

低马赫数自起动内收缩进气道的 几何-流动协同设计

李永洲^{1,2}, 孙迪¹, 王仁华³, 罗喜胜²

- (1. 南昌航空大学 航空宇航学院, 南昌 330063;
2. 中国科学院 力学研究所, 北京 100190;
3. 中国航发控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 为解决高超声速内收缩进气道低马赫数自起动困难及隔离段内涡流区显著的问题, 提出了一种基于几何结构与流动控制的协同设计方法。该方法将“侧板分割-前掠-外移”的几何重构与受控侧向溢流策略相结合, 显著降低了进气道有效内收缩比, 并实现了对分离流和附面层的协同抑制与排除。三维数值计算结果表明: 与常规唇口后切方案相比, 新型进气道宽马赫数范围内的性能显著提升: 自起动马赫数由 3.9 降至 3.2, 起动马赫数由 3.3 降至 3.1; 在来流马赫数为 4.0 和 6.0 工况下, 实际捕获流量分别提高 9.74% 和 6.54%, 出口总压恢复系数分别提高 9.91% 和 4.45%。此外, 出口畸变指数显著降低($\geq 13\%$), 并且在来流马赫数为 4.0 时出口截面的涡流区基本消失。

关 键 词: 高超声速; 内收缩进气道; 起动性能; 流动控制; 宽马赫数适应性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Geometric-flow synergistic design for low-Mach-number self-starting inward turning inlet

Li Yongzhou^{1,2}, Sun Di¹, Wang Renhua³, Luo Xisheng²

- (1. School of Aeronautics and Astronautics,
Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
2. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
3. Aero Engine Control System Institute,
Aero Engine Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: A synergistic design method combining geometric configuration and flow control was proposed to enhance the low-Mach-number self-starting capability and mitigate the vortex region in hypersonic inward-turning inlets. The method combined geometric reconstruction of “side wall segmentation, forward sweep, and outward translation” with a controlled side overflow strategy, significantly reducing the effective internal contraction ratio and achieving coordinated suppression and removal of separated flow and boundary layer. Three-dimensional numerical results showed that, compared with the conventional rear-cut-lip configuration, the novel inlet achieved significant performance improvements over a wide Mach number range. The self-starting Mach number decreased from 3.9 to 3.2 and the starting Mach number decreased from 3.3 to 3.1. When the inflow Mach number

收稿日期: 2025-10-01

基金项目: 江西省创新领军人才计划(CK202206068); 航空科学基金(20240012056001); 国家自然科学基金(11702205)

作者简介: 李永洲(1984—), 男, 教授, 博士, 研究方向为高超声速推进技术。E-mail: nuaa-2004@126.com

引用格式: 李永洲, 孙迪, 王仁华, 等. 低马赫数自起动内收缩进气道的几何-流动协同设计[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250452. Li Yongzhou, Sun Di, Wang Renhua, et al. Geometric-flow synergistic design for low-Mach-number self-starting inward turning inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250452.

was 4.0 and 6.0, the actual captured mass flow increased by 9.74% and 6.54%, respectively, and the exit total pressure recovery coefficient increased by 9.91% and 4.45%. Additionally, the exit distortion index was reduced by at least 13%, and at an inflow Mach number of 4.0, the vortex region was essentially eliminated.

Keywords: hypersonic; inward turning inlet; starting performance; flow control; wide Mach number adaptability

在高超声速飞行器推进系统中,进气道不仅承担来流压缩的关键作用,更直接影响燃烧室进口流场品质与整体推进效率。在现有的 4 种进气道构型中,内收缩进气道凭借其三维压缩能力强、流量捕获率高和结构紧凑等优势,已成为高超声速推进系统的重点研究方向之一^[1-3]。

内收缩进气道的性能很大程度上由其基准流场决定。自 1942 年 Busemann 提出理想轴对称内收缩流场以来^[4],研究人员陆续发展了多种基准流场设计方法,如 Mölder 等基于 Taylor-Maccoll 方程揭示的 ICFA(internal conical flow “A”)/ICFB(internal conical flow “B”)流场^[5]、Smart 等提出的倒置等熵喷管流场^[6],以及基于特征线理论设计的等压力梯度和等楔角流场^[7-8]。为进一步提升流场均匀性与总压恢复性能,尤延铨等提出了内乘波进气道及 ICFC/ICFD 等组合流场^[9-10]。Otto 等通过放宽拼接条件并引入 P-M(Prandtl-Meyer)关系优化了流场结构^[11]。岳连捷等则通过激波整形与壁面优化改善了基准流场的压缩效率^[12]。

