均符合预期设计。进气道能保持基准流场的波系结构和沿程压力分布,无黏时可以全捕获来流,喉道截面性能与基准流场基本相等。有黏时,进气道也具有较高的压缩效率,流量系数和出口总压恢复系数分别为 0.96 和 0.56。因此,上述设计方法可行有效。

关 键 词: 内收缩进气道; 反设计; 投影形状; 流线追踪; 特征线法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design of inward turning inlet with simultaneous control of intake axial and horizontal projections

LI Yongzhou^{1,2}, SUN Di², ZHANG Kunyuan³, GUO Shiliang²

- (1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China;
2. Aerospace System Development Research Center,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China;
3. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the rotational method of characteristics and streamline tracing technique, the design method was developed for inward turning inlet with control of the axial and horizontal projections of intake, so as to meet the integrated design requirements of hypersonic vehicle waverider forebody and inlet with both sides intake layout. The inward turning inlet was designed utilizing this design method for the axial and horizontal projections of intake of super ellipse. Numerical simulation was conducted at design point Mach number of 6.0. The results indicate that the axial and horizontal projections of intake conform to the anticipated design. The inlet can retain the wave structure and pressure distribution of basic flowfield, and capture all of free incoming flow under the inviscid condition. Its performance

收稿日期: 2016-10-26

基金项目: 国家自然科学基金(90916029, 11702205)

作者简介: 李永洲(1984—),男,高级工程师,博士,研究方向为高超声速推进技术。

引用格式: 李永洲,孙迪,张堃元,等. 进口轴向和水平投影同时可控的内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 850-857.

LI Yongzhou, SUN Di, ZHANG Kunyuan, et al. Design of inward turning inlet with simultaneous control of intake axial and horizontal projections[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 850-857.

of throat plane is almost equal to basic flowfield. Under the viscous condition, the inlet has high compression efficiency; the flow coefficient and total pressure recovery coefficient of exit plane are 0.96 and 0.56, respectively. This design method is feasible and effective.

Key words: inward turning inlet; inverse design; projection shape; streamline tracing; method of characteristics

相对传统的二元进气道^[1]、轴对称进气道^[2]和侧压进气道^[3],内收缩进气道显著的特点就是利用向内收缩的三维曲面流场进行压缩而非轴对称向外压缩或二维平面压缩,其具有良好的总体性能^[4-6],加之逆向设计和广泛的适应性,再次掀起了研究的热潮^[7-9]。由内收缩的设计过程可知,此类进气道的性能直接由基准流场决定。目前研究的基准流场主要有截短的 Busemann 流场^[10],直/曲母线锥形基准流场^[11]、倒置的等熵喷管基准流场^[12]、ICFC (internal conical flow C) 和 ICFD(internal conical flow D)基准流场^[13]、多目标优化基准流场^[14],等楔角和等压力梯度基准流场^[15]、压升规律可控的基准流场^[16]、马赫数分布可控流场^[17]和激波配置可控基准流场^[18]等。

由于三维内收缩进气道的性能和设计优势,其必然趋势是与复杂前体进行一体化设计。HTV-3X 这类两侧进气布局的高超声速飞行器^[19-20],大多采用翼身与进气道融合技术,内收缩进气道的顶板前缘线与前体前缘完全匹配,两侧前缘线与前体下表面融合。由于乘波前体是三维复杂曲面,内收缩进气道与其进行一体化匹配设计存在较大难度。此时,如果按照传统方法给定内收缩进气道进口的轴向投影进行设计,由于前缘激波面的非线性特点,其进口对应的水平投影与乘波前体的前缘完全匹配非常困难,造成进口附近的型面暴露在前体外^[21]。同样,本文作者最近提出的进口水平投影可控内收缩进气道设计方法虽然可以更容易实现与前体前缘的匹配设计^[22],但是其对应的轴向投影仍然需要通过调整乘波体上表面以满足一体化设计要求。

为了解决上述问题,实现乘波前体与内收缩进气道完全一体化设计,本文提出了一种进口轴向投影和水平投影同时可控的内收缩进气道设计方法。该方法根据乘波前体前缘的轴向投影和包覆约束确定进气道进口轴向投影,同时根据前体的水平投影和力矩要求等确定进气道进口水平投影,从而进气道很容易实现与乘波前体的一体化设计。此外,在内收缩进气道设计中,给定前缘入

