

# 进口水平投影可控的流线追踪 内收缩进气道设计

李永洲<sup>1,2</sup>, 李光熙<sup>1</sup>, 张堃元<sup>2</sup>, 马 元<sup>1</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘 要:** 为了满足两侧进气布局飞行器的乘波前体与进气道一体化设计要求, 提出了一种进口水平投影可控的流线追踪内收缩进气道设计方法。基于马赫数分布可控的轴对称基准流场, 在指定进口水平投影为椭圆的条件下, 采用该方法设计了内收缩进气道并在设计点 ( $Ma=5.4$ ) 和接力点 ( $Ma=4.0$ ) 对其进行数值研究。结果表明, 设计点时进气道都能保持基准流场的波系结构和沿程压力分布, 无粘时可以全捕获自由来流, 喉道性能与基准流场几乎相等。有粘条件下, 设计点和接力点时进气道具有较高的压缩效率和良好的流量捕获能力, 接力点的流量系数高达 0.85。该设计方法为内收缩进气道与乘波前体的一体化设计提供了新途径。

**关键词:** 高超声速; 内收缩进气道; 流线追踪; 水平投影; 反设计

**中图分类号:** V434-34   **文献标识码:** A   **文章编号:** 1672-9374 (2017) 03-0028-07

## Design on streamline tracing inward turning inlet with controlled horizontal projection of intake

LI Yongzhou<sup>1,2</sup>, LI Guangxi<sup>1</sup>, ZHANG Kunyuan<sup>2</sup>, MA Yuan<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China; 2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** A design method has been presented for streamline tracing inward turning inlet with controlled horizontal projection of intake in order to meet the integrated design requirements of waverider forebody and inlet with both sides intake configuration vehicle. Based on the axisymmetric basic flowfield with controllable Mach number distribution, the inward turning inlet is designed with an elliptical horizontal projection of intake utilizing this method. Numerical simulation is conducted at design ( $Ma=5.4$ ) and relay point ( $Ma=4.0$ ). The results indicate that the inlet can retain wave structure and pressure distribution of basic flowfield, and capture all of free incoming flow on the inviscid

收稿日期: 2017-03-30; 修回日期: 2017-04-13

基金项目: 基础科研计划(JCKY2016203C050)

作者简介: 李永洲 (1984—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为高超声速组合发动机设计

condition at design point. Its performance of throat plane is almost equal to basic flowfield. On the viscous condition, the inlet has high compression efficiency and flow capture ratio at design and relay point. The flow coefficient is 0.85 at relay point. The design method provides a new approach for the integrated design of inward turning inlet and waverider forebody.

**Keywords:** hypersonic; inward turning inlet; streamline tracing; horizontal projection; inverse design

## 0 引言

高性能的高超声速进气道是吸气式组合发动机乃至整个飞行器成功设计的关键, 而内收缩进气道以其独特的优势备受关注<sup>[1-3]</sup>。上世纪 60 年代以来, 国内外研究人员对以 Busemann 进气道<sup>[4-5]</sup>为代表的内收缩进气道开展了大量研究工作。SCRAM (Supersonic Combustion Ramjet Missile) 计划设计了四模块 Busemann 进气道, 风洞实验表明该类进气道性能优良<sup>[6]</sup>。Drayna 等在基准 Busemann 流场的基础上, 通过贝塞尔曲线将该基准流场参数化表示, 使用优化算法可以获得性能良好的进气道<sup>[7]</sup>。Rosli 等在基准 Busemann 流场的基础上使用截面渐变函数得到了椭圆转方形进气道并对其数值计算<sup>[8]</sup>。国内孙波等对 Busemann 进气道开展了较全面的实验和数值研究<sup>[9]</sup>。王翼对 Busemann 进气道的起动性能开展了深入研究, 通过风洞试验分析了起动/不起动状态下流场的基本结构<sup>[10]</sup>。

除了 Busemann 基准流场, 研究人员对其他类型基准流场也进行了积极探索。Matthews 和 Jones 首先利用特征线法设计了等压比和等楔角轴对称基准流场, 并基于该流场设计了三模块和四模块的乘波式内收缩进气道<sup>[11]</sup>。HYCAUSE 计划采用某种数值优化过的基准流场设计了椭圆进口内收缩进气道<sup>[12]</sup>。Smart 基于截断的倒置等熵喷管基准流场提出了一种矩形转椭圆的内收缩进气道设计方法<sup>[13]</sup>。Sabean 和 Lewis 在给定燃烧室进口期望的气流均匀程度条件下, 用数值优化的方法进行了矩形转圆内通道设计<sup>[14]</sup>。国内尤延铨和梁德旺基于直/曲母线锥基准流场设计了流线追踪内乘波进气道<sup>[15]</sup>, 并进一步结合吻切轴对称理