随着设计需求的提升,基准流场研究逐渐从正设计转向反设计,以实现沿程压力或马赫数分布的主动控制。南向军、李永洲等先后提出了压升可控与马赫数分布可控的轴对称基准流场设计方法^[13-14],并将该方法拓展至非均匀来流条件^[15]。流线追踪与三维反设计技术的发展,进一步推动了复杂进口形状与非对称流动条件下的内收缩进气道设计^[16-17]。然而,定几何内收缩进气道在宽马赫数工况下仍面临自启动能力不足和隔离段涡流抑制困难等突出问题。尤其是在低马赫数条件下,由于溢流能力有限,自启动马赫数通常偏高(常大于 5.0)^[18-19]。现有改进措施,如唇口后切/平移^[20-21]、附面层抽吸^[22-24]等,虽能部分改善流动性能,但多数方法仍难以兼顾低马赫自启动与宽域流场稳定性的双重需求,更缺乏对几何构型与流动控制协同设计机制的深入探索。

针对上述挑战,本文提出一种基于几何构型与流动控制的内收缩进气道协同设计方法,旨在通过“侧板分割-后侧板前掠-前侧板外移”的几何

重构与侧向溢流策略相结合,系统提升进气道在宽马赫数范围内的自启动能力与流动品质。通过三维数值仿真,验证所设计的新型进气道在起动性能、流量捕获、总压恢复系数和流场均匀性等方面的综合优势,为定几何内收缩进气道的宽域适应性设计提供新途径。

1 基准流场设计与流动特征分析

为构建高性能内收缩进气道,本文采用激波配置与马赫数分布双控的基准流场设计方法^[14],该方法能够在设计过程中同步约束激波损失与沿程马赫数分布,从而兼顾压缩效率与出口流场均匀性。所采用的主要设计参数包括:设计马赫数 $Ma_d=6.0$ 、进口半径 $R_i=250$ mm、前缘压缩角 $\beta=5^\circ$ 以及中心体半径 $R_c=0.2R_i$ 。壁面马赫数沿轴向(x 方向)采用反正切曲线分布,其表达式为:

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

其中 Ma_t 为前缘激波后壁面起始点马赫数; a 、 b 、 c 为控制分布规律的系数,分别取 1.5、0.6 和 1.10; x 为轴向坐标。为简化波后能量损失建模,反射激波的径向总压恢复系数在设计过程中取为常数 0.99。

图 1 展示了设计点(来流马赫数 $Ma_\infty=6.0$)条件下基准流场的无黏流场结构。可见,弯曲的前

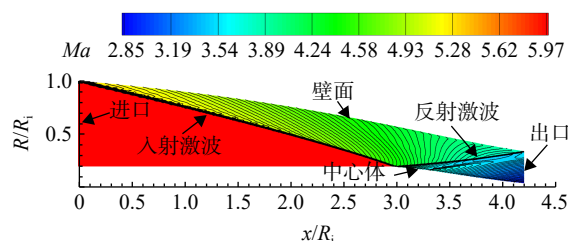


图 1 设计点时激波配置和马赫数分布双控基准流场结构 ($Ma_\infty=6.0$)

Fig. 1 Basic flowfield structure with dual control of shock configuration and Mach number distribution at design point ($Ma_\infty=6.0$)

缘入射激波精确交汇于中心体前缘, 反射激波强度较弱; 反射激波与壁面交点处的横截面被定义为出口截面; 长度 L 为进口截面与出口截面之间的轴向距离。该基准流场的关键几何与气动参数为: 总收缩比 $R_{ct}=8.33$, 内收缩比 $R_{ci}=2.44$, 长度比 $L/R_i=4.20$; 流量系数 $\varphi=1.000$, 出口总压恢复系数 $\sigma_e=0.916$, 增压比 $p_e/p_\infty=25.2$, 其中 p_e 和 p_∞ 分别为出口静压和来流静压, 表明其在设计点具有较高的压缩效率; 出口马赫数分布范围为 $2.80\sim 3.78$, 截面质量加权平均马赫数 $Ma_e=3.32$ 。

图2为接力点($Ma_\infty=4.0$)工况下的基准流场结构, 前缘激波形状趋于直激波, 唇口反射激波在内压段发生一次反射, 流量系数 φ 降至 0.858; 出口总压恢复系数 $\sigma_e=0.969$ 、增压比 $p_e/p_\infty=25.8$, 出口平均马赫数 $Ma_e=1.80$, 说明该基准流场在非设计点仍保持较好的综合性能。

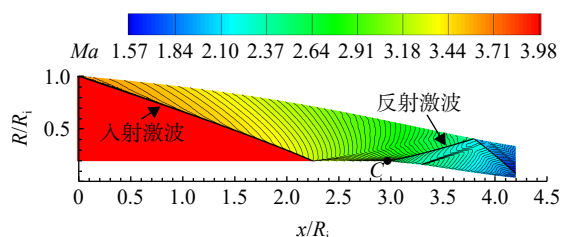


图2 接力点时激波配置和马赫数分布双控基准流场结构 ($Ma_\infty=4.0$)

