

文章编号:1000-8055(2011)10-2193-07

壁面压升可控的高超轴对称进气道优化设计

向有志, 张堃元, 王 磊, 高 雄

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用有旋特征线理论,研究了沿程压升规律可控的轴对称物理壁面设计方法,基于该方法,结合替代模型多目标优化设计压缩面,基于优化结果,设计了一种高超声速轴对称进气道,对其进行了数值研究,并与常规双锥、三锥轴对称进气道进行了比较.结果表明:该进气道长度比双锥进气道缩短捕获半径的 32.5%;设计点其性能介于双锥与三锥之间;起动点其流量系数比双锥和三锥分别提高 8.24%和 12.60%,总压恢复系数比双锥和三锥分别提高 4.06%和 2.50%.

关 键 词: 高超声速轴对称进气道;壁面压升规律;弯曲激波;曲面压缩型面;优化设计

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Optimization design of hypersonic axisymmetric inlet with controllable law of wall pressure rise

XIANG You-zhi, ZHANG Kun-yuan, WANG Lei, GAO Xiong

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The design method of axisymmetric wall boundary with a controllable law of wall pressure rise was investigated using the theory of rotational characteristics. With this design method, multi-objective optimization of the compression surface was carried out on the basis of surrogate models, and then a hypersonic axisymmetric inlet was designed using the optimal solutions. The inlet was investigated through numerical simulation, and was compared with the normal double-cone and triple-cone inlet. The results show that the length of new inlet is reduced by 32.5% of the radius than the double-cone inlet; under the design point, the performance of the new inlet lies between the double-cone and triple-cone inlet; under the start point, the flow capture ratio is improved by 8.24% and 12.60%, and the total pressure recovery is improved by 4.06% and 2.50% than the double-cone and triple-cone inlet, respectively.

Key words: hypersonic axisymmetric inlet; law of wall pressure rise; curved shock; curved compression surface; optimization design

高超声速进气道是吸气式发动机的重要部件之一,设计出压缩效率高、总体性能优良的高超进气道具有重要的意义.目前,高超进气道的主要形式有二元进气道、轴对称进气道、三维侧压式进气道及新型内收缩进气道等.轴对称进气道具有结

构简单、易于制造、迎风面利用率高等优点,在超声速飞行器的研制中,最早受到了关注.早在上世纪五、六十年代国内外就对超声速轴对称进气道进行了广泛的研究^[1-3],并取得了大量的试验数据.近年来,随着计算机技术的发展,对超声速轴

收稿日期:2010-11-02; 修订日期:2011-03-31

基金项目:国家自然科学基金重大专项(90916029)

作者简介:向有志(1986—),男,湖南益阳人,硕士生,主要从事内流气体动力学方面的研究.

对称进气道的研究取得了一些新的进展^[4-5],并提出了适合于高超声速飞行的轴对称进气道设计的新概念,但对于其外压段的设计仍然采用多级锥或等熵设计。

在常规的多级锥轴对称进气道设计中,通常保证激波或压缩波均交于唇口,在唇口高度一定时,为了减小压缩面长度,初始激波的压缩角就比较大,这样不仅激波损失大,而且由于激波压比较高,很容易引起局部的附面层分离。而使用等熵压缩配置的进气道虽然具有高总压恢复系数、起动性能良好,唇罩阻力较低等优点^[6-8],但压缩面太长,因此有必要提出一种新的设计方法,设计出一种长度较短、性能较优的进气道。

本文在以往对弯曲激波的研究基础上^[9-12],采用有旋特征线理论,研究了沿程压升规律可控的轴对称物理壁面设计方法,基于该方法,结合替代模型多目标优化设计压缩面,基于优化结果,设计了一种高超轴对称进气道,对其进行了数值研究,并与常规双锥、三锥轴对称进气道进行了比较。

