

弹用“X”型倒置二元进气道方案与 常规正置方案的气动性能对比

罗皓, 金志光, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为提高来流马赫数范围为 $2\sim 4$ 的“X”型进气系统大攻角下的稳定裕度,设计并研究了一种倒置二元进气道设计方案,并将其与正置方案进行了比较。结果表明:来流马赫数为 $2.3\sim 3.5$,攻角范围为 $0^\circ\sim 6^\circ$ 时,倒置布局设计方案总体性能较优,未出现明显激波/附面层干扰问题,能够满足设计要求。在采用相同的进气道设计方案时,倒置布局其迎风与背风进气道结尾激波位置及总体性能参数差异更小; 0° 攻角时倒置布局临界总压恢复系数与正置布局相当, 4° 攻角时倒置布局比正置布局高 $2\%\sim 3\%$, 8° 攻角时普遍高 19% 以上,且来流马赫数越高提升幅度越明显, 8° 攻角下倒置布局总流量系数较正置布局高 6% 左右。研究还发现,当来流马赫数较低时倒置布局总阻力低于正置布局, 4° 攻角时低 1.7% ;而来流马赫数较高时倒置布局总阻力高于正置布局, 4° 攻角时高 2.0% 。

关键词: 超声速进气道;“X”型布局;倒置进气道;正置进气道;气动性能比较;阻力特性

中图分类号: V23

文献标志码: A

Aerodynamic performance comparison of a two-dimensional inlet for missile in an inverted “X”-type layout with classical layout

LUO Hao, JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to raise the stability margin of “X”-type inlet system with incoming Mach number range from 2 to 4 at a high angle of attack, an inverted two-dimensional inlet was designed and compared with the classical inlet layout. Results indicate that the inverted inlet layout has better overall performance at incoming Mach number 2.3 to 3.5 with angle of attack from 0° to 6° . There is no obvious phenomenon of shock/boundary layer interactions, allowing to meet the design requirements. When the same inlet design scheme is adopted, the terminal shock location and overall performance parameters have little differences between windward and leeward inlets of the inverted layout. The critical total pressure recovery coefficient of the inverted layout is almost equal to classical layout when the angle of attack is 0° , $2\%\sim 3\%$ higher when the angle of attack is 4° and generally 19% higher when the angle of attack is 8° . The higher the incoming Mach number is, the more obvious the increase is. The total mass flow coefficient of the inverted layout is about 6% higher at angle of attack 8° . Moreover, the total drag force of inverted layout is lower than that of classical

收稿日期: 2019-04-11

作者简介: 罗皓(1995—),男,硕士,主要从事内流气体动力学研究。

引用格式: 罗皓,金志光,张堃元. 弹用“X”型倒置二元进气道方案与常规正置方案的气动性能对比[J]. 航空动力学报,2019,34(11):2366-2376. LUO Hao, JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Aerodynamic performance comparison of a two-dimensional inlet for missile in an inverted “X”-type layout with classical layout[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2366-2376.

layout at low incoming Mach number, which is 1.7% lower when angle of attack is 4°. While at high incoming Mach number, the total drag force of inverted layout is higher than that of classical layout, which is 2.0% higher when angle of attack is 4°.

Key words: supersonic inlet; “X” layout; inverted inlet; classical inlet; aerodynamic performance comparison; drag characteristics

进气道作为冲压发动机的关键部件,其工作状态直接关系着发动机整体循环效率与总体推力。进气道在飞行器上的布局方式会显著影响飞行器的总体受力与气动构型,布局方案的选取对发动机的性能以及总体布局有着重要的影响。

在弹用进气道布局方式中,“X”型布局具有结构紧凑、迎风阻力小、飞控易于实现等优点,其常规(正置)布局国内外已有一系列研究^[1-3]。孟宇鹏等^[4]发现正置布局在大攻角飞行时,弹体涡会使得背风区附面层增厚甚至分离,进而影响发动机性能。而法国国家宇航研究中心^[5]发现倒置布局在大攻角以及大侧滑角飞行时具有更高的性能。德国新型 Armiger 反辐射导弹^[6]率先使用了这种进气道布局方式,Kuznetsov 等^[7]针对这种导弹进行了发动机稳定性分析。南京航空航天大学万大为等^[8-9]针对定几何倒置进气道进行了数值仿真与试验研究,对这种布局气动特性的变化做出了分析与解释,并通过添加宽泄压槽来提高进气道性能。文献[10-12]针对倒置进气道气动型面设计方法展开了一系列参数化研究。郑日升等^[13]分析了分流楔对抑制亚额定工况高超声速倒置进气道激波/附面层干扰问题的流动机理。文献[14-16]针对倒置布局与其他不同布局的进气道做了初步性能对比分析,但并未对其流场结构差异做细致分析。

综合来看,上述文献研究内容大多侧重于倒置进气道的设计优化方法以及性能参数变化规律。迄今为止,鲜见公开文献就倒置布局相对正置布局的优势进行详细阐述。因此,有必要系统地分析比较倒置布局与正置布局在流场结构以及性能参数上的差异。

本文针对一种“X”型倒置超声速定几何二元进气道,采用数值仿真方法研究了其全飞行包线范围内与正置布局总体性能、阻力特性以及自启动特性等方面的差异,并阐述产生这种差异的原因。

1 倒置进气道方案设计

本文研究的二元进气道来流马赫数范围为 2~4,设计方案如图 1 所示, H 代表进气道捕获

高度。进气道采用斜楔+等熵压缩设计方法,总收缩比为 2.0,自启动马赫数为 2.1,设计点马赫数为 2.6,为提高起动裕度,优化流场结构,在内压段布置了两道 3 mm 宽的泄压槽。扩压段面积扩张比为 2.0,扩张角为 4°,扩压段出口 45°拐弯到掺混段中。进气系统三维造型如图 2 所示,进气道呈“X”型布局方式, Ma_∞ 表示来流马赫数, α 表示攻角。

图 3 给出了倒置布局与正置布局进气道的对比示意图,两种布局进气道设计方案一致,且迎风面积相同。倒置布局其唇口距弹身(隔道高度)为 $0.24H$,正置布局其隔道高度为 $0.16H$ 。