Fig. 2 Basic flowfield structure with dual control of shock configuration and Mach number distribution at the relay point ($Ma_\infty=4.0$)

2 常规内收缩进气道设计与分析

2.1 常规内收缩进气道设计

基于第1节所建立的激波配置与马赫数分布双控基准流场, 采用传统流线追踪方法构建了进口轴向投影为方形的常规内收缩进气道^[14], 如图3(a)所示, 方形进口边界与基准流场进口圆及中心体外廓相切, 边长为 182.7 mm。沿进口边界向下游追踪流线生成无黏型面, 然后采用文献[25]提供的一种简单有效的位移厚度 δ 估算方法(式(2))进行附面层修正以得到图3(b)所示的基准进气道构型, 其总收缩比 R_{ct} 和内收缩比 R_{ci} 分别为 5.56 和 1.88。

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

式中系数 a_1 和 b_1 分别取 0.01 和 0.001。

为改善低马赫数下的自启动性能, 本文采用

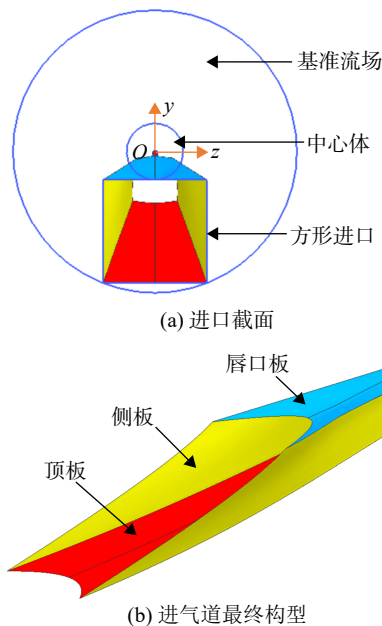


图3 基准进气道的进口截面及气动构型

Fig. 3 Intake section and aerodynamic configuration of the reference inlet

了唇口后切这一典型设计策略, 通过降低内收缩比以平衡进气道的压缩效率与启动能力。如图4所示, 在对称面内以 $Ma_\infty=4.0$ 时基准流场的唇口反射激波的位置(见图2)为依据, 确定新唇口截止点 F , 进而切除原唇口板的相应区域(蓝色部分), 最终形成唇口后切进气道 Inlet 1(图5)。该常规方案(Inlet 1)为后续对比新型协同设计方法的性能优势提供了基准。此时, Inlet 1 的理论捕获面积增加约 6.7%, 总收缩比 R_{ct} 增至 5.93, 内收缩比 R_{ci} 降至 1.09。隔离段长度取为 7 倍等效喉道当

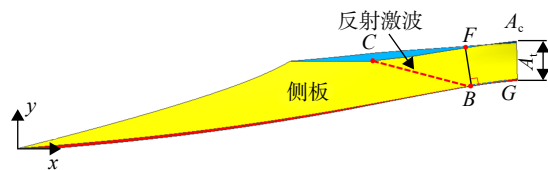


图4 唇口后切设计示意图(侧视图)

Fig. 4 Schematic of rear-cut lip design (side view)

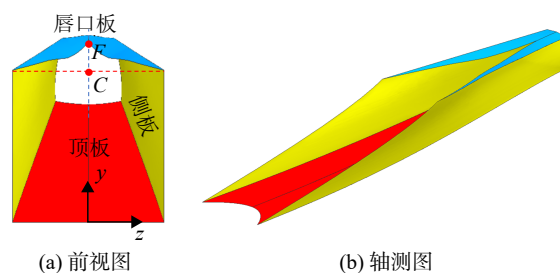


图5 唇口后切进气道构型(Inlet 1)

Fig. 5 Configuration of the rear-cut lip inlet (Inlet 1)

量直径,性能参数采用质量加权平均法计算,更能代表下游部件(如燃烧室)所接收到的气流状态。

2.2 数值计算方法

本研究采用商业软件 Fluent 2021R1,通过求解三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程,对进气道流场开展数值仿真。空间离散中,对流项使用 AUSM(advection upstream splitting method)格式;湍流模型选用能精确捕捉近壁流动与分离特性的 $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型^[26]。气体比热容通过多项式拟合描述以考虑高温效应,黏度则依据 Sutherland 公式计算。

计算域的边界条件设置如下:进口采用压力远场条件,出口为压力出口边界,壁面为无滑移绝热条件,并利用对称面对计算域进行简化。鉴于本文研究对象的几何与流动对称性,计算均基于半模开展。为确保计算精度,对壁面附近及可能产生激波的区域进行了局部网格加密。具体的计算网格及边界条件设置如图 6 所示。