1 高超轴对称进气道外压段优化设计

1.1 压升规律可控的高超轴对称压缩面设计

简介

压缩面的设计思想为:给定壁面沿程压升规律,采取特征线法(MOC)反设计出物理壁面,并解出该流场结构。所得到的物理壁面可产生预先给定的压升规律,在此基础上,可设计出压升规律合理的压缩系统。

本文在设计轴对称压缩面时,于起始段置一长度很短的圆锥,采用 Taylor-Maccoll(T-M)方程求得该处流场参数,之后根据预先给定壁面压力分布,利用有旋特征线理论逐点求得物理壁面。设计需要的参数有来流马赫数、前缘压缩角 δ 、壁面压力梯度 dp/dx 以及压缩面长度 L 。表 1 列出了本文选取的设计参数。

表 1 设计参数

Table 1 Design parameters

Ma	$\delta/(^\circ)$	$(dp/dx)/(Pa/mm)$	L/mm
5	6	100	100

最终得到的物理壁面如图 1 所示,该型面的母线为一复杂曲线。特征线网格如图 2 所示,流场

结构图如图 3,图中标示了计算所得到的曲面型线及激波型线。可见,前缘激波为一曲面激波,流场不再具有锥形流的特征,沿锥顶发出的射线上气流参数并不均匀。为了验证本文计算方法的正确性,采用商业软件 FLUENT 进行校核,图 4 为



图 1 轴对称物理壁面

Fig. 1 Sketch of axisymmetric wall

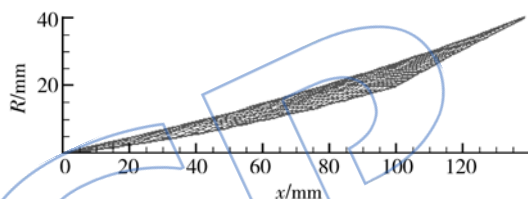


图 2 特征线网格图

Fig. 2 Sketch of characteristics line

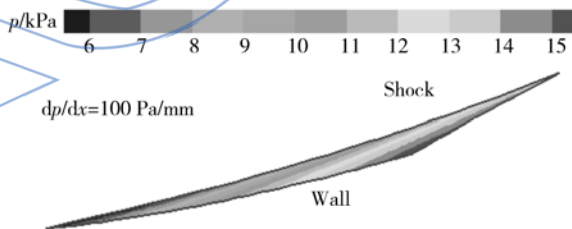


图 3 特征线法计算的等压力图

Fig. 3 Contour of pressure computed using MOC

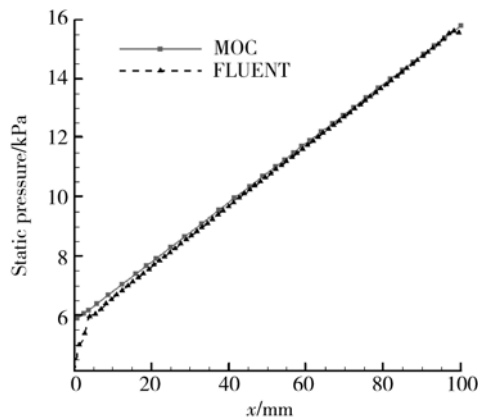


图 4 特征线法与 FLUENT 计算的壁面压力分布对比

Fig. 4 Comparison of wall pressure distribution computed using MOC and FLUENT

两种方法所得的壁面压力曲线对比图,可知,两种方法得到的沿程压力分布吻合较好。

1.2 外压段压缩面优化设计

压缩面的压升规律直接确定了压缩面的形状及性能,因此本节以压缩面的压升规律作为设计参数,以压缩面性能为输出参数对压缩面进行了优化设计,得到了综合性能较优的压缩面。

1.2.1 几何模型

本节选取如下来流参数设计压缩面: $Ma=6$, 高度 $H=25$ km, 静温 $T=222$ K, 静压 $p_{\infty}=2549$ Pa; 压缩面统一取相同的长度 $L=300$ mm, 以 K_{δ} , K_1 , K_2 , K_3 及 K_4 这五个变量作为设计参数, 其含义如下:

K_{δ} —压缩面最前端激波后的静压用来流静

$$p(\eta) = \begin{cases} \frac{3}{2}(K_2 - K_1) \cdot \eta^2 + K_1 \cdot \eta + K_{\delta}, & 0 \leq \eta \leq \frac{1}{3} \\ \frac{3}{2}(K_3 - K_2) \cdot \eta^2 + (2K_2 - K_3) \cdot \eta + \frac{K_1 - 2K_2 + K_3}{6} + K_{\delta}, & \frac{1}{3} \leq \eta \leq \frac{2}{3} \\ \frac{3}{2}(K_4 - K_3) \cdot \eta^2 + (3K_3 - 2K_4) \cdot \eta + \frac{K_1 + 2K_2 - 7K_3 + 4K_4}{6} + K_{\delta}, & \frac{2}{3} \leq \eta \leq 1 \end{cases}$$

其中 η 为用压缩面总长度无量纲化的长度, 即 $\eta = x/L$ 。

可知, 壁面压升规律为一阶可导, 从而利用 1.1 节所述的方法设计压缩面, 然后再用 FLUENT 软件计算该压缩面的流场及性能参数。性能参数包括设计点的总压恢复系数、增压比、压差阻力系数、长高比及非设计点的流量系数、总压恢复系数。压缩面的出口及各参数的定义如图 5 所示。

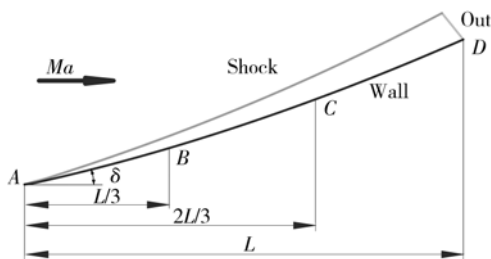


图 5 计算模型

Fig. 5 Computation model

1.2.2 优化设计过程

五个设计变量按表 2 中取值, 所取值均能生成合理的压缩面, 共有 4^5 种组合。为了更有效地平衡计算精度与计算成本, 本文采用基于替代模型的优化策略来对压缩面进行优化设计。现将具

压无量纲后的值, 它与压缩面的前缘压缩角 δ 是一一对应的。

K_1 —压缩面最前端即 A 点处的压力梯度无量纲化后的值。无量纲化的方法为, 将实际的压力梯度 (K) 除以来流静压再乘以曲面长度, 即 $K_1 = K \cdot L / p_{\infty}$ 。

K_2 —压缩面 1/3 长度处即 B 点的压力梯度无量纲化后的值。

K_3 —压缩面 2/3 长度处即 C 点的压力梯度无量纲化后的值。

K_4 —压缩面末端即 D 点的压力梯度无量纲化后的值。

A, B, C 及 D 四点把曲面分成了三段, 每段的压力梯度均为线性压力梯度, 给定这五个变量便可确定压缩面的压升规律, 即为

体的优化流程简单叙述如下: ①采用正交试验设计的方法从中选取样本并设计压缩面, 然后运用 FLUENT 对压缩面进行设计点与非设计点的数值计算, 输出每个样本的性能参数; ②对试验数据 (即数值计算所得到的性能参数) 进行拟合, 得到替代模型, 本文选用的是对样本可以进行无差拟合的 Kriging 模型; ③采用遗传算法对替代模型进行多目标优化设计, 得到满足所需性能的最优解集。优化计算时, 将曲面设计点定为 $Ma=6$, $H=25$ km, 非设计点定为 $Ma=4$, $H=17$ km。本文采用了 iSIGHT 软件作为辅助工具。iSIGHT 软件提供了多种试验设计、近似模型、以及优化设计等综合探测与分析手段, 可提高优化设计及数据分析的效率。