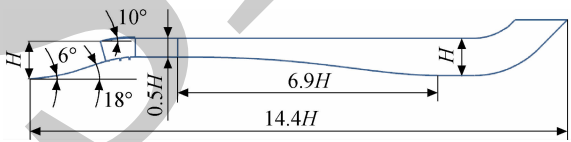


图 1 二元超声速进气道型面
Fig. 1 Configuration of two-dimensional supersonic inlet

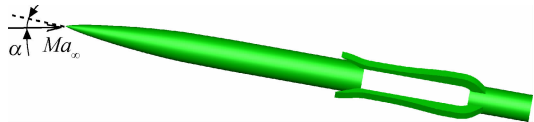


图 2 倒置进气道三维气动造型
Fig. 2 Three-dimensional aerodynamic configuration of inverted inlet

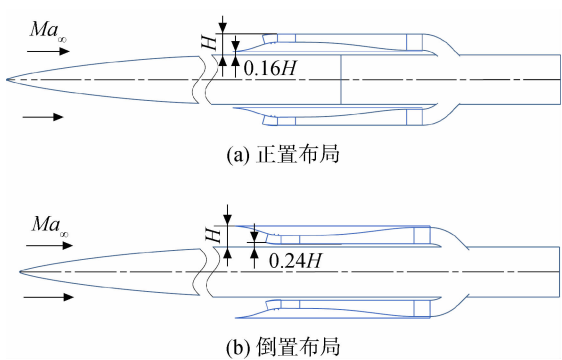


图 3 倒置布局与正置布局对比示意图
Fig. 3 Comparison between inverted layout and classical layout

2 数值计算方法

本文数值计算采用有限体积法求解三维 Navier-Stokes(N-S)方程,其中对流通量采用基于 2 阶迎风方程的 Roe 方法计算,黏性通量采用 2 阶中心差分,采用时间相关法求解定常流场。湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,采用 2 阶迎风格式离散,近壁面采用标准壁面函数处理。计算中各项残差及进出口流量之差下降 3 个数量级且沿程监测截面流量守恒时认定计算收敛。

由于几何构型具有对称性,为减小计算量仅计算一半网格。网格划分采用局部加密技术,在气流参数变化剧烈的地方和边界层处加密,半模网格总量均保持在 460 万左右,图 4 展示了倒置布局总体网格与进气道入口局部网格。为便于后续对比,统一将位于弹体迎风侧的进气道定义为迎风进气道,弹体背风侧的进气道为背风进气道。文献[17-18]采用相同的湍流模型和相同尺度的网格研究了双下侧二元进气道,与试验结果对比表明,此湍流模型能够较准确地模拟带弹体二元进气道内部流动。

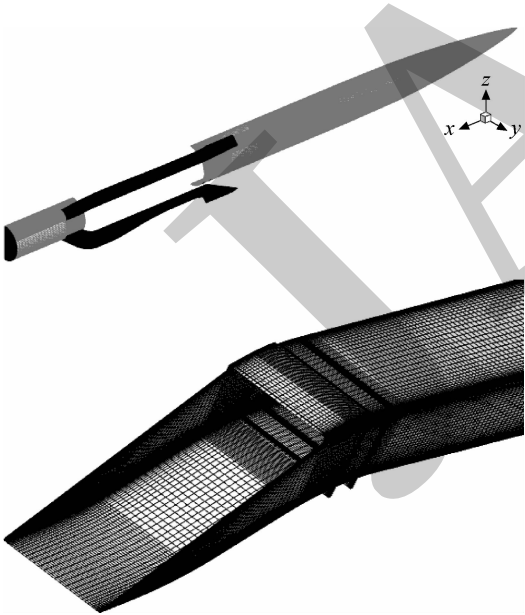


图 4 计算网格
Fig. 4 Computational grid

计算域进口给定压力远场边界,不同工况来流条件见表 1。泄压槽出口、远场出口以及掺混段出口设置为压力出口边界条件,不同工况下泄压槽出口压力均设置为来流静压。计算进气道临界性能时,在掺混段出口不断提高高压,当某一进气道结尾激波前移至喉道时,此时出口压力认定为临界反压。

表 1 不同工况来流条件
Table 1 Different incoming flow conditions

来流 马赫数	飞行 高度/km	来流 静压/Pa	来流 静温/K
2.3	2.8	101 325	269.958
2.7	8	71 921.3	236.215
3.0	8	71 921.3	236.215
3.5	8	71 921.3	236.215

由于本文研究的带弹体进气系统未有公开试验数据可供开展算例验证,因而采用德国亚琛工业大学 Herrmann 等的单个进气道模型试验结果^[19]验证本文数值方法的精度。来流参数为 $Ma_\infty=2.5$, $\alpha=10^\circ$,总压为 5.6×10^5 Pa,总温为 295 K,来流单位雷诺数为 $5.67\times10^7\text{ m}^{-1}$ 。图 5、图 6 分别给出了数值计算对称面上马赫数分布与试验纹影,以及壁面中心线静压(p)分布, $p_{t,\infty}$ 为来流总压。

结合纹影以及壁面静压分布可见,数值仿真获得的波系结构与试验纹影吻合较好,顶板和唇口板沿程静压分布曲线与试验结果趋势基本一

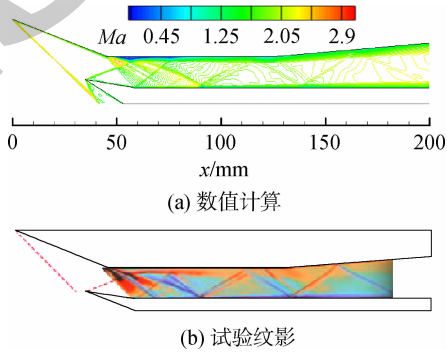
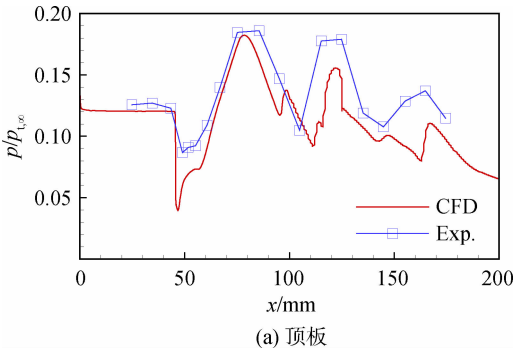


图 5 进气道对称面马赫数分布数值计算结果与试验纹影对比
Fig. 5 Comparison of Mach number distribution on inlet symmetry plane between numerical simulation result and test schlieren