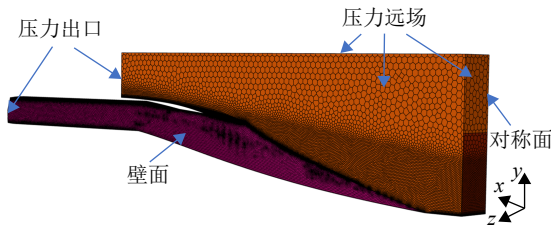


图 6 进气道计算网格示意图
Fig. 6 Schematic of the computational grid for the inlet

自启动过程的模拟采用准定常方法进行,来流马赫数以 $\Delta Ma_x=0.1$ 为步长递增。该方法在相关进气道研究中得到了应用与验证^[27-29],与完全非定常模拟相比,其在保证关键流动特征预测精度的同时,能显著提升计算效率。计算所用来流参数详见表 1(其中 H 为高度; p_∞ 为来流静压; T_∞ 为来流静温)。

表 1 不同马赫数下的来流参数
Table 1 Freestream parameters at various Mach numbers

Ma_∞	H/km	p_∞/Pa	T_∞/K
4.0	17	8 850	216.6
5.0	21	4 729	217.6
6.0	25	2 549	221.6
7.0	29	1 390	225.5

2.3 数值计算方法验证

2.3.1 数值计算方法校核

本文采用的数值计算方法已在前期工作中,

通过与亚琛喷气推进实验室的二元高超声速进气道实验数据进行对比得到了验证,证明了其对高超声速进气道流动具有较高的预测精度^[30]。为进一步确认其对三维内收缩流动的适用性,选取了具有实验数据的方转圆内收缩进气道模型作为基准案例^[14]。图 7 对比了该模型在设计点($Ma_\infty=6.0$)下数值模拟与实验测得的顶板、侧板及唇口板的沿程静压分布,图中 p 和 p_∞ 分别为沿程静压和来流静压。结果显示,两者吻合良好,表明本文所采用的三维数值方法可靠,适用于后续对内收缩进气道流场的仿真研究。

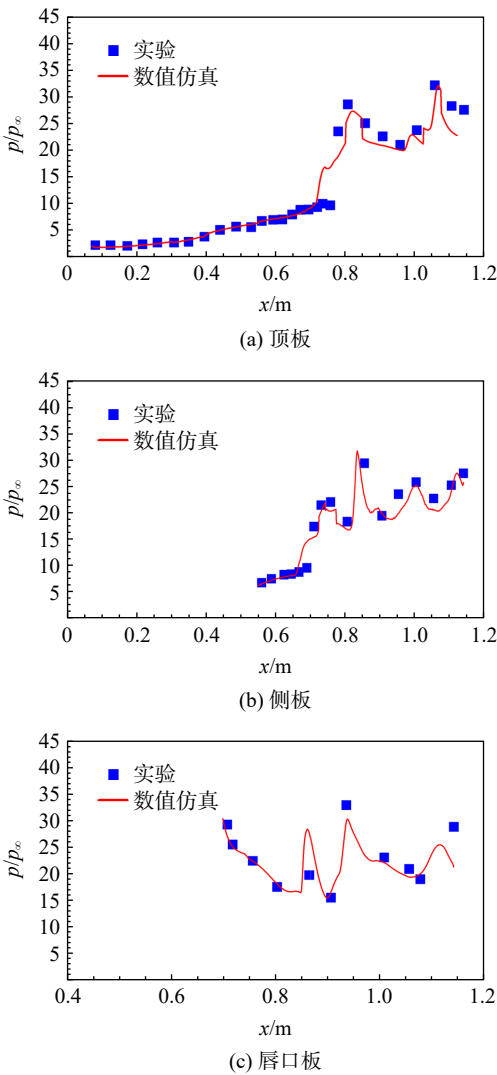


图 7 进气道壁面沿程静压分布数值结果与实验数据对比
($Ma_\infty=6.0$)

Fig. 7 Comparison of numerical and experimental static pressure distributions along the wall ($Ma_\infty=6.0$)

2.3.2 网格无关性验证

针对常规进气道 Inlet 1 的三维构型分别生成了粗(132 万单元)、中(473 万单元)及细(1 128 万

单元)这3套多面体网格进行有黏计算。表2列出了设计点($Ma_\infty=6.0$)下不同网格密度对应的出口截面总压恢复系数(σ_e)与增压比(p_e/p_∞)。结果表明,从中等密度网格开始,关键性能参数已基本收敛。因此,综合考虑计算精度与效率,后续所有仿真均采用中等密度网格。