射激波形状反设计基准流场的方法^[18]也存在着激波形状如何合理选取的问题,而本文根据进气道进口轴向投影和水平投影来确定前缘入射激波形状是一种新解决途径。文中基于特征线方法和流线追踪技术,以进口轴向投影和水平投影均为超椭圆曲线为例,介绍了这类进气道的具体设计过程,并对其设计点的特性开展数值仿真研究。

1 进口投影可控的进气道设计

1.1 进气道设计

基于特征线法和流线追踪技术,在确定进气道进口轴向投影和水平投影的条件下,完成满足乘波前体一体化设计要求的内收缩进气道设计,具体步骤如下:

步骤 1 根据乘波前体的一体化设计要求,确定进气道进口轴向投影和水平投影:根据乘波前体的轴向投影和包覆约束,确定进气道进口轴向投影的形状,同时根据乘波前体的水平投影和力矩约束,确定进气道进口水平投影的形状。

本文进气道进口轴向投影和水平投影均取超椭圆,图 1(a)的轴向投影由两部分构成,左半部分圆半径为 100 mm,右半部分超椭圆长半轴为 100 mm,短半轴为 85 mm,指数为 3.0。图 1(b)的水平投影也由两部分构成,左边椭圆短半轴为 100 mm,长半轴为 295 mm,右边椭圆短半轴为 100 mm,长半轴为 475 mm。

步骤 2 根据确定的进气道进口轴向投影和水平投影及性能要求等,采用逆特征线法完成波系配置可控的轴对称基准流场反设计。

这是本文设计方法的核心,其主要特点是根据进气道进口要求来确定基准流场的前缘入射激波形状,而传统基准流场只是按照进气道的总体性能或喉道参数等进行设计,包括正向方法^[10-14]和逆向方法^[15-17]。此外,该方法与文献^[18]中激波强度可控基准流场的出发点不同,后者通过给定激波的强度来提高压缩效率。同时,该方法也解决了传统基准流场设计中前缘激波形状如何合理选取的问题^[23-24]。流场结构为典型的

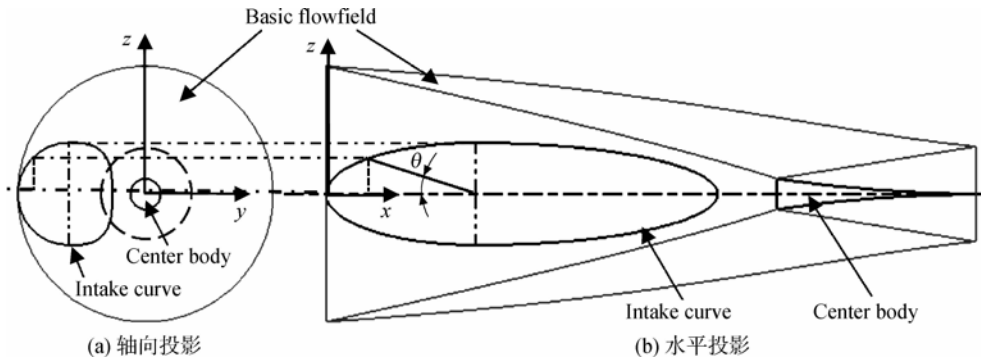


图 1 进气道进口轴向投影和水平投影及其相对位置

Fig. 1 Intake axial and horizontal projections of inlet and relative location

“两波三区”(图 2);两波为前缘入射激波 AC 和反射激波 CD。

因为进气道进口与基准流场中心体存在一定距离(图 1),所以前缘激波 AC 分为 AG 和 GC 两段。若进口与中心体相切,则 AC 就无需分段,即 G 与 C 重合。前缘入射激波 AG 由进气道进口轴向投影和水平投影共同确定,具体方法有两种:一种是先通过水平投影(图 1(b))确定某一角度 θ 对应的坐标 (x, z) ,然后在轴向投影(图 1(a))中由已知的坐标 z 确定坐标 y ,这样便确定了前缘入射激波 AG 上一个点的坐标 $(x, (y^2 + z^2)^{1/2})$,如此类推便可以确定前缘激波上其余点的坐标;另一种设计方法是先在轴向投影中确定坐标 (y, z) ,由已知的坐标 z 在水平投影中确定轴向坐标 x ,从而确定了前缘激波 AG 上所有点的坐标 $(x, (y^2 + z^2)^{1/2})$,两种方法无本质区别。以确定的前缘激波 AG 为初始线,通过激波前后关系式和 Cauchy 问题反求方法获得对应的流场和所决定型面 AH, HG 为结尾特征线。