(a) 顶板

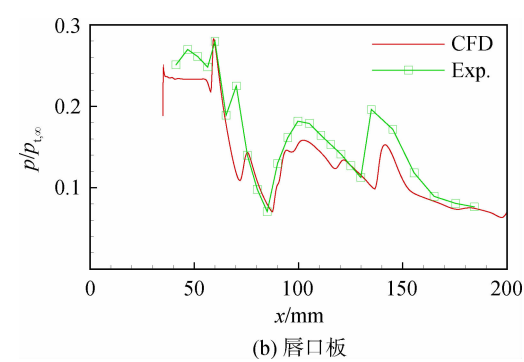


图 6 进气道中心线沿程静压分布

Fig. 6 Static pressure distribution along the inlet central line

致,数值大小在部分点存在一定差异。由此可见,本文所采用的计算方法能够捕捉到超声速进气道内的典型流动特征,对激波、膨胀波的预测精度在可接受范围。由于本文研究工作侧重于两种布局方式的横向对比,因而计算方法的误差并不会对最终结论有显著影响。

3 结果与分析

3.1 流场结构的对比分析

图 7、图 8 分别给出了 $\alpha=4^\circ$ 时倒置布局与正置布局不同来流马赫数下临界反压时进气道头部流场结构。

研究发现倒置布局流场结构与正置布局差异不大。图 7 可以看到,外压段斜激波与弹体附面层干扰引发的分离区并未影响到进气道内部气流

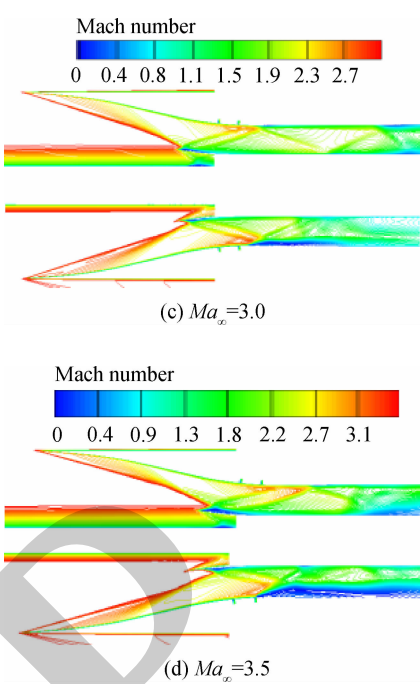


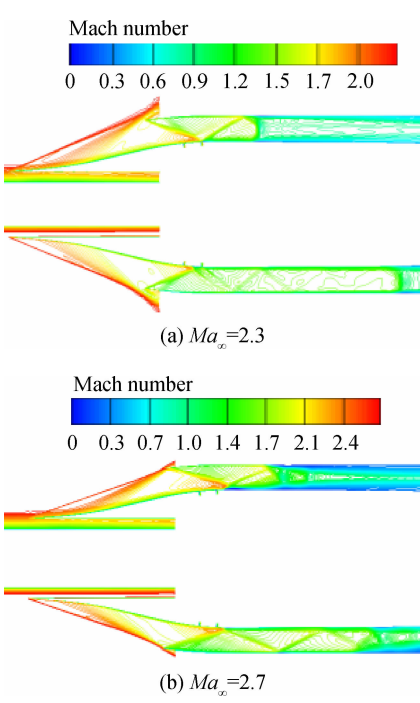
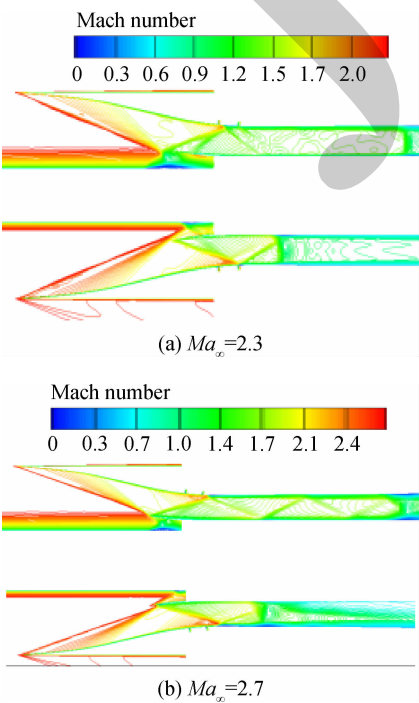
图 7 不同来流马赫数下,倒置布局对称面头部流场结构($\alpha=4^\circ$)

Fig. 7 Flow field on symmetrical plane of invert layout at different incoming Mach numbers ($\alpha=4^\circ$)

的正常流动,进气道能够正常工作。

图 9 给出了 $Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$ 临界状态下两种布局临界反压时进气系统对称面马赫数分布,图中 H_{th} 表示喉部高度。

计算发现,两种布局均是负攻角状态的一侧进气道先达到临界状态,倒置布局为迎风侧进气



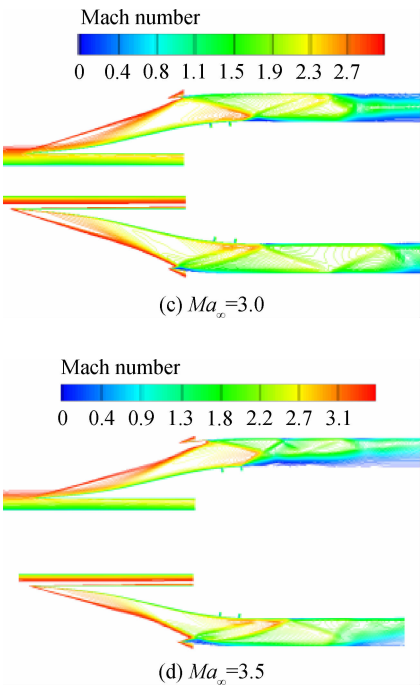


图 8 不同来流马赫数下,正置布局对称面头部流场结构($\alpha=4^\circ$)

Fig. 8 Flow field on symmetrical plane of classical layout at different incoming Mach numbers ($\alpha=4^\circ$)

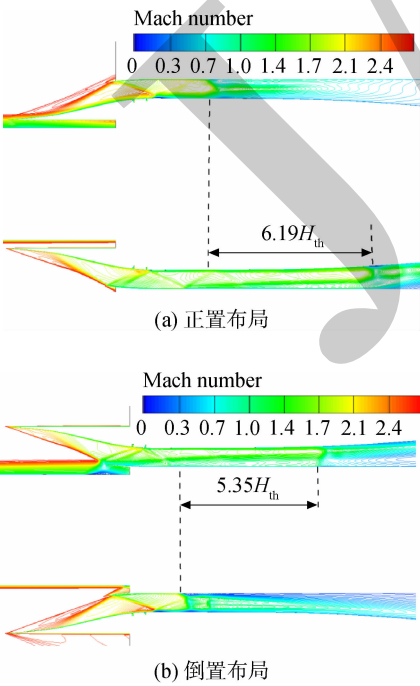


图 9 进气系统对称面马赫数分布 ($Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$)