表 2 设计参数取值表

Table 2 Values of design parameters

K_{δ}	K_1	K_2	K_3	K_4
3	0	0	0	0
4	5	5	5	17
5	10	10	10	34
6	15	15	15	50

1.3 优化结果

1.3.1 单点两目标优化结果

将压缩面设计点选为 $Ma=6$, 以压缩面总压恢复系数 σ 及增压比 π_k 最大为目标, 选取设计变量 $\mathbf{x}=[K_\delta, K_1, K_2, K_3, K_4]^T$, 建立如下压缩面优化模型:

$$\begin{aligned} \max f(\mathbf{x}) &= \{\sigma(\mathbf{x}), \pi_k(\mathbf{x})\} \\ \text{Subject: } L &= 300 \text{ mm}, Ma = 6 \\ 3 &\leq K_\delta \leq 6 \\ 0 &\leq K_1 \leq 15 \\ 0 &\leq K_2 \leq 15 \\ 0 &\leq K_3 \leq 15 \\ 0 &\leq K_4 \leq 50 \end{aligned}$$

采用 NCGA(邻域培植遗传)算法来做无约束多目标优化. 计算中, 种群大小取为 40, 最大进化代数取为 80, 交叉概率为 1.0, 变异概率为 0.01. 图 6 给出了计算所得到的可行解和 Pareto 最优前沿, Pareto 最优前沿为设计者提供了各目标性能的全面权衡信息, 其左端点是总压恢复系数最大设计, 右端点是增压比最大设计, 实际设计时, 设计者可根据目标侧重点的不同来折中选取.

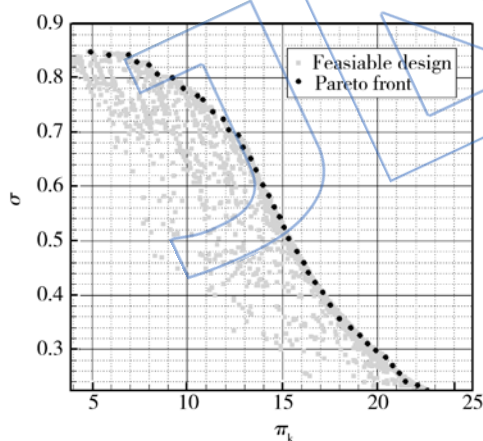


图 6 两目标优化设计的可行解及 Pareto 前沿

Fig. 6 Feasible design and Pareto front of 2-objective optimization

1.3.2 多点多目标优化设计

采用单点多目标优化设计的进气道并不能保证在非设计点时具有良好的性能, 因此有必要进行多点多目标优化设计. 一般地, 进气道必须在宽来流马赫数范围内均具有良好的性能, 如在加速阶段, 为保证发动机具有较大的推力, 就要求进气道具有较高的流量系数, 在巡航阶段, 为保证发动

机工作的效率较高, 就要求进气道在巡航点具有较高的总压恢复系数, 同时要保证一定的增压比. 为此, 对曲面进行多点多目标优化设计. 本文选择 $Ma=6$ 时总压恢复系数 σ 及增压比 π_k 最大, $Ma=4$ 时流量系数 φ 最大, 设计变量及其上下限取值与单点两目标时相同, 优化目标可表述为

$$\max f(\mathbf{x}) = \{\sigma(\mathbf{x}), \pi_k(\mathbf{x}), \varphi(\mathbf{x})\}$$

同样采用采用 NCGA 算法来做无约束多目标优化, 计算中, 种群大小取为 40, 最大进化代数取为 80, 交叉概率为 1.0, 变异概率为 0.01. 图 7 给出了计算得到的可行解和 Pareto 最优前沿, 由图可以看出, 与两目标 Pareto 最优前沿为二维目标空间的曲线不同, 三目标 Pareto 最优前沿为三维目标空间中的曲面, 设计者可根据性能指标权衡三个性能参数, 在 Pareto 最优前沿上选取合适的折中设计点.