型面 HD 根据给定的沿程马赫数分布反设计^[17],其中 HB 段决定前缘入射激波 GC。由于 HD 是等熵压缩,可以在满足长度要求的前提下尽可能增加等熵压缩的比例以提高压缩效率。此外,考虑到减小进气道内收缩和肩部附面层稳定性,HD 末段的马赫数梯度减小较为合理。为了进一步提升进气道的性能,给定反射激波 CD 沿径向的强度分布进行反设计^[18],设计过程与前缘入射激波 AG 类似,由于激波角大于马赫角,所以反射激波一定在基准流场壁面所决定的计算区域内,即反射激波前参数已知。另外,反射激波的强度应该综合考虑,虽然强度越小基准流场的压缩效率越高,但是这样会造成长度和内收缩增大。CE 是 CD 所决定的型面,EF 是与 CE 相切的高次曲线将流动转为轴向,至此便完成了整个波系

配置可控基准流场的反设计。

文中基准流场设计马赫数 $Ma_d = 6.0$,进口半径 R_i 为 0.25 m ,中心体半径 R_c/R_i 为 0.12 ,进口轴向投影和水平投影在基准流场中的相对位置如图 1 所示。HD 的马赫数分布取反正切曲线(式(1)),反射激波 CD 沿径向的强度分布 $\sigma_r(R)$ 取常数为 0.99 。

$$Ma(x) = Ma_H - \{c \cdot \arctan\{a[(x - x_0) - b]\} + c \cdot \arctan(ab)\} \quad (1)$$

式中 Ma_H 为起始点 H 的马赫数, x_0 为起始点 H 的轴向坐标, a 、 b 和 c 为分布系数。

图 3 给出了上述设计方法的特征线计算网格,图中区域 AGH 为前缘入射激波 AG 决定的区域,流线 AH 为前缘入射激波 AG 所决定的型面。区域 HGCB 为前缘入射激波 GC 决定的区域,区域 CDE 为反射激波 CD 决定的区域,流线 CE 为反射激波所决定的中心体型线。等熵压缩面 HD 由给定的马赫数分布规律进行反设计。

图 4 给出了基准流场的无黏流场结构,前缘入射激波是弯曲激波,靠近压缩型面部分较直,反射激波较弱,出口马赫数分布较均匀,范围在 $3.3 \sim 3.7$ 之间,出口截面马赫数 Ma_e 为 3.6 。该基准流场的总收缩比 $R_{ct} = 6.9$,长度 $L/R_i = 5.1$,总压恢复系数 σ 为 0.94 ,增压比 p/p_0 为 17.9 ,基准流场保持了较高的压缩效率。

步骤 3 在上述基准流场中,按照进口轴向投影或水平投影向后追踪流线,这些流线构成的流面生成进气道无黏型面,总收缩比 R_{ct} 为 6.7 ,内收缩比 R_{ci} 为 2.64 ,隔离段长度取 7 倍的喉道当量直径。检查进气道进口轴向投影和水平投影是否同时满足预期设计,若满足,初步证明反设计的波系配置可控轴对称基准流场正确。图 5 中红色和蓝色实线为预先确定的进口投影,可以看出,

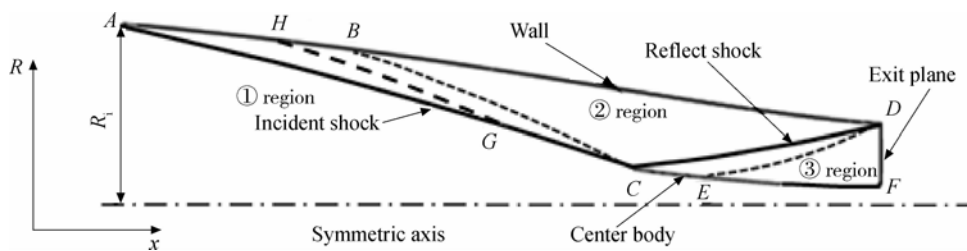


图 2 波系配置可控的轴对称基准流场示意图

Fig. 2 Schematic diagram of axisymmetric basic flowfield with controlled waves system configuration