Fig. 9 Mach number distribution on symmetrical plane of inlet system ($Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$)

道,正置布局为背风侧进气道。倒置布局其迎、背风侧进气道结尾激波位置差异更小,且结尾激波位置更加靠前,扩压段气流更加均匀。

正置布局其背风侧进气道处于负攻角状态,且入口附面层厚,抗反压能力较弱。当背风侧进气道达到临界状态时,迎风侧进气道仍为深度超临界状态,出口流场畸变必然增大。

图 10 给出了 $Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$ 时倒置布局与正置布局唇口横截面马赫数分布。在唇口横截面,倒置布局斜激波与弹体附面层干扰引发了弹体表面气流分离,影响到进气道内部气流,而正置布局并未出现附面层分离现象。此外两种布局的气流均受到较强侧滑的干扰,表明在大攻角下弹体表面气流的绕流现象十分严重。

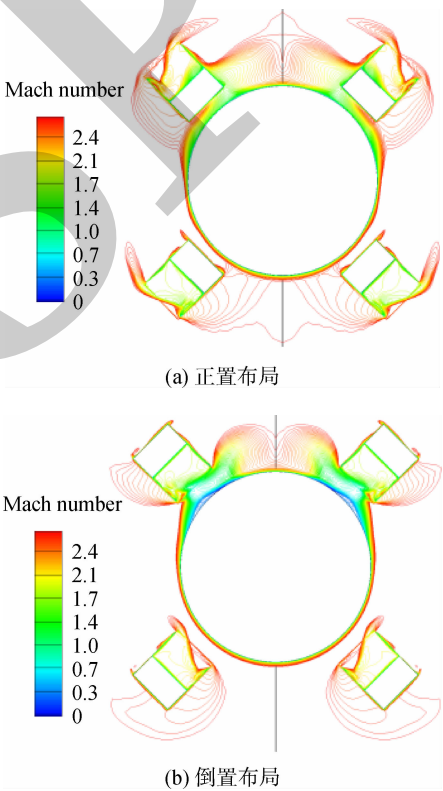


图 10 两种布局唇口横截面流场结构 ($Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$)

Fig. 10 Lip cross-sectional flow field structure of two layouts ($Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$)

图 11 给出了两种布局临界状态下进气道顶板和唇口板中心线沿程静压分布。图中 L 指进气道出口内侧至进气道前缘距离, p_∞ 代表来流静压。

由于倒置布局外压缩面远离弹身,且不带有附面层,其两侧进气道的沿程压比高于正置布局。二元进气道顶板是主要压缩面,倒置布局这种特

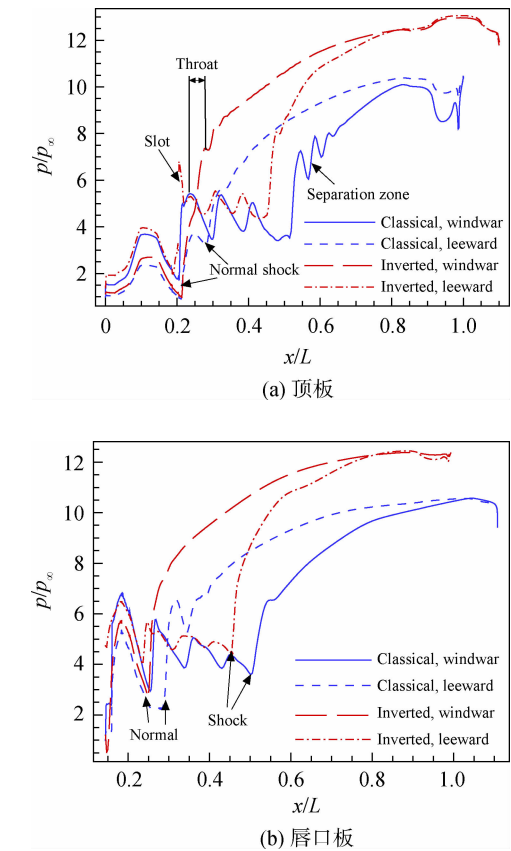


图 11 两种布局进气道中心线沿程静压分布曲线
($Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$)

Fig. 11 Static pressure distribution along the central line of two layouts ($Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$)

点对提高进气系统的抗反压能力是十分有利的。

表 2 给出了 $Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$ 两种布局喉部性能参数, φ 代表流量系数(进气系统实际捕获流量与 0° 攻角下进气系统最大理论捕获流量之比), σ_{th} 代表喉部流通时总压恢复系数, π 代表增压比(静压与来流静压之比)。下标 1、2 分别代表正、负攻角状态下的进气道(倒置布局 1 位于背风侧, 正置布局 1 位于迎风侧)。

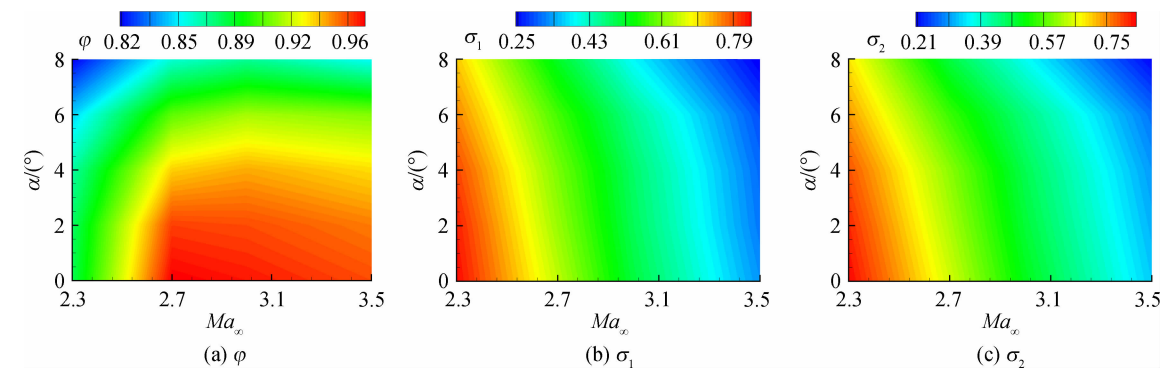


图 12 正置布局总体性能参数云图

Fig. 12 Overall performance parameters of classical layout

表 2 两种布局进气系统喉部性能参数
($Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$)