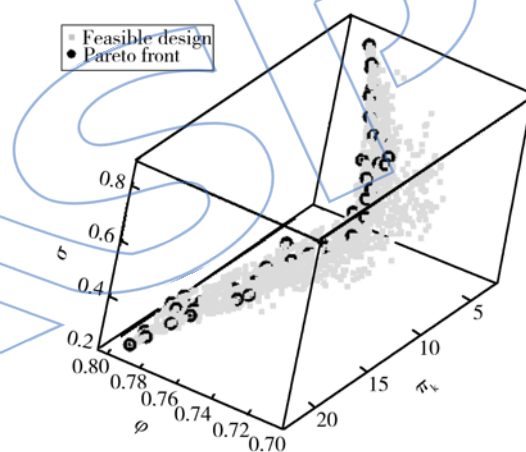


图 7 三目标优化的可行解及 Pareto 前沿

Fig. 7 Feasible design and Pareto front of 3-objective optimization

2 基于优化结果设计的高超轴对称曲面压缩进气道

2.1 模型设计

在设计时遵循如下约束条件:

- 1) 进气道捕获半径为 120 mm, 外罩最大半径为 126 mm;
- 2) 设计点高度为 25 km, 飞行马赫数为 6, 起动点马赫数为 4, 高度为 17 km;
- 3) 设计状态下, 进气道隔离段出口马赫数保持为 2.8 左右.

运用 1.3 节得到的三目标优化结果, 根据常规进气道唇口进口处的压比在 Pareto 最优解集

中选取一个可行解,设计了一个工作范围为 $Ma=4\sim 6$ 的壁面压升规律可控的高超轴对称进气道 inlet 1,外压段压升规律如图 8 所示,内压段采用圆弧设计.该进气道前缘初始压缩半锥角约为 12° ,总收缩比为 5.29,内收缩比为 1.31,气动布局如图 9 所示.

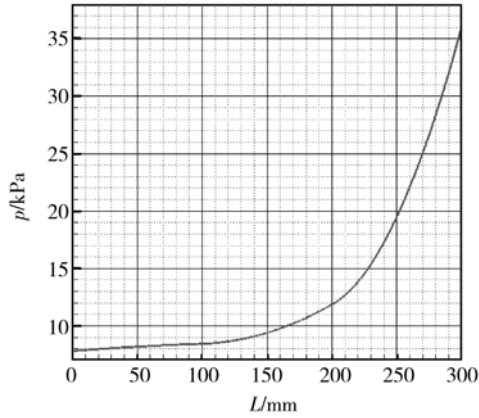


图 8 Inlet 1 压缩面压升规律

Fig. 8 Law of wall pressure rise of inlet 1

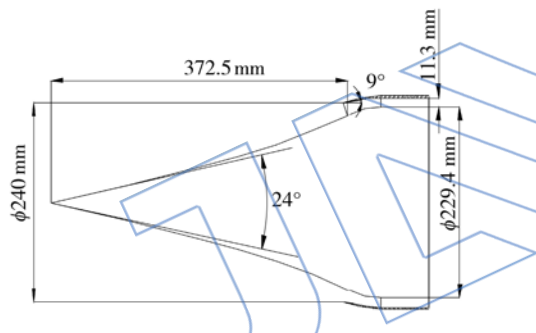


图 9 Inlet 1 气动布局

Fig. 9 Aerodynamic configuration of inlet 1

2.2 数值计算与结果分析

本文采用商用软件 FLUENT 进行数值模拟,由于模型的轴对称性,计算模型选用 2D-Axisymmetry(二维轴对称),湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁面区域使用标准壁面函数.对计算区域生成结构化网格,网格单元数约为 8 万.计算收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程以及

$k-\epsilon$ 方程的残差至少下降 3 个数量级,且进气道出口截面流量稳定.

表 3 给出了进气道在不同飞行条件下的计算状态和来流参数.

图 10 为进气道 inlet 1 在不同来流马赫数下的波系结构图,图中激波的相交、反射以及激波与膨胀波的相互作用清晰可见. Inlet 1 中由于凹形压缩面上一系列压缩波与前缘锥激波相交,使得激波发生向前的弯曲,这样可使唇口位置往前移动,从而缩短进气道的长度.