表2 不同网格密度下 Inlet 1 的出口性能参数

Table 2 Exit performance parameters of Inlet 1 under different grid densities

网格密度	σ_e	p_e/p_∞
粗网格	0.532	20.21
中等网格	0.539	20.11
细网格	0.539	20.13

2.4 常规进气道流动特性分析

按照表1的来流条件对常规唇口后切进气道(Inlet 1)进行三维数值模拟,图8展示了不同来流马赫数下进气道对称面、喉道和出口截面的流场

分布。随着来流马赫数(Ma_∞)升高,前缘入射激波逐渐向唇口靠近,溢流能力相应减弱。然而,由于该构型唇口后切量较大,即使处于设计点($Ma_\infty=6.0$),前缘入射激波与唇口之间仍存在一定的距离;至 $Ma_\infty=7.0$ 时,入射激波仍未进入唇口,溢流现象依然显著。

在内压通道中,虽然低马赫数($Ma_\infty=4.0$)条件下唇口激波较弱,但是隔离段后半段仍然形成明显的低速涡流区,出口截面呈现约占40%面积的对涡结构。随着来流马赫数增大,涡流区范围向前扩展且强度增强,设计点($Ma_\infty=6.0$)时涡区占比约50%;在 $Ma_\infty=7.0$ 工况下,尽管隔离段内波系结构清晰,出口截面下半部涡流区面积已超过一半。上述趋势表明,来流马赫数增大会加剧进气道内部涡流发展,对总体性能及出口流场均匀性均产生不利影响。