Table 2 Throat performance parameters of inlet with two layouts ($Ma_\infty=2.7, \alpha=8^\circ$)

布局	φ_1	σ_{th1}	π_1	φ_2	σ_{th2}	π_2
正置	0.990	0.802	4.5	0.732	0.761	2.8
倒置	0.996	0.826	4.9	0.840	0.767	3.3

表 2 中不难发现, 由于倒置布局压缩楔面远离弹身, 进气道受弹体附面层的干扰更小, 有效压缩量高, 两侧进气道喉部总压恢复系数均略高于正置布局。倒置布局负攻角状态的进气道入口附面层薄, 来流品质好, 能够捕获更多的自由来流, 流量系数比正置布局高 14.7%, 这种差异将导致带攻角时倒置布局的临界性能优于正置布局。两者总体性能变化趋势将在 3.2 节阐述。

3.2 总体性能的对比分析

图 12、图 13 对比研究了不同来流马赫数在典型攻角 $0^\circ、2^\circ、4^\circ、6^\circ、8^\circ$ 下倒置布局与正置布局临界工况下的气动参数, $\sigma_1、\sigma_2$ 分别代表正、负攻角状态下的进气道出口临界总压恢复系数)。

相比正置布局, 倒置布局没有出现性能急剧恶化的工况, 在 8° 攻角时性能会有不同幅度的下降, $Ma_\infty=3.5$ 时 8° 攻角总压恢复系数相比 6° 攻角时下降了 10%。总之, 倒置布局在全飞行包线范围内能够正常工作, 在攻角 $0^\circ\sim6^\circ$ 范围内性能较好。

数值计算结果表明, $\alpha=0^\circ$ 时倒置布局总体性能与正置布局相当; $\alpha=4^\circ$ 时倒置布局总压恢复系数比正置布局高 2%~3%, 总流量系数高 1.3% 左右。 $\alpha=8^\circ$ 时 $Ma_\infty=2.7$ 时倒置布局临界总压恢复系数相比正置布局高 19.8%, $Ma_\infty=3.0$ 时

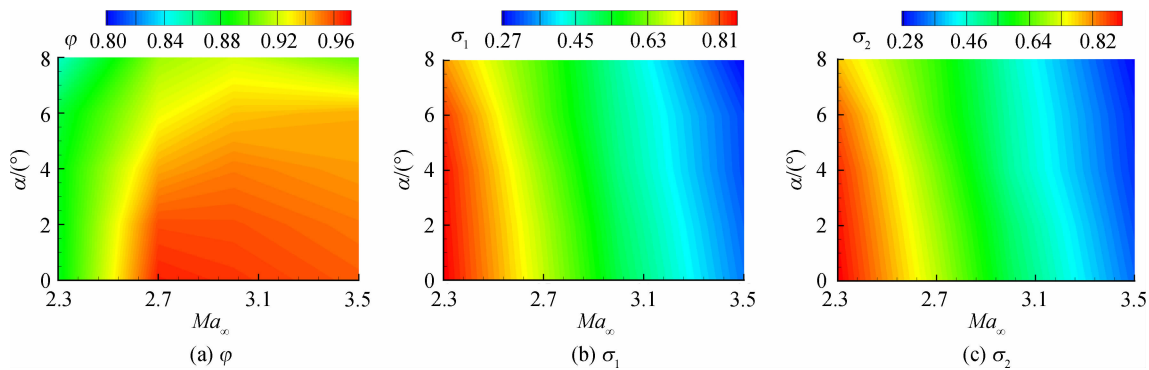


图 13 倒置布局总体性能参数云图

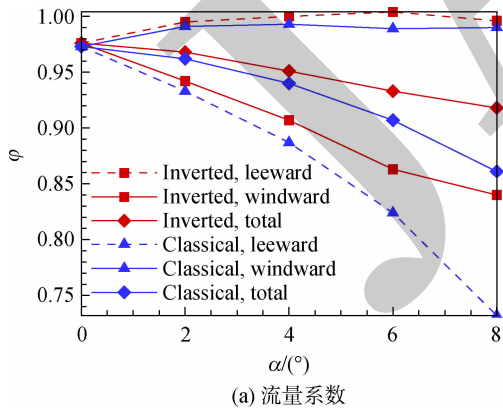
Fig. 13 Overall performance parameters of inverted layout

高 21.5%, $Ma_\infty=3.5$ 时高 28.6%。可见 8° 攻角倒置布局普遍高 19% 以上, 且来流马赫数越高, 提升越明显, 并且 8° 攻角时倒置布局总流量系数较正置布局高 6% 左右。

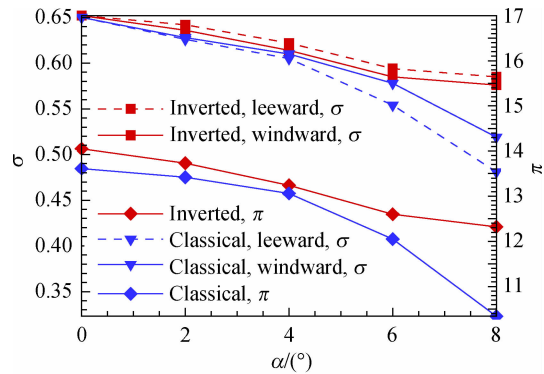
图 14 给出了 $Ma_\infty=2.7$ 时进气道性能参数随攻角的变化曲线。

可见在 $\alpha \leq 4^\circ$ 时倒置布局相比正置布局优势不明显, 而当攻角继续增大时, 其优势逐渐明显, 在 $\alpha=8^\circ$ 时总压恢复系数提高了 19.8%, 增压比提高了 19.1%。正置布局临界反压随攻角大致呈 3 次曲线下降趋势, 而倒置布局则呈缓慢线性下降。

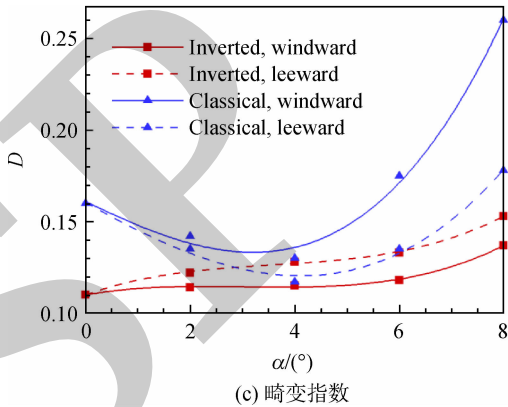
对比 $Ma_\infty=2.7$ 时不同布局下临界状态下



(a) 流量系数



(b) 总压恢复系数与增压比



(c) 畸变指数

图 14 两种布局进气道总体性能参数 ($Ma_\infty=2.7$)