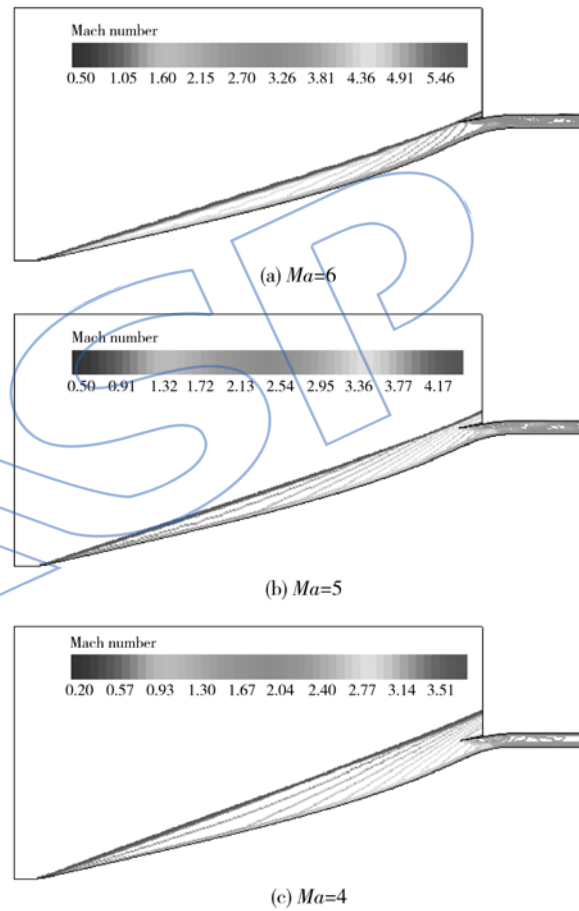


图 10 不同来流马赫数下 inlet 1 对称面马赫数等值线图

Fig. 10 Contour of symmetry plane Mach number of inlet 1 under different inflow Mach numbers

表 3 飞行条件下的计算状态和来流参数

Table 3 Computation parameters under different fly conditions

Ma	H/km	p_∞/Pa	T_∞/K	p^*/MPa	T^*/K	Q/kPa
4	17	8 850	216.65	1.344	909.9	99.1
5	21	4 729	217.58	2.502	1 305.5	82.8
6	25	2 549	221.55	4.024	1 816.7	64.3

表 4 给出了进气道 inlet 1 在不同来流马赫数下的性能数据,可以看出: $Ma=4$ 时,该进气道的流量系数为 0.683,隔离段出口总压恢复系数

达到 0.764; $Ma=6$ 时,流量系数为 1,隔离段出口总压恢复系数为 0.488. 可见,该进气道在宽来流马赫数范围内具有良好的性能.

表 4 Inlet 1 性能数据

Table 4 Performance parameters of inlet 1

Ma	φ	σ_{th}	Ma_{th}	π_{th}	σ_{out}	Ma_{out}	π_{out}
4	0.683	0.821	2.31	9.29	0.764	2.21	9.92
5	0.865	0.739	2.78	14.13	0.662	2.64	15.05
6	1.000	0.596	3.02	23.67	0.488	2.88	22.34

3 与常规进气道性能比较

目前轴对称进气道广泛采用双锥或三锥设计,为比较采用本文的设计方法设计的轴对称进气道与常规双锥、三锥轴对称进气道性能,本文在相同的约束条件下,运用数值模拟的手段对这三类进气道的总体性能开展了对比研究.

Inlet 2, inlet 3 为与 inlet 1 具有相同约束条件的进气道模型,且三个模型设计点压比相当. 图 11 为双锥轴对称进气道 inlet 2,第一级半锥角为 12° ,第二级半锥角为 22° ,总收缩比为 5.43,内收缩比为 1.33. 图 12 为三锥轴对称进气道 inlet 3,第一级半锥角与双锥相同,取为 12° ,第二级半锥

角为 18° ,第三级半锥角为 24° ,为近似等激波强度配置. 该模型总收缩比为 6.45,内收缩比为 1.34.