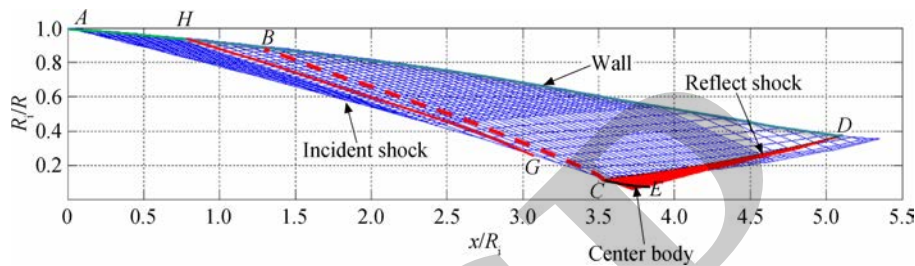


图 3 波系配置可控的基准流场特征线网格

Fig. 3 Characteristic mesh of basic flowfield with controlled waves system configuration

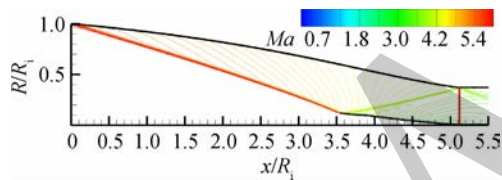


图 4 反设计的轴对称基准流场

Fig. 4 Axisymmetric basic flow field in revere design

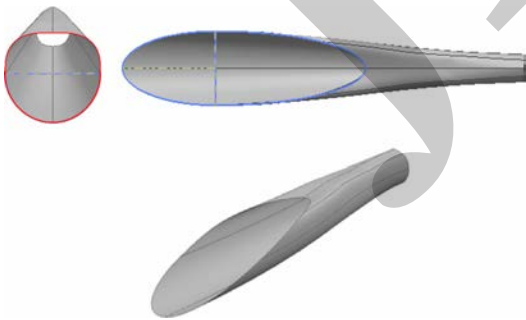


图 5 进气道的三维构型

Fig. 5 Three-dimensional configuration of the inlet

进气道进口轴向投影和水平投影与预先确定的进口投影曲线完全吻合,表明设计的基准流场正确。

步骤 4 对进气道的无黏型面进行黏性修正,使得修正后的进气道实际流场包含与无黏计算相似的核心区域。由于进气道中的激波附面层相互作用,附面层厚度的准确计算难度很大,因此本文采用一种简单有效的位移厚度 δ 计算方

法^[25],见式(2),式中 a_1 和 b_1 为系数。

$$\delta(x) = a_1 x + b_1 x e^{-x} \tag{2}$$

沿每条流线叠加位移厚度,便可以生成修正后的进气道型面。此时,进气道的总收缩比和内收缩比分别为 4.4 和 1.93,隔离段长度仍取 7 倍的喉道当量直径。

1.2 基准流场设计方法验证

文中第 1.1 节已经初步校核了基准流场设计方法的正确性,本节进一步利用 CFD 方法对设计方法进行验证。图 6 给出了基准流场反射激波沿径向的总压恢复系数分布,可以看出,CFD 计算结果与预先给定(target)的总压恢复系数分布吻合良好,总压恢复系数分布为 0.99,由于 CFD 计算在捕捉激波精度方面存在偏差,造成反射激波的总压恢复系数沿径向微幅波动。

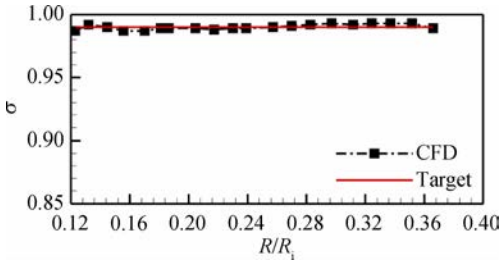


图 6 反射激波沿径向的总压恢复系数分布

Fig. 6 Radial total pressure recovery coefficient distribution of reflect shock

图 7 给出了等熵压缩面 HD 的沿程马赫数分布,特征线法(MOC)计算结果精度非常高,与给定的马赫数分布曲线完全重合,CFD 计算结果与给定的分布也一致。以上结果表明,本文波系配置可控基准流场的设计方法和特征线程序正确可靠。