论提出了进出口截面形状同时可控的内乘波进气道设计方法<sup>[16]</sup>。郭军亮等以出口流场均匀为目标, 提出了两种新型基准流场, 分别命名为 ICFC 流场和 ICFD 流场<sup>[17]</sup>。岳连捷等通过 ICFA 流场和优化的样条曲线来获得出口总压恢复最大的基准流场<sup>[18]</sup>。肖雅彬等发展了一种等收缩比的变截面进气道设计方法, 将三维流场分解为有限根收缩比相等的流管<sup>[19]</sup>。南向军等提出了一种压升规律可控的基准流场设计方法<sup>[20]</sup>。以上绝大部分基准流场采用正向设计方法<sup>[4-19]</sup>, 压缩面参数分布可控性较差, 设计的进气道内外压缩比较难调整。另外, 压缩面沿程压力梯度逐渐增加尤其是倒置等熵喷管基准流场, 这不但会造成进气道内收缩比较大, 起动困难, 而且容易诱发前缘分离。对于压升可控的反设计基准流场<sup>[11,20]</sup>, 也存在流场内部压力分布无法控制的不足。因此, 作者提出了一种给定基准流场压缩面的减速规律来反设计基准流场的方法, 不但可以实现对流场内部马赫数分布的控制, 而且可以设计出高性能的内收缩进气道<sup>[21]</sup>。

基于内收缩进气道具有的优势, 其朝着与复杂前体一体化方向发展是必然趋势。但是, 上述传统内收缩进气道设计中<sup>[4-21]</sup>, 往往将进气道视作单独部件, 很少同时考虑与复杂飞行器前体的一体化设计, 仅给定进口的轴向投影。对于 Falcon 计划中 HTV-3X<sup>[22]</sup>这类两侧进气布局的飞行器, 在乘波前体型面尤其下表面确定的前提下, 若按照传统方法给定进口轴向投影进行内收缩进气道设计<sup>[6-21]</sup>, 由于入射激波的非线性, 进口对应的水平投影要与前体前缘完全匹配存在很大难度, 进而造成进气道进口附近的型面不会包覆在前体内<sup>[20]</sup>, 二者难以实现真正的一体

化设计。因此，本文提出了一种进口水平投影可控的流线追踪内收缩进气道设计方法，此时根据乘波前体前缘的水平投影、轴向包覆约束以及力矩特性来确定进气道整个进口在水平面的投影形状，然后通过调整乘波前体上表面实现对设计的进气道完全包覆，从而进气道更易实现与前体面尤其是前缘的一体化设计。本文在高性能马赫数分布可控基准流场的基础上，以进口水平投影为椭圆的内收缩进气道为例阐述了整个设计过程，并采用数值仿真方法进行验证。

### 1 内收缩进气道设计

根据进气道的性能要求设计反正切马赫数分布的轴对称基准流场，为了减弱反射激波，中心体是“下凹圆弧”设计。设计参数具体取值：型面设计马赫数  $Ma_i=5.4$ ，进口半径  $R_i=0.25\text{ m}$ ，中心体半径  $R_c/R_i=0.2$ ，前缘压缩角  $\delta=4^\circ$ 。图1给出了基准流场的流场结构，该流场是典型的“两波三区”结构，前缘弯曲激波交于中心体起始点，经过中心体反射的激波强度很弱，长度  $L/R_i=4.2$ 。基准流场的总体性能较高，在增压比  $p/p_0$  为 17.6 时，总压恢复系数  $\sigma$  达到了 0.96，出口马赫数分布较均匀，平均为 3.16。