图 13、图 14 是进气道流量系数 φ 和喉道截面总压恢复系数 σ 随来流马赫数的变化曲线. 由图可看出,在设计点时, inlet 1 的总压恢复系数介于 inlet 2 与 inlet 3 之间,这是由于高超声速进气道的损失主要为激波损失,三个进气道的前缘压缩角相同,即前缘激波损失相同, inlet 1 的激波为一弯曲激波,且末端斜率大于前端斜率,即末端激波损失较大,而 inlet 2 末端为一道激波压缩, inlet 3 末端为两道激波压缩,因此 inlet 1 末端的激波损失介于两者之间,从而使得设计点时 inlet 1 的性能介于两者之间. 在非设计点时, inlet 1 的性能明显优于 inlet 2 及 inlet 3,这是由于三者的前缘压缩角相同,而 inlet 1 的激波发生向前弯曲,使得唇口位置相对 inlet 2, inlet 3 更靠前,当来流马赫数下降时,溢流窗便不会随之增大,因此流量系数不会随来流马赫数的下降而急剧下降,在本文所给压升规律的条件下,起动点其流量系数比 inlet 2, inlet 3 分别提高 8.24%, 12.60%; 在低来流马赫数下, inlet 1 外压段产生的一系列压缩波强度减弱,使激波弯曲程度减小,从而使激波损失减小. 在起动点,其总压恢复系数比双锥、三锥分别提高 4.06%, 2.50%.

此外,在进气道的捕获流量一定时,双锥、三锥进气道外压段的长度就由第一级压缩角确定,本文 inlet 2 与 inlet 3 第一级压缩角相同,故长度相同,而 inlet 1 虽然初始压缩角与 inlet 2 相同,但由于激波向前弯曲能使唇口往前移动,从而 inlet 1 的外压段长度较短,本文中 inlet 1 较 inlet 2, inlet 3 外压段缩短了进气道捕获半径的 32.5%.