Fig. 14 Overall performance parameters of inlet with two layouts ($Ma_\infty=2.7$)

两侧进气道出口截面畸变指数 (D), 可见正置布局时在 $\alpha=4^\circ$ 时畸变最小, $\alpha=8^\circ$ 时由于迎风侧进气道激波相比背风侧更加靠后, 气流的损失以及流动损失十分严重, 而倒置布局两侧进气道的差异更小, 8° 攻角范围内整体气流畸变相对较小。

3.3 阻力特性的对比分析

为全面考量布局方式对全弹飞行的影响, 同时分析了进气系统的阻力系数, 分别选取亚额定工况 $Ma_\infty=2.3$ 和超额定工况 $Ma_\infty=3.5$ 进行分析, 由于进气道在正常工作时扩压段表现为推力, 为便于分析阻力, 仅取喉道前截面作为研究对象。

统计的阻力系数包括进气道内阻和外阻。以倒置布局为例 (图 15), 外阻包括喉道前的弹体、隔道、底板、进气道外侧壁以及外唇罩, 内阻包括顶板、唇口板以及内侧壁, 也只取喉道前计算。计算中保证两种布局水平方向距离一致。

统计时, 对各表面的压差以及摩擦阻力在来流方向的投影进行积分, 未考虑溢流阻力。进气系统阻力系数定义为^[20]

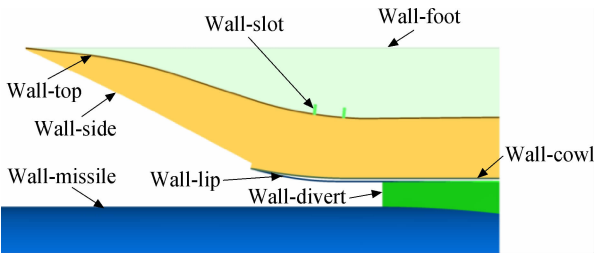


图 15 进气系统阻力构成

Fig. 15 Drag composition of inlet system

$$C_t = \frac{F_x - p_\infty A_x}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 A_0} \tag{1}$$

式中 F_x 、 A_x 分别为力与受力面在来流方向的投影, A_0 为参考面积, 本文取进气系统迎风面积, ρ_∞ 、 V_∞ 分别为来流密度以及来流速度。

图 16 给出了不同攻角下进气系统阻力系数, C_a 指内阻系数, C_d 指外阻系数, C_t 指总阻力系数。结果表明, 随着攻角的增大, 两种布局的阻力系数均呈线性上升趋势。在亚额定工况 $Ma_\infty =$

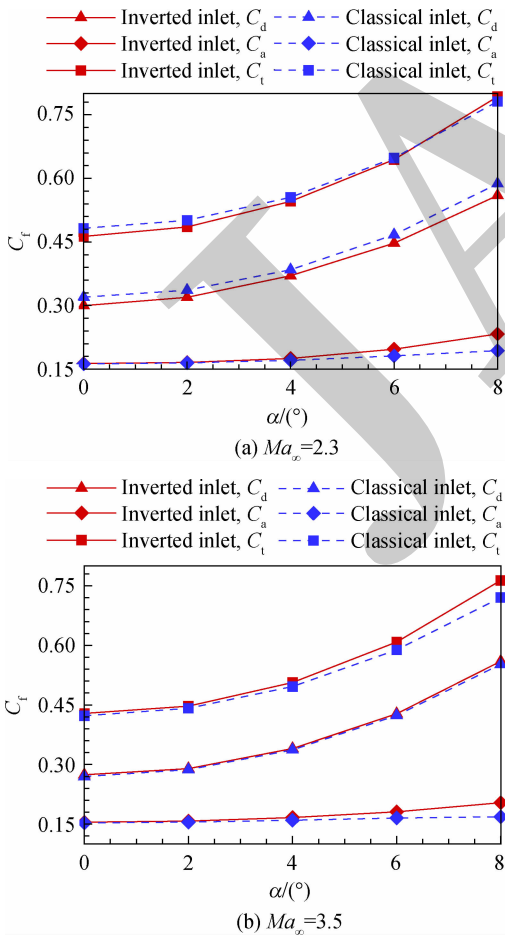


图 16 两种布局阻力系数随攻角变化趋势

Fig. 16 Trend of drag coefficients of two layouts with angle of attack

2.3 下, 由于倒置布局其隔道气流速度较低, 其外阻小于正置布局; 而带攻角飞行时由于进气道斜激波与弹体附面层干扰增加了进气道内部气流的压缩量, 进气道内阻明显高于正置布局。 $\alpha=4^\circ$ 时倒置布局总阻力系数比正置布局低 1.7%, $\alpha=8^\circ$ 时由于倒置布局内阻的增加, 其总阻力系数反而比正置布局高 1.5%。

而超额定工况 $Ma_\infty=3.5$ 下由于倒置布局的有效压缩量高于正置布局, 致使其内阻高于正置布局, 而两者的外阻大致相等。 $\alpha=4^\circ$ 时倒置布局总阻力系数比正置布局高 2.0%, $\alpha=8^\circ$ 时高 5.9%。

3.4 自启动能力的对比分析

首先对比研究了 0° 攻角下两种布局的最低自启动马赫数。数值仿真同样采取稳态数值模拟方法, 先给定 $Ma_\infty=1.8$ 得到一个不起动流场, 然后不断增加来流马赫数 (增加来流马赫数间隔 $\Delta Ma_\infty=0.05$), 直至进气道起动。自启动过程见图 17、图 18。