进一步分析 Inlet 1 三维流场截面(图9)可知, $Ma_\infty=4.0$ 时外压段入射激波与侧板及唇口板前缘

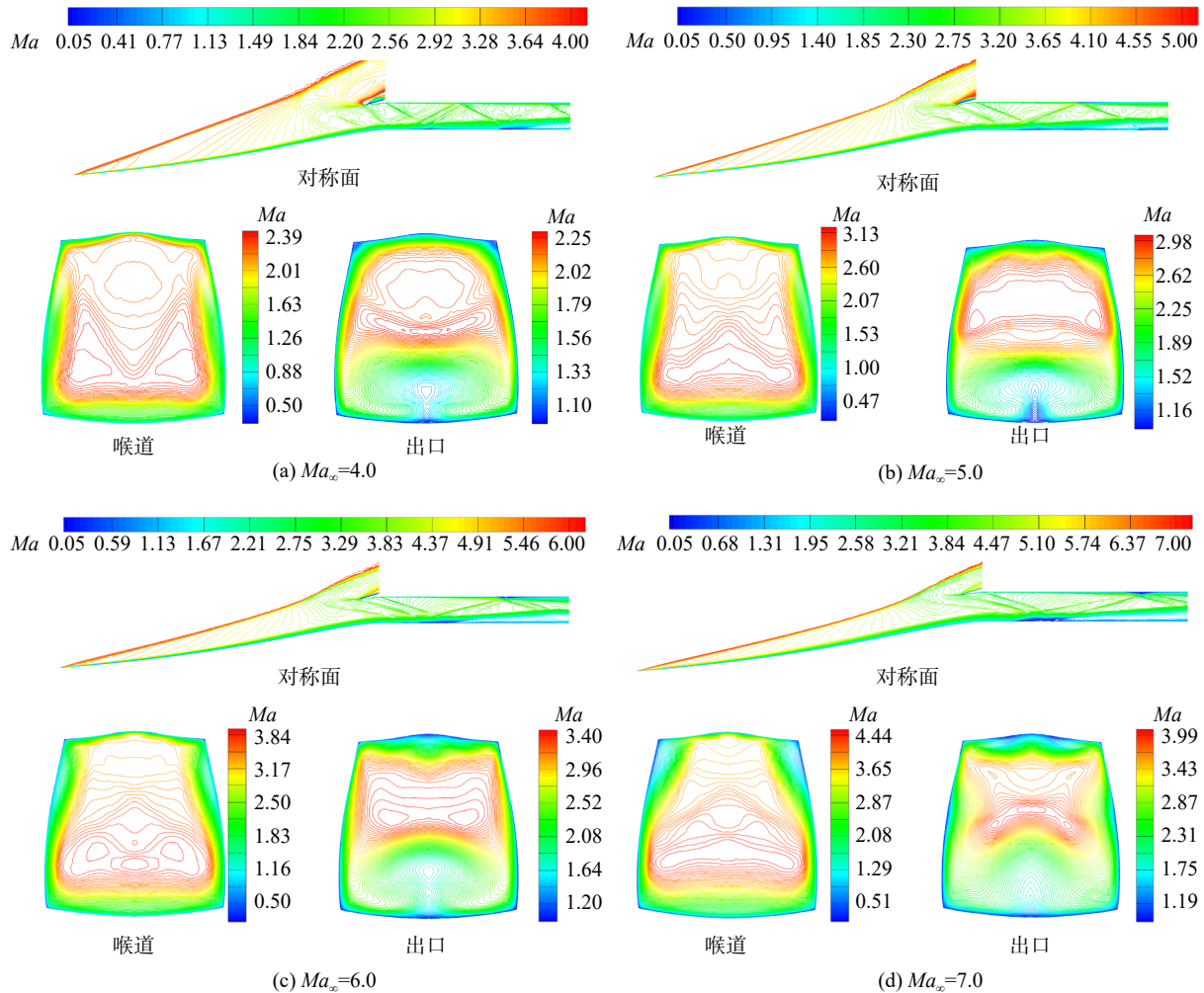


图8 不同来流马赫数时 Inlet 1 对称面、喉道和出口截面马赫数等值线图

Fig. 8 Mach number contours on the symmetry plane, throat, and exit sections of Inlet 1 at various inflow Mach number

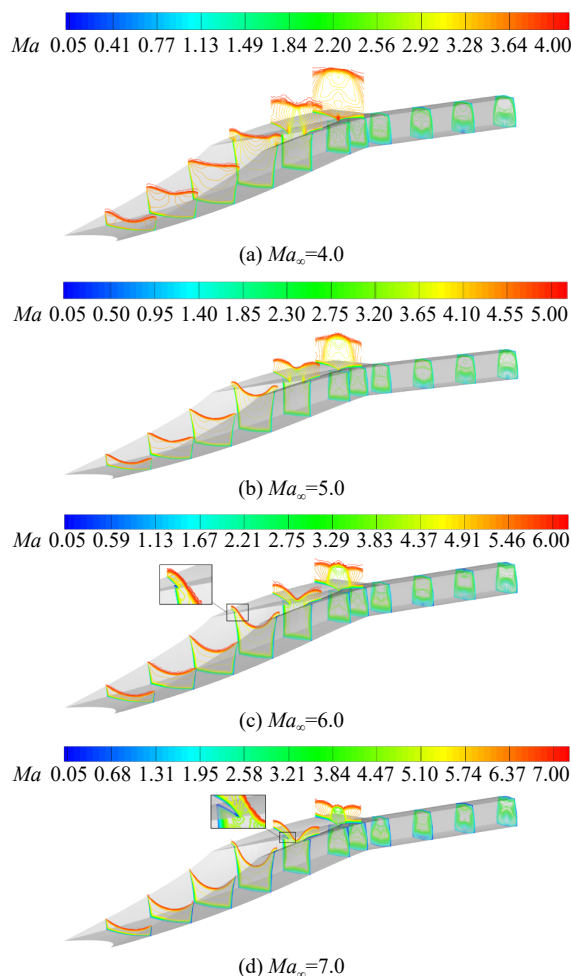


图 9 不同来流马赫数时 Inlet 1 沿程横截面流场

Fig. 9 Cross-sectional flow fields along flow path of Inlet 1 at various inflow Mach numbers

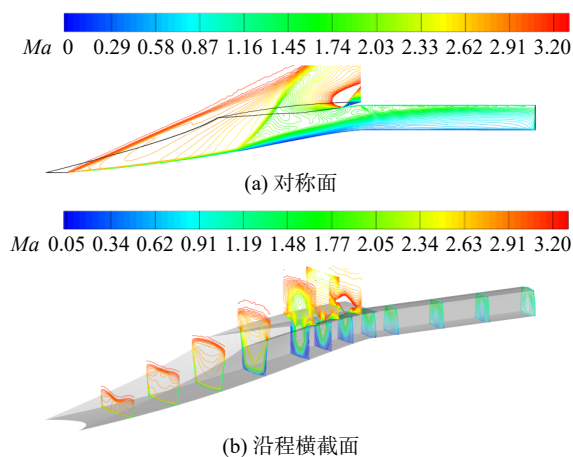
均存在一定距离, 溢流量较大, 流量系数约为 0.651。随着来流马赫数增大, 入射激波与前缘距离不断减小, 至 $Ma_\infty=6.0$ 时已与侧板前缘紧贴, 但与唇口板前缘仍有明显间距, 此时流量系数仅为 0.841; $Ma_\infty=7.0$ 时仍呈现类似特征, 唇口处存在明显溢流, 流量系数为 0.896。上述结果表明, 激波与唇口的相对位置随来流马赫数变化, 直接决定了进气道的流量捕获能力。唇口后切虽导致溢流量增加, 但对提升起动性能具有积极作用。