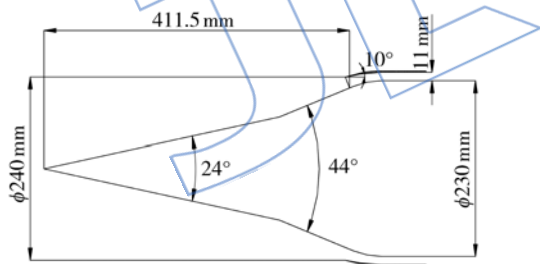


图 11 Inlet 2 气动布局

Fig. 11 Aerodynamic configuration of inlet 2

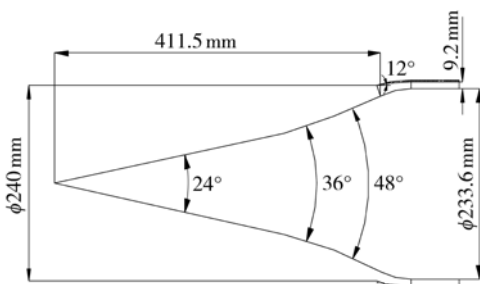


图 12 Inlet 3 气动布局

Fig. 12 Aerodynamic configuration of inlet 3

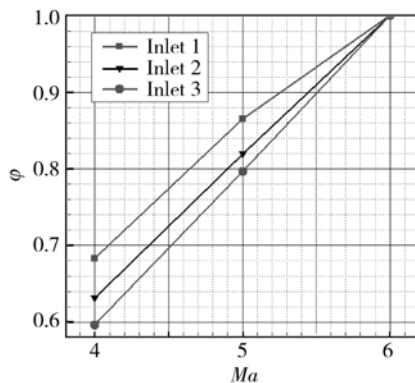


图 13 流量系数随来流马赫数变化曲线

Fig. 13 Variation curve of flow rate coefficient with inflow Mach number

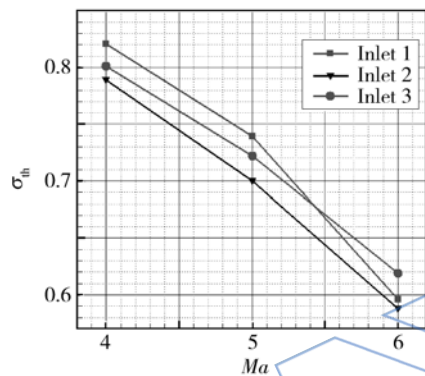


图 14 总压恢复系数随来流马赫数变化曲线

Fig. 14 Variation curve of total pressure recovery coefficient with inflow Mach number

4 结 论

本文采用有旋特征线理论,研究了沿程压升规律可控的轴对称压缩面设计方法,基于该方法,结合替代模型多目标优化设计压缩面,基于优化结果,设计了新型高超轴对称进气道,对其进行了数值研究,并与常规双锥、三锥轴对称进气道进行了比较,得到如下结论:

1) 该方法能有效缩短进气道的长度,在本文所给压升规律的条件下,较双锥和三锥进气道缩短了捕获半径的 32.5%;

2) 在本文所给压升规律的条件下,设计点的总压恢复系数介于双锥和三锥之间;

3) 在本文所给压升规律的条件下,起动点其流量系数比双锥提高 8.24%,比三锥提高 12.60%,其总压恢复系数比双锥提高 4.06%,比三锥提高 2.50%。

参考文献:

- [1] Samanich N E, Cubbison R W. A pivoting cowl and spike technique for efficient angle-of-attack operation of supersonic inlets[R]. NACA RM E58G11a, 1958.
- [2] Connors J F, Woollett R R. Performance characteristics of several types of axially symmetric nose inlets at Mach number 3.85[R]. NACA RM E52I15, 1952.
- [3] Sorensen N E, Smeltzer D B. Study of two axisymmetric inlets for Mach 3.5[R]. AIAA 1976-0204, 1976.
- [4] Weir L J, Sanders B W. A new design concept for supersonic axisymmetric inlets[R]. AIAA 2002-3775, 2002.
- [5] 谢旅荣, 郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道气动特性数值仿真和实验验证[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 78-83. XIE Lürong, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental validation of flow in mixed-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed geometry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 78-83. (in Chinese)
- [6] Stitt L E, Chubb D L. Investigation of three Mach 7 external-compression axisymmetric inlets from Mach 1.9 to 6.8[R]. NASA/TM X-413, 1960.
- [7] Bradford J, Olds J, Bechtel R, et al. Exploration of the design space for the ABLV-GTSSTO reusable launch vehicle[R]. AIAA 2000-5136, 2000.
- [8] DeBonis J R, Trefny C J. Supersonic wind tunnel tests of a half-axisymmetric 12°-spike inlet to a rocket-based-combined-cycle propulsion system[R]. NASA/TM 2001-210567, 2001.
- [9] 金志光, 张堃元. 二维非常规压缩型超/高超超声速进气道的设计概念[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 226-229. JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Concept of a two-dimensional supersonic/hypersonic inlet with a non-conventional compression wall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 226-229. (in Chinese)
- [10] 居燕. 弯曲激波压缩面设计及试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005. JU Yan. Design of curved shock compression surface and experimental investigation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [11] 潘瑾, 张堃元, 金志光. 弯曲激波压缩型面的设计及数值分析[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 438-442. PAN Jin, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Design and numerical investigation of curved shock compression surface[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 438-442. (in Chinese)
- [12] 潘瑾, 张堃元, 王磊. 几种超声速非常规压缩系统的研究[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 673-676. PAN Jin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei. Study of several supersonic non-conventional compression surfaces[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 673-676. (in Chinese)