计算发现, 正置布局的自启动马赫数为 2.05, 而倒置布局的自启动马赫数为 2.1, 略高于正置布局, 但仍能满足设计要求。图 19、图 20 还

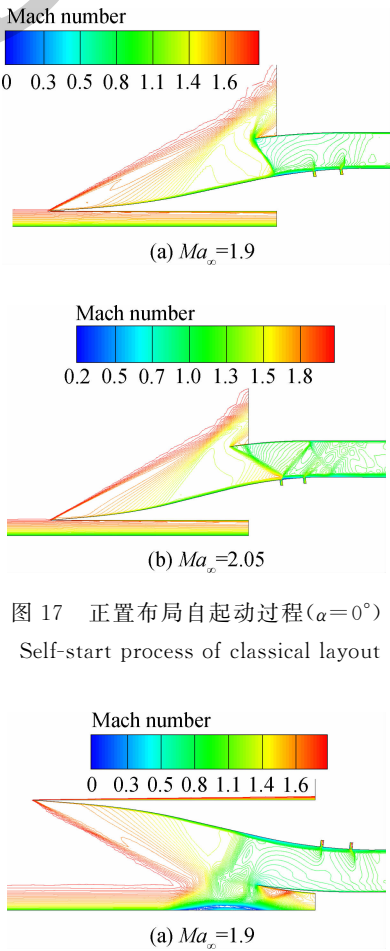


图 17 正置布局自启动过程 ($\alpha=0^\circ$)

Fig. 17 Self-start process of classical layout ($\alpha=0^\circ$)

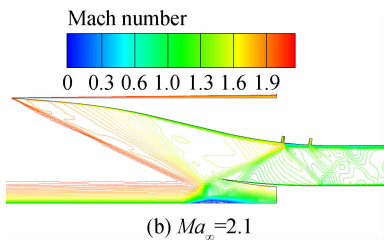
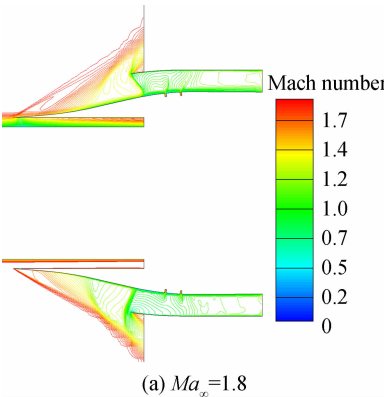
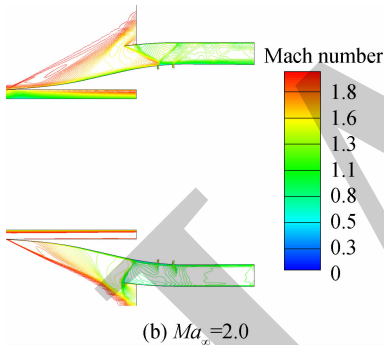


图 18 倒置布局自起动过程($\alpha=0^\circ$)

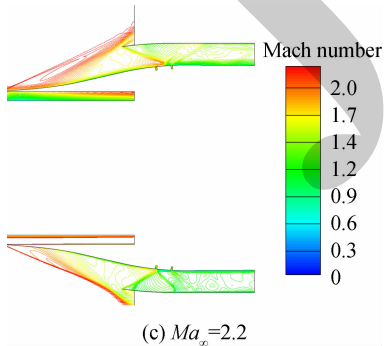
Fig. 18 Self-start process of inverted layout ($\alpha=0^\circ$)



(a) $Ma_\infty=1.8$



(b) $Ma_\infty=2.0$



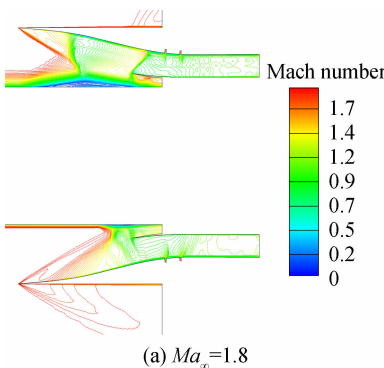
(c) $Ma_\infty=2.2$

图 19 正置布局自起动过程($\alpha=7^\circ$)

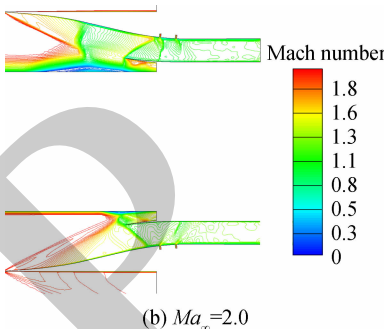
Fig. 19 Self-start process of classical layout ($\alpha=7^\circ$)

比较了 7° 攻角时两种布局的自起动过程。

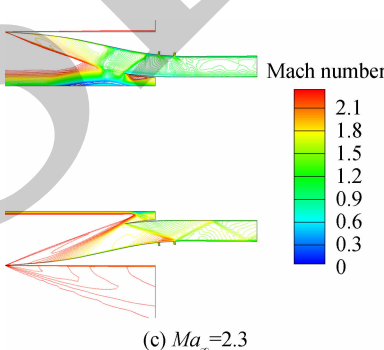
正置布局大攻角下自起动过程不同于 0° 攻角, $Ma_\infty=2.0$ 时背风侧进气道由于压缩量小, 率先进入起动状态, 而迎风侧仍处于不起动状态, 当来流马赫数增加到 2.1 时仍未起动, 继续增加到 2.2 时迎风侧进气道才进入起动状态。



(a) $Ma_\infty=1.8$



(b) $Ma_\infty=2.0$



(c) $Ma_\infty=2.3$

图 20 倒置布局自起动过程($\alpha=7^\circ$)

Fig. 20 Self-start process of inverted layout ($\alpha=7^\circ$)

对于倒置布局而言, 当来流马赫数增加到 2.0 时, 迎风侧进气道首先起动, 而直到 $Ma_\infty=2.3$ 时, 背风侧进气道才起动, 较正置布局自起动马赫数高 0.1。可见, 倒置布局唇口前沿存在激波/附面层干扰引发的诱导激波, 致使其自起动马赫数较高, 但由于此时来流马赫数较低, 诱导激波不强, 其自起动马赫数仅比正置布局高 0.1。

4 结 论

本文针对一种“X”型倒置二元进气道展开了数值仿真研究, 并在相同约束条件下从流场结构、全包线气动性能、阻力特性、自起动性能等方面与常规正置布局进行了对比研究, 结果表明:

- 1) 倒置布局设计方案在 $Ma_\infty=2.3\sim 3.5$, $0^\circ\sim 6^\circ$ 攻角范围内总体性能较优, 未出现明显的激波/附面层干扰问题, 能够满足设计要求。

2) 对倒置布局而言,呈负攻角状态的迎风侧进气道性能较差,但两侧进气道结尾激波与性能差异较小,出口流场均匀性较好;而对正置布局而言,呈负攻角状态的背风侧进气道较差,迎风侧与背风侧进气道性能差异大,出口流场畸变高。