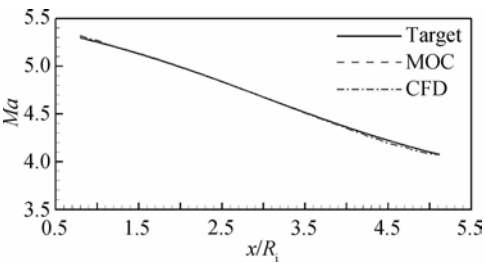


图 7 等熵压缩面的沿程马赫数分布
Fig. 7 Mach number distribution of isentropic compression surface along flow direction

2 数值计算方法

由于进气道三维构型和流场存在对称性,所以只需要选取一半进行数值计算即可。使用 ICEM 14.0 划分结构化网格并加密壁面附近的网格,总网格量约为 90 万。取固体边界(绝热无滑移)、对称面、压力远场和压力出口边界条件。

采用 Fluent 14.0 进行数值计算,无黏时采用二阶迎风格式。有黏时,通量采用 AUSM(advection upstream splitting method)格式差分,湍流模型为 RNG(re-normalization group) $k-\epsilon$ 模型,近壁处是非平衡壁面函数。比热容是多项式拟合,Sutherland 公式计算黏度。文献[16-17]进行可信度校核,该方法能较准确地计算高超进气道内的复杂流场。计算的来流条件:设计点马赫数为 6.0,静压为 2549.22 Pa,静温为 221.55 K,单位雷诺数为 $4.95 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$ 。

3 进气道数值计算结果分析

3.1 设计点的流场特征

在设计点 $Ma_d=6.0$,对进气道无黏型面和黏性修正型面分别进行无黏计算(inviscid)和有黏计算(viscous)。图 8 给出了设计点时进气道对称面的马赫数分布,无黏条件下进气道外压段的波系结构与轴对称基准流场相同(图 4),而且前缘弯曲激波正好打在唇口,唇口内的反射激波较弱且打在喉道,隔离段内两道激波不断反射。有黏条件下,前缘激波与基准流场基本一致,唇口附

近的前缘激波被抬起,造成一定的溢流,唇口激波打在喉道之前,隔离段内存在较小的低速区。

图 9 给出了喉道和出口截面的马赫数分布,可以看出,无黏条件下喉道和出口马赫数分布较均匀,平均马赫数都约为 3.6。有黏时气流在横向压力梯度下发生下洗,出口截面下部的涡流区约占 2/3。喉道和出口的主流区对应位置的马赫数分布与无黏时的近似相等。

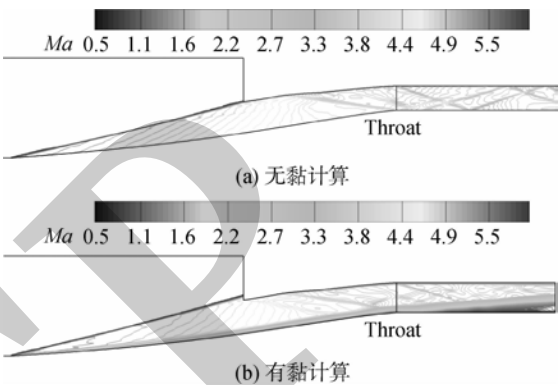


图 8 设计点时进气道对称面的马赫数分布
Fig. 8 Mach number isoclines of symmetry plane at design point