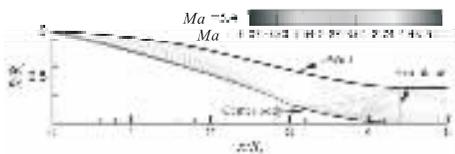


图1 基准流场的流场结构

Fig. 1 Mach number isoclines of basic flow field

在上述基准流场中，采用流线追踪技术来实现进口水平投影可控的内收缩进气道设计。具体步骤如下：

步骤1 根据乘波前体前缘的水平投影、轴向包覆约束以及力矩特性来确定进气道整个进口在水平面的投影。本文以椭圆进口为例来描述整个设计过程，如图2所示，椭圆长半轴与基准流场对称轴重合，椭圆前缘与基准流场起始线相切。椭圆短半轴的尺寸需要满足前体前缘的宽度

要求，长半轴的尺寸不但需满足前体前缘的长度要求，也要尽可能减小前体轴向包覆的高度。经过计算，椭圆长半轴取 0.36 m，短半轴取 0.125 m， $D_i$  为进口椭圆中心与基准流场起始线距离， $D_i=0.36\text{ m}$ 。

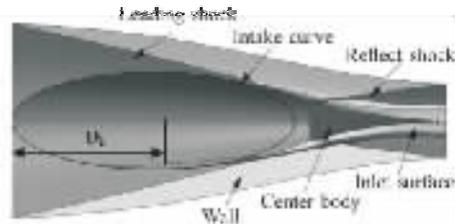


图2 进口水平投影在基准流场中的位置

Fig. 2 The location of the horizontal projection of intake curve in the basic flow field

步骤2 在马赫数分布可控的基准流场中，根据给定的进口水平投影完成进气道设计。由于进口水平投影的几何对称性，只需在  $0\sim 180^\circ$  之间取足够多的流线即可。对于每个角度对应的流线，在基准流场中按照进口水平投影的两个已知坐标求出这条流线与前缘激波面相交点的第三个坐标，接着采用流线追踪技术从该点出向后追踪流线。按照同样的方法获得所有角度的流线，这些流线构成的流面便是进口水平投影为椭圆的进气道无粘型面（图3），其进口对应的轴向投影下部近似为圆弧，上部下凹，这也说明该设计方法可以生成传统复杂轴向进口投影的进气道。进气道的总收缩比  $R_{a1}=7.0$ ，内收缩比  $R_{a2}=2.07$ 。



图3 进口水平投影为椭圆的进气道构型

Fig. 3 The inlet configuration of elliptical intake

步骤 3 对进气道无粘型面进行附面层修正。有粘条件下, 进气道存在激波附面层相干甚至分离, 附面层的精确计算存在很大难度。文献 [7] 给出了一种简单有效的位移厚度  $\delta$  计算方法 (式 1), 文中也采用该方法沿着每条流线进行附面层修正。修正后的进气道总收缩比降为 5.0, 内收缩比为 1.71, 等直隔离段长度均取 6 倍的喉道当量直径。

$$\delta(x) = ax + bxe^{-x} \quad (1)$$

式中:  $x$  为轴向坐标;  $a$  和  $b$  为系数。

步骤 4 检验进气道与乘波前体的匹配性, 并通过调整前体上表面实现对设计的进气道完全包覆。若没有达到匹配要求, 需要继续调整进口的水平投影直至满足。

以上研究表明, 本文设计方法与仅针对单个进气道部件的传统方法不同, 其出发点是一体化的进气道与前体。

## 2 数值计算方法

采用 Fluent 软件进行数值计算, 无粘条件下采用二阶迎风格式求解欧拉方程。有粘条件下, 通量差分采用 Advection Upstream Splitting Method (AUSM) 格式, 湍流模型为两方程的 Re-Normalization Group (RNG)  $k-\varepsilon$  模型, 近壁处采用非平衡壁面函数。流动方程、 $k$  方程、 $\varepsilon$  方程均选择二阶迎风格式离散。分子粘性系数采用 Sutherland 公式计算, 壁面取绝热无滑移和固体边界条件, 进口和出口分别采用压力远场和压力出口边界条件。由于模型的对称性, 取其一半进行计算, 壁面附近的网格局部加密。各残差指标至少下降 3 个数量级, 并且流量守恒时认为收敛。文献 [10,21] 对该计算方法的可信度进行了校核, 结果表明, 该方法能较准确地模拟高超内收缩进气道的复杂流场结构, 计算结果具有较高的可信度。下文中: 设计点马赫数 5.4, 静压 2549.22 Pa, 静温 221.55 K; 接力点马赫数 4.0, 静压 5529.3 Pa, 静温 216.65 K。