3) 倒置布局在带攻角飞行时总体性能优于正置布局,在小攻角下($\alpha < 4^\circ$)倒置布局临界总压恢复优势不明显,不超过 3%; $\alpha > 4^\circ$ 两种布局差异加大, $\alpha = 8^\circ$ 时倒置布局总压恢复系数比正置布局高 19%以上,总流量系数高 6%。

4) 在相同迎风面积下,倒置布局总阻力在 $Ma_\infty = 2.3, \alpha = 0^\circ \sim 6^\circ$ 时低于正置布局, 4° 攻角时总阻力比正置布局低 1.7%; $Ma_\infty = 3.5$ 时倒置布局总阻力高于正置布局, $\alpha = 4^\circ$ 时总阻力比正置布局高 2.0%, $\alpha = 8^\circ$ 时高 5.9%。

5) 布局方式对进气系统的最低自起动马赫数影响较小,且两种布局均是正攻角状态下的进气道难以自起动。倒置布局的自起动马赫数略高于正置布局, 7° 攻角时高 0.1。

参考文献:

[1] 白鹏,朱守梅,孟宇鹏,等. X 型布局导弹冲压发动机攻角特性数值研究[J]. 宇航学报,2005,26(1):99-103.
BAI Peng, ZHU Shoumei, MENG Yupeng, et al. The numerical study of the effect of the angle of attack to the missile ramjet in the “X” type configuration[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(1): 99-103. (in Chinese)

[2] 郑日升,戚开南,张庆兵,等. “X”型布局锯齿唇口进气道的超声速飞行器气动与隐身一体化研究[J]. 推进技术, 2017, 38(11): 2471-2478.
ZHENG Risheng, QI Kainan, ZHANG Qingbing, et al. Integrated investigation of aerodynamic shape and stealth performance for supersonic vehicle with “X” sawtooth lip inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(11): 2471-2478. (in Chinese)

[3] BESSER H. History of ducted rocket development at Bay-ern-Chemie[R]. AIAA-2008-5261, 2008.

[4] 孟宇鹏,闫晓娜,朱守梅. 旁侧四超声速进气道弹体内外流一体化数值研究[J]. 战术导弹技术, 2008(5): 24-30.
MENG Yupeng, YAN Xiaona, ZHU Shoumei. Numerical investigation into integrated external flow around missile body and internal flow for four supersonic inlets[J]. Tactical Missile Technology, 2008(5): 24-30. (in Chinese)

[5] 万大为,郭荣伟. 定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道数值仿真与实验验证[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1279-1284.
WAN Dawei, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental verification of a fixed-geometry 2D mixed-compression supersonic inlet with sweep forward high-light

and “X”-type missile configuration[J]. Journal of Aero-space Power, 2007, 22(8): 1279-1284. (in Chinese)

[6] FRYR S. A century of ramjet propulsion technology evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.

[7] KUZNETSOV A, SOLOMON Y. Development of a lab-scale gel fuel ramjet combustor [R]. AIAA-2010-7124, 2010.

[8] WAN Dawei, GUO Rongwei. Experimental investigation of a fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with sweep-forward high-light and bleed slot in an inverted “X”-type layout [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(4): 304-312.

[9] 万大为,郭荣伟. 定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 277-281.
WAN Dawei, GUO Rongwei. Experiment on fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with sweep forward high-light and “X”-type missile configuration[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(3): 277-281. (in Chinese)

[10] 蒲晓航,李江,刘洋,等. 基于角度约束松弛的固体 ATR 进气道改进设计[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(2): 166-173.
PU Xiaohang, LI Jiang, LIU Yang, et al. Improved design of inlet for solid propellant air turbo rocket based on relaxing angle constraint[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(2): 166-173. (in Chinese)

[11] 段晰怀,郑日恒,李立翰. 基于亚燃的高超声速冲压发动机内流道研究[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 232-244.
DUAN Xihuai, ZHENG Riheng, LI Lihan. Internal flow-path for hypersonic ramjet based on subsonic combustion [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 232-244. (in Chinese)

[12] 李海龙. 某型固冲发动机进气道流场和结构模拟仿真[D]. 呼和浩特: 内蒙古工业大学, 2007.
LI Hailong. Numerical simulation of flow and structural field in air inlet of the solid ducted rocket[D]. Hohhot: Inner Mongolia University of Technology, 2007. (in Chinese)

[13] 郑日升,李伟鹏,常军涛,等. “X”布局高超声速倒置进气道激波与附面层干扰抑制研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1153-1161.
ZHENG Risheng, LI Weipeng, CHANG Juntao, et al. Suppression of interaction between shock wave and boundary layer for “X” hypersonic inverted inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1153-1161. (in Chinese)

[14] 谢文忠,郭荣伟. 4 种布局形式下超声速飞行器进气道气动特性实验对比[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(1): 13-17.
XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Mixed-compression supersonic inlets based on four air-breathing aircraft configurations[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(1): 13-17. (in Chinese)

[15] CUI Dianfei, ZHU Shoumei, ZHENG Riheng. Comparison

studies for inverted and no-inverted supersonic inlets[R]. AIAA-2017-2300, 2007.

[16] 曹军伟. 冲压发动机二元进气道布局和压缩面位置对进气道性能的影响[J]. 航空兵器, 2008(4): 44-47.

CAO Junwei. Effects of two-dimensional inlet configuration and compression surface position on the performance of inlet based on ramjet engine[J]. Aero Weaponry, 2008(4): 44-47. (in Chinese)

[17] 杨玉新, 陈义, 董新刚. 双下侧二元混压式进气道不起动再起特性分析[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(6): 691-697.

YANG Yuxin, CHEN Yi, DONG Xingang. Unstart-restart characteristics analysis of 2-D mixing compression inlets with configuration of 90° on both down sides[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(6): 691-697. (in Chinese)

[18] 温玉芬, 陈皓, 马友林. 超声速双侧二元进气道在侧滑状态下的再起特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1613-1622.

WEN Yufen, CHEN Hao, MA Youlin. Numerical investigation on restart characteristics of two-dimensional twin-duct supersonic inlet at sideslip state[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1613-1622. (in Chinese)

[19] HERRMANN C, KOSCHEL W. Experimental investigation of the internal compression inside a hypersonic intake[R]. AIAA-2002-4130, 2002.

[20] 高翔, 李密, 李秋锋. 翼吊短舱形式运输机进气道阻力特性分析方法研究[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 61-68.

GAO Xiang, LI Mi, LI Qiufeng. Study on intake drag characteristics of transport airplane with powered on aero-engine in nacelle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 61-68. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)