气流进入内压通道后, 在唇口激波作用下, 侧壁附面层内低能流向下迁移, 并与顶板附面层在下游汇聚, 于隔离段内形成复杂的三维流向涡结构。该结构的规模和强度受唇口激波强度与侧/顶附面层厚度共同控制: 来流马赫数越大, 附面层越厚且唇口激波增强, 导致流向涡尺寸与强度显著增大, 这一机制合理解释了图 8 中观察到的隔离段涡流区前移与出口涡流区扩大的现象。

2.5 常规进气道起动特性分析

进气道的起动性能包含两层含义: 一是起动能力, 即当来流马赫数降至某一阈值时, 进气道能否建立并维持稳定的流量捕获与压缩流动; 二是自起动能力, 指在扰动导致流场短时失稳后, 进气道能否在扰动消失后自动恢复至起动状态。自起动能力决定了进气道稳定工作的下限马赫数。

图 10 展示了 $Ma_\infty=3.2$ 条件下 Inlet 1 的典型不起动流场, 在顶板附近形成具有明显三维结构的大尺度分离包; 对称面处分离包高度较小, 而在顶板与侧板交界区域, 其高度与范围显著增大。唇口上游诱导出三维分离激波, 并伴随显著的超声速溢流, 表明该工况处于典型的不起动状态。

图 10 $Ma_\infty=3.2$ 时 Inlet 1 的不起动流场Fig. 10 Unstarted flow field of Inlet 1 at $Ma_\infty = 3.2$

为进一步揭示分离包的三维形态, 图 11 展示了其空间分布特征, 其主要集中于顶板与侧板交界区域且流向位置在唇口截止点之前, 这一特征与未唇口后切的内收缩进气道研究结果存在明显差异^[22, 29, 31-32], 后者通常表现为顶板对称面附近分离包高度最大。图 11(a) 的前视图显示, 分离包约占进口截面的 1/4, 显著增加了再次起动的难度。其根本原因是常规内收缩进气道构成近乎封闭的

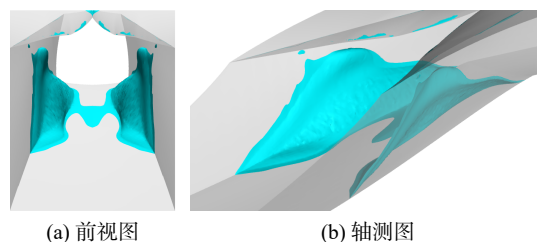


图 11 Inlet 1 不起动流场的分离包形态

Fig. 11 Separation-bubble morphology in the unstarted flow field of Inlet 1

流面, V 型唇口区域成为主要溢流通道; 唇口后切虽可扩大溢流通道并促进顶板分离包的排出, 但靠近侧板一侧的顶板溢流仍受到阻碍, 导致该区域分离包难以消除。因此, 有必要引入侧向流动管理策略以有效抑制此类分离。

启动马赫数通过逐步提高来流马赫数的方式获得, 具体以 $\Delta Ma_\infty=0.1$ 为步长递增。当来流马赫数增至 $Ma_\infty=3.3$ 时(图 12), Inlet 1 内压段已无明显分离包, 激波/反射波系恢复正常, 表明进气道进入启动状态。此时, 尽管隔离段下部仍存在局部低速涡流区, 但流动已实现稳定捕获, 因此判定 Inlet 1 的启动马赫数 Ma_s 为 3.3。

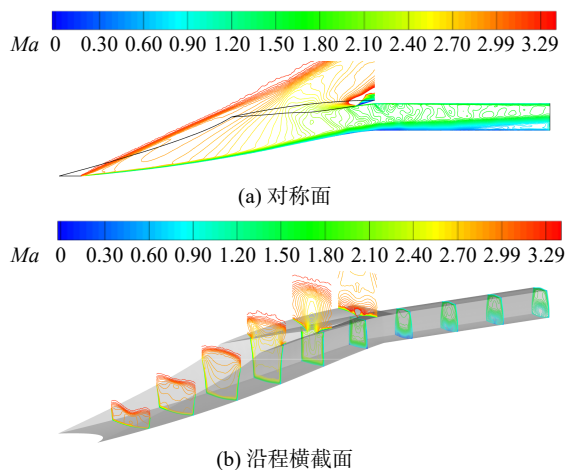


图 12 $Ma_\infty=3.3$ 时 Inlet 1 的启动流场

Fig. 12 Started flow field of Inlet 1 at $Ma_\infty=3.3$

图 13 给出了 Inlet 1 自启动的动态演化过程: 基于 $Ma_\infty=3.2$ 的不启动流场(图 10), 以 $\Delta Ma_\infty=0.1$ 逐步增大来流马赫数, 喉道与内压段的流通能力逐渐增强, 激波-附面层相互作用引起的分离包逐渐向下游移动并缩小; 当 $Ma_\infty=3.9$ 时, 分离激波被吸入进气道内部, 分离包消失, 波系正常建立, 进气道实现重新启动, 据此确定 Inlet 1 的自启动马赫数 Ma_{rs} 为 3.9。该结果表明, Inlet 1 的自启动阈值显著高于其启动阈值, 反映出常规几何内收缩进气道在低马赫数区域自恢复能力较弱的问题。