## 3 数值计算结果分析

在无粘条件下对进气道无粘构型进行三维数

值计算, 对粘性修正后的进气道进行有粘计算, 二者进行对比并评估修正效果。

### 3.1 设计点时进气道的流场特点

图 4 可以看出, 设计点  $Ma=5.4$  时不论是无粘 (Inviscid) 还是有粘 (Viscous) 结果, 进气道的波系结构与基准流场一致, 前缘激波为弯曲激波且紧贴唇口, 唇口激波很弱且截至在喉道处。无粘时隔离段内明显存在两道激波, 有粘时隔离段内明显存在上部低速区和下部高速区。

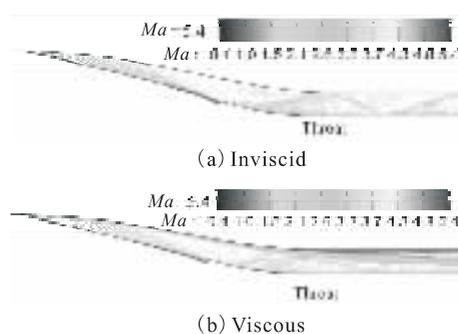


图 4 设计点时进气道对称面的马赫数分布  
Fig. 4 Mach isoclines of symmetry plane at design point

图 5 可看出, 无粘时喉道和出口马赫数分布基本均匀, 有粘时气流在横向压力梯度下沿侧板附面层开始向对称面方向下洗, 隔离段内出现涡流区直至出口, 出口涡流区约占出口截面一半。相对无粘结果, 有粘时喉道和出口主流区内的马赫数分布基本相等, 出口马赫数介于 3.1 与 3.2 之间。

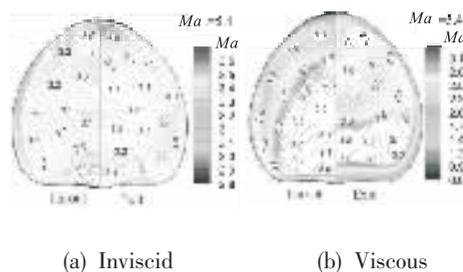


图 5 设计点时进气道喉道和出口截面的马赫数分布  
Fig. 5 Mach isoclines of throat and exit plane at design point

图 6 可以看出, 进气道外压段是轴对称激波并且紧贴进气道前缘, 无粘流量系数达到 1.0,

有粘时唇口附近存在很小的溢流，流量系数达到0.98。无粘时隔离段内气流均匀，有粘时隔离段内涡流区不断发展直至出口截面。

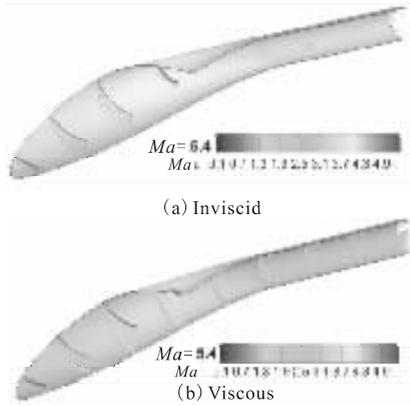


图6 设计点时进气道沿程横截面马赫数分布  
Fig. 6 Mach isoclines of cross sections along the flow direction at design point

图7给出了设计点时基准流场、进气道无粘型面和粘性修正后面在对称面与顶板交线处的压力分布，三者都呈典型的反正切曲线规律。进气道无粘型面与基准流场吻合良好，流线追踪进气道可以保持基准流场的参数分布规律。此外，粘性修正的进气道也可以保持基准流场的压力分布，说明粘性修正比较理想，只是唇口激波入射点更靠前造成压力跃升点提前。

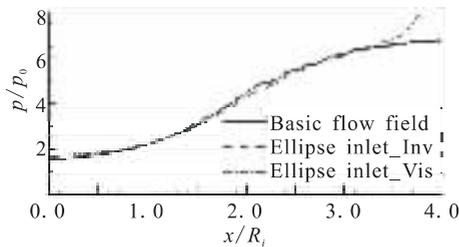


图7 设计点时顶板和对称面交线的压力分布  
Fig. 7 Pressure distribution along the intersecting line of top wall and symmetry plane at design point

### 3.2 接力点时进气道的流场特点

图8可以看出，接力点  $Ma=4.0$  时无粘和有粘计算的外压段波系结构一致，前缘弯曲激波初始段开始变直且与唇口存在一定距离，唇口激波更弱。无粘时隔离段内的波系结构清晰，有粘时波系较弱且有低速区。