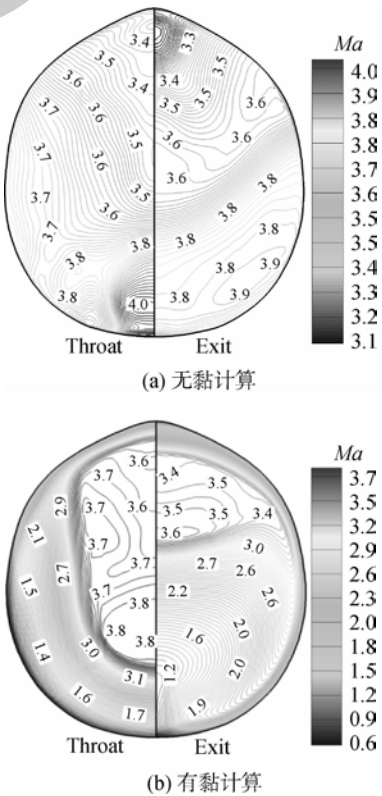


图 9 设计点时进气道喉道和出口截面的马赫数分布
Fig. 9 Mach number isoclines of throat and exit plane at design point

图 10 给出了进气道沿程横截面的马赫数分布,无黏时前缘入射激波呈轴对称特征且完全封口,流量系数达到 1.00,隔离段内每个横截面的马赫数分布较均匀。有黏条件下,外压段前部的轴对称激波紧贴前缘,只是唇口附近的激波开始偏离前缘,造成流量系数降至 0.96,隔离段内的低速区不断发展直至出口。

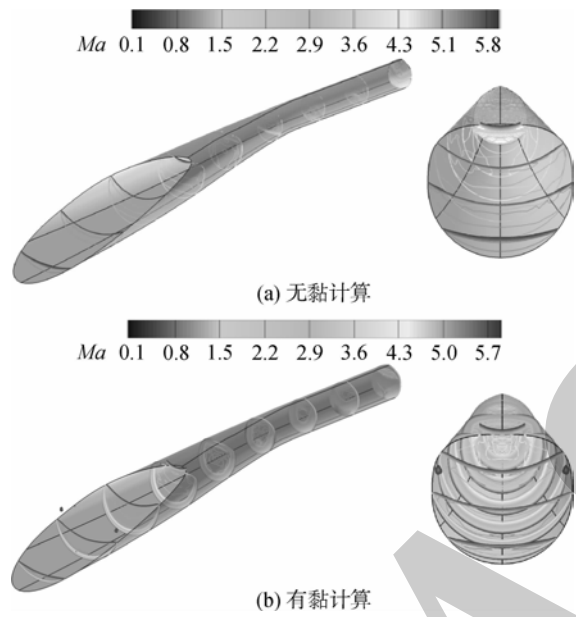


图 10 设计点时进气道沿程横截面马赫数分布
Fig. 10 Mach number isoclines on cross sections along the flow direction at design point

图 11 给出了轴对称基准流场、进气道无黏型面(inviscid)和黏性修正型面(viscous)上顶板与对称面交线的沿程压力分布,进气道无黏型面的压力分布与轴对称基准流场吻合很好,进气道黏性修正型面也与两者的压力分布一致,只是压力跃升点提前,这是由于唇口反射激波打在喉道之前(图 8)。

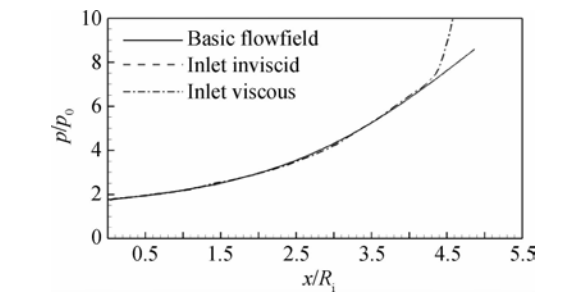


图 11 设计点时顶板 and 对称面交线的压力分布
Fig. 11 Pressure distribution along the intersecting line of top wall and symmetry plane at design point

3.2 设计点的总体性能

进气道设计点的无黏和有黏总体性能参数见表 1,其通过流量加权平均获得。 φ 代表流量系数, p 为静压, D_t 代表总阻力, C_d 代表总阻力系数(式(3)),下标 th 为喉道截面,e 为出口截面,0 为自由来流。