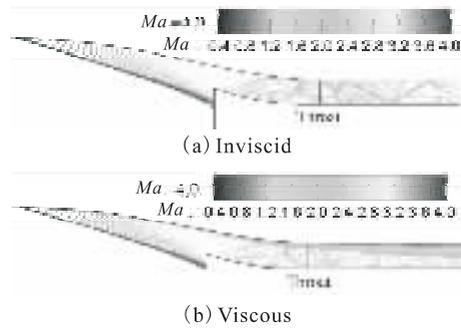


图8 接力点时进气道对称面的马赫数分布  
Fig. 8 Mach isoclines of symmetry plane at relay point

图9可以看出，无粘时喉道和出口的马赫数分布均匀，平均约为2.1。有粘时出口涡流区减小为出口截面的四分之一，喉道和出口截面主流区的平均马赫数约为2.2，而整个出口截面的平均马赫数只有1.95。

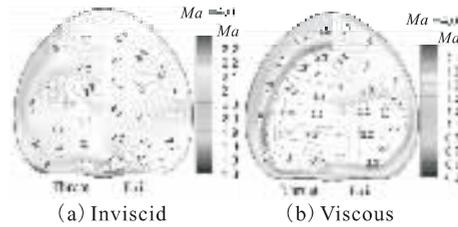


图9 接力点时进气道喉道和出口截面的马赫数分布  
Fig. 9 Mach isoclines of throat and exit plane at relay point

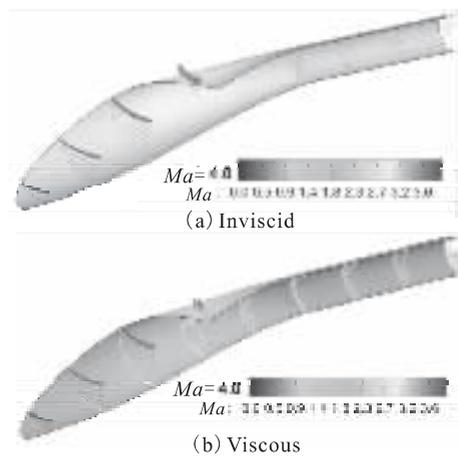


图10 接力点时进气道沿程横截面马赫数分布  
Fig. 10 Mach isoclines of cross sections along the flow direction at relay point

图10可以看出，无粘和有粘时进气道外压

段激波结构基本一致, 外压段前部的圆弧激波较好地贴近前缘, 靠近唇口时激波开始远离前缘, 因此进气道在低马赫数时可以保持良好的流量捕获能力。

从以上设计点和接力点时流场结构来看, 粘性修正结果理想, 无粘和有粘时进气道核心区的流场结构基本相同。

### 3.3 进气道的总体性能

表 1 给出了设计点和接力点时进气道的总体性能参数, 按照流量加权平均获得, 其中 Inv 表示无粘计算, Vis 表示有粘计算,  $\varphi$  为流量系数,  $D$  为总阻力,  $C_D$  为总阻力系数 (式 2)。下标 th 表示喉道截面, e 表示出口截面。

$$C_D = D / (0.5 \cdot \rho_0 v_0^2 A) \quad (2)$$

式中:  $\rho_0$  和  $v_0$  分别为来流密度和速度;  $A$  为进气道进口捕获面积。

设计点时, 无粘时进气道可以全捕获来流, 喉道性能参数与基准流场差别很小。流场 (3.1 节) 和总体性能表明, 该进气道可以保持基准流场的特性。相对无粘结果, 有粘时进气道增压比降低, 喉道总压恢复系数也降低了 25.0%, 压差阻力几乎不变, 此时摩擦阻力约占总阻力的 45%, 从而总阻力系数相对增加了 83%。另外, 涡流区造成出口总压恢复系数相对喉道降低 20.8%。

接力点时, 无粘和有粘流量系数基本相等, 约为 0.84。相对无粘性能, 有粘时增压比下降最明显, 喉道增压比和总压恢复系数分别下降了 22.7% 和 15.3%, 压差阻力相对降低了 15%, 此时摩擦阻力约占总阻力的 25%, 总阻力系数相对无粘时增加了 13%。高马赫数时粘性对阻力的影响更大, 但是低马赫数的阻力系数绝对值更高。总体而言, 与文献 [21] 给出的进气道总体性能相比, 该进气道设计点和接力点均具有较高性能。