总阻力系数

$$C_d = D_t / (0.5 \cdot \rho_0 v_0^2 S) \tag{3}$$

式中 ρ_0 、 v_0 分别为来流密度和速度; S 为进口捕获面积。

无黏条件下,进气道捕获了全部来流,喉道截面的总体性能参数与轴对称基准流场($\sigma=0.94$, $p/p_0=17.9$, $Ma_e=3.60$)几乎相等,喉道总压恢复系数 σ_{th} 仅提高了 1.1%,这是因为进气道进口离中心体较远(图 1),离中心体越远,前缘入射激波的激波损失越小而反射激波总压恢复为常数。进气道出口性能与喉道基本相等,这也说明隔离段内反射激波系很弱。总之,流线追踪进气道可以很好地保持基准流场的流场结构和总体性能,进一步验证了本文设计方法的正确性。

有黏条件下,进气道喉道增压比相对基准流场有所降低,但是出口增压比与之基本相等,出口总压恢复系数相对降低了 40.4%。相对喉道截面,隔离段内低速区造成出口增压比增加了 14.6%同时总压恢复系数降低了 18.8%。另外,此时的黏性阻力较大,约占总阻力的 54.3%,造成阻力系数相对无黏时增加了 1 倍。与文献[16-17]中高性能的内收缩进气道相比,进口轴向和水平投影同时可控的内收缩进气道总体性能与之相差不大。

表 1 设计点时进气道总体性能参数
Table 1 General performance parameters of inlets at design point

参数	无黏计算	有黏计算
φ	1.00	0.96
C_d	0.10	0.20
σ_{th}	0.95	0.69
p_{th}/p_0	17.1	15.8
Ma_{th}	3.64	3.25
σ_e	0.94	0.56
p_e/p_0	17.5	18.1
Ma_e	3.62	2.90

4 结 论

1) 采用特征线法实现了同时满足进气道进口轴向投影和水平投影要求的波系配置可控基准流场反设计,结果符合设计预期,为前缘激波形状的合理选取提供了新途径,也可以主动调整等熵压缩比例、沿程压力梯度和出口马赫数。

2) 采用流线追踪技术完成了进口轴向投影和水平投影同时可控的内收缩进气道设计,研究表明该设计方法可行且更加灵活,可以实现与乘波前体的一体化设计。

3) 无黏时进气道的流场结构和压力分布与基准流场相同,喉道截面性能参数与基准流场基本相等,流量系数均为 1.00。

4) 有黏时进气道流场核心区与基准流场一致,外压段压力分布也相同。隔离段内低速区造成出口性能下降明显,出口总压恢复系数相对喉道降低了 18.8%。

5) 黏性造成喉道总压恢复系数相对无黏时降低 27.4%而总阻力系数增加了 1 倍,但是该进气道仍然保持了较高的总体性能,出口总压恢复系数和增压比分别为 0.56 和 18.1。

参考文献:

[1] 王磊,张堃元,金志光,等.基于壁面压力分布的二元高超声速弯曲激波压缩进气道反设计与优化方法[J].推进技术,2013,34(12):1601-1605.
WANG Lei, ZHANG Kuyuan, JIN Zhiguang, et al. Reverse design and optimization of 2D hypersonic curved shock compression inlet based on given wall pressure distribution[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12):1601-1605. (in Chinese)

[2] 高文智,李祝飞,杨基明.一种鼻锥钝化高超声速轴对称进气道流动特性实验[J].航空学报,2015,36(1):302-310.
GAO Weizhi, LI Zhufei, YANG Jiming. Flow characteristics experiments of a hypersonic axisymmetric inlet with nose bluntness[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1):302-310. (in Chinese)

[3] ZHANG Lin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei. Experimental study of three-dimensional sidewall compression inlet designed on wall Mach number linear distribution curved surface compression system[R]. AIAA-2015-3669, 2015.

[4] BILLIG F S, JACOBSEN L S. Comparison of planar and axisymmetric flow paths for hydrogen fueled space access vehicle[R]. AIAA-2003-4407, 2003.

[5] YOU Yancheng. An overview of the advantages and concerns of hypersonic inward turning inlets[R]. AIAA-2011-2269, 2011.

[6] 朱呈祥,黄国平,尤延铖,等.内乘波式进气道与典型侧压

式进气道的性能对比[J].推进技术,2011,32(2):151-158.

ZHU Chengxiang, HUANG Guoping, YOU Yancheng, et al. Performance comparison between internal waverider inlet and typical sidewall compression inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2):151-158. (in Chinese)

[7] BULMAN M J, SIEBENHAAR A. The rebirth of round hypersonic propulsion[R]. AIAA-2006-5035, 2006.

[8] ZHANG Kunyuan. Research progress of hypersonic inlet inverse design based on curved shock compression system [R]. AIAA-2015-3647, 2015.

[9] BILLIG F S, KOTHARI A. Streamline tracing: technique for designing hypersonic vehicles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3):465-471.

[10] OTTO S E, TREFNY C J, SLATER J W. Inward turning streamline-traced inlet design method for low-boom, low-drag applications[R]. AIAA-2015-3700, 2015.

[11] 尤延铖,梁德旺.基于内乘波概念的三维变截面高超声速进气道[J].中国科学 E 辑:技术科学,2009,39(8):1483-1494.
YOU Yancheng, LIANG Dewang. Design concept of three dimensional section controllable internalwaverider hypersonic inlet[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2009, 39(8):1483-1494. (in Chinese)

[12] SMART M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition [J]. Journal of Power and Propulsion, 1999, 15(3):408-416.

[13] 郭军亮,黄国平,尤延铖,等.改善内乘波式进气道出口均匀性的内收缩基本流场研究[J].宇航学报,2009,30(5):1934-1940.
GUO Junliang, HUANG Guoping, YOU Yancheng, et al. Study of internal compression flow field for improving the outflow uniformity of internal wave rider inlet[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5):1934-1940. (in Chinese)

[14] SABEAN J W, LEWIS M J. Computational optimization of a hypersonic rectangular-to-circular inlet [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3):571-578.

[15] MATTHEWS A J, JONES T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(4):913-920.

[16] NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Numerical and experimental investigation on hypersonic inward turning inlets with basic flow field using arc tangent curve law of pressure rise[R]. AIAA-2011-2270, 2011.

[17] 李永洲,张堃元,孙迪.马赫数可控的方转圆高超声速内收缩进气道实验研究[J].航空学报,2016,37(10):2970-2979.
LI Yongzho, ZHANG Kunyuan, SUN Di. Experimental investigation on a hypersonic inward turning inlet of rectangular-to-circular shape transition with controlled Mach number distribution[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10):2970-2979. (in Chinese)

[18] 李永洲,张堃元,朱伟,等. 双弯曲入射激波的可控中心体内收缩基准流场设计[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 563-570.

LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, ZHU Wei, et al. Design for inward turning basic flowfield with body and two incident curved shock controlled center waves[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 563-570. (in Chinese)

[19] WALKER S H, TANG M, MORRIS S, et al. Falcon HTV-3X-a reusable hypersonic test bed[R]. AIAA-2008-2544, 2008.

[20] SIEBENHAAR A, BOGAR T J. Integration and vehicle performance assessment of the aerjet “trijet” combined-cycle engine[R]. AIAA-2009-7420, 2009.

[21] 南向军,张堃元,金志光. 乘波前体两侧高超声速内收缩进气道一体化设计[J]. 航空学报, 2012, 33(8): 1417-1426.

NAN XanJun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Integrated design of waverider forebody and lateral hypersonic inward turning inlets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(8): 1417-1426. (in Chinese)

[22] 李永洲,张堃元,孙迪,等. 进口型线水平投影可控的变截面内收缩进气道设计[J]. 航空学报, 2017, 38(5): 115-123.

LI Yongzho, ZHANG Kunyuan, SUN Di, et al. Design on variable section inward turning inlet with controlled horizontal projection of in-take curve[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(5): 115-123. (in Chinese)

[23] 钱翼稷. 超音速轴对称有旋流特征线法的计算程序[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(4): 454-459.

QIAN Yiji. Computer program of supersonic axisymmetric rotational characteristic method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(4): 454-459. (in Chinese)

[24] 乔文友,黄国平,夏晨,等. 发展用于高速飞行器前体/进气道匹配设计的逆特征线法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1444-1452.

QIAO Wenyu, HUANG Guoping, XIA Chen, et al. Development of inverse characteristic method for matching design of high-speed aircraft forebody/inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1444-1452. (in Chinese)

[25] DRAVNA T W, NOMPELIS I, CANDLER G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization[R]. AIAA-2006-297, 2006.

(编辑:叶 青)