表 1 设计点和接力点时进气道总体性能参数

Tab. 1 General performance parameters of the inlet at design and relay points

$Ma$	$\varphi$	$C_d$	$\sigma_{th}$	$p_{th}/p_0$	$Ma_{th}$	$\sigma_e$	$p_e/p_0$	$Ma_e$
5.4_Inv	1.00	0.12	0.96	18.7	3.14	0.95	18.7	3.13
5.4_Vis	0.98	0.22	0.72	17.3	2.86	0.57	19.4	2.60
4.0_Inv	0.84	0.24	0.98	17.2	2.09	0.97	17.2	2.07
4.0_Vis	0.85	0.27	0.83	13.3	2.08	0.74	14.4	1.95

## 4 结论

1) 采用流线追踪技术实现了进口水平投影可控的内收缩进气道设计, 数值计算结果表明该方法可行, 为与乘波前体的一体化设计提供了新途径。

2) 无粘条件下, 椭圆进口进气道的流场特征和沿程压力分布与基准流场一致, 设计点时喉道截面参数与基准流场几乎相等, 可以全捕获来流, 接力点时流量系数高达 0.84。

3) 有粘条件下, 设计点时进气道的流场核心区基本保持了基准流场的流动特征和沿程压力分布, 证明粘性修正方法可行。

4) 粘性对进气道总体性能影响明显, 但是出口流场和总体性能仍然较高。相对无粘性能, 设计点和接力点时喉道总压恢复系数分别降低 25.0% 和 15.3%, 绝对值分别高达 0.72 和 0.83。

5) 高马赫数时粘性对总阻力的影响更大, 设计点和接力点时摩擦阻力分别占总阻力的 45% 和 25%。

## 参考文献:

- [1] BILLIG F S, JACOBSEN L S. Comparison of planar and axisymmetric flow paths for hydrogen fueled space access vehicle, AIAA 2003-4407[R]. USA: AIAA, 2003.
- [2] YOU Y C. An overview of the advantages and concerns of hypersonic inward turning inlets, AIAA 2011-2269 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [3] BULMAN M J, SIEBENHAAR A. The rebirth of round hypersonic propulsion, AIAA 2006-5035[R]. USA: AIAA, 2006.
- [4] MOLDER S, SZPIRO J. Busemann inlet for hypersonic speeds [J]. Journal of spacecraft and rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [5] VAN WIE D, MOLDER S. Applications of Busemann inlets design for flight at hypersonic speeds, AIAA-1992-1210[R]. USA: AIAA, 1992.
- [6] BILLIG F S. SCRAM-a supersonic combustion ramjet missile, AIAA 1993-2329 [R]. USA: AIAA, 1993.
- [7] DRAYNA T W, NOMPELIS I, CANDLER G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization, AIAA 2006-297[R]. USA: AIAA, 2006.
- [8] ROSLI M R, TAKAHASHI M, SATO T, et al. Streamline tracing technique based design of elliptical-to-rectangular transitioning hypersonic inlet, AIAA 2013-2665[R]. USA: AIAA, 2013.
- [9] 孙波, 张堃元, 金志光. 流线追踪 Busemann 进气道马赫数 3.85 实验研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 396-399.
- [10] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008: 27-30.
- [11] 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.
- [12] WALKER S, RODGERS F, PAULL A, et al. HYCAUSE flight test program, AIAA 2008-2580 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [13] SMART M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition [J]. AIAA journal of power and propulsion, 1999, 15 (3): 408-416.
- [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] 尤延铖, 梁德旺. 内乘波式进气道内收缩基本流场研究 [J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2): 203-207.
- [16] 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, 2009, 39(8): 1483-1494.
- [17] 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.
- [18] YUE L J, XIAO Y B, CHEN L H, et al. Design of base flow for streamline-traced hypersonic inlet: AIAA 2009-7422[R]. USA: AIAA, 2009.
- [19] XIAO Y B, YUE L J, CHEN L H, et al. Iso-contraction-ratio methodology for the design of hypersonic inward turning inlets with shape transition, AIAA 2012-5978[R]. USA: AIAA, 2012.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] WALKER S H, TANG M, MORRIS S, et al. Falcon HTV-3X - a reusable hypersonic test bed, AIAA 2008-2544[R]. USA: AIAA, 2008.

(编辑: 陈红霞)