综上所述, Inlet 1 的启动与自启动过程分析表明: 分离包的产生位置与侧板/顶板附面层的发展密切相关, 而侧向溢流受限是导致侧板区域分离包难以消除进而抬高自启动阈值的关键因素。因此, 为显著提升低马赫数自启动性能并抑制隔离段涡流区, 设计应优先考虑引入侧向溢流通道的协同流动控制方法。

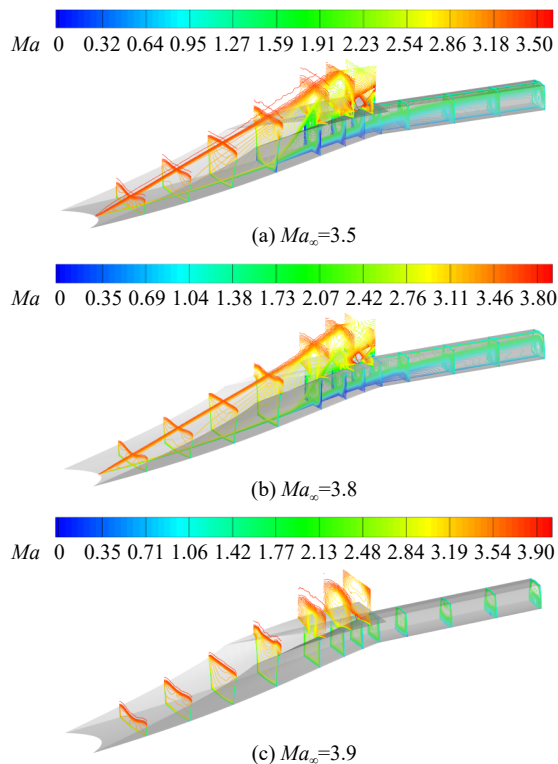


图 13 Inlet 1 的自启动过程

Fig. 13 Self-starting process of Inlet 1

3 新型内收缩进气道设计与分析

3.1 新型内收缩进气道设计方法

文中第 2 节研究表明常规唇口后切进气道(Inlet 1)在改善低马赫数自启动性能与抑制隔离段涡流方面存在明显的局限性。有效内收缩比是决定进气道自启动性能的关键参数^[13-14, 22, 28], 而前掠侧板在降低有效收缩比方面优于后掠构型^[33-34], 如 X-51A 的二元进气道^[35]。此外, Smart 等指出侧板开孔的溢流效率显著高于唇口板开孔^[19]。基于上述认识, 本文提出一种融合前掠侧板与侧向溢流的改进策略, 旨在同步提升低马赫自启动能力并有效抑制隔离段涡流。该策略主要包括以下两个方面。

1) 侧板分割与溢流通道构建: 将基准进气道整体侧板分割为前、后两段, 并在其间设置流向间隙, 形成侧向溢流通道, 从而显著降低有效内收缩比。在不起动状态下, 该通道为分离流提供有效排出路径, 有助于提升自启动潜力。

2) 附面层主动管理: 通过前侧板外移构建溢流隔道, 有效排除前侧板及部分顶板区域的附面层, 使后侧板表面维持较薄附面层, 进而抑制下洗诱发的涡流生成。前侧板外移同时增大了侧向溢流面积, 有利于加速分离包的排出。

上述几何构型与流动控制协同设计方法,旨在将定几何内收缩进气道工作下限显著拓展,目标自起动马赫数接近 3.0。具体设计流程如下:

步骤 1 侧板分割线构建

在基准进气道对称面内预设分割线,将侧板拆分为前、后两部分,如图 14 所示。第 1 条分割线 BC 取自 $Ma_\infty=4.0$ 基准流场的反射激波(图 2),可在满足宽马赫数流量需求的同时尽量减小后侧板前掠角 α 。其中, BC 长度为 L_s , C 为唇口截止点, B 为 BC 与顶板-对称面交线的交点。随后,将 BC 延长至点 A ,使 $AC=0.75L_s$ 。第 2 条分割线 AD 为过点 A 的直线, D 为 AD 与顶板-对称面交线的交点,设定点 B 到 AD 的距离 BE 等于该位置顶板附面层厚度,以确保溢流通道与流动特征相匹配。

步骤 2 侧板分割与前掠构型生成

基于内收缩进气道反射激波的轴对称性,将分割线 BC 与 AD 绕过 O 点的 x 轴旋转形成切割曲面,从而将整体侧板分割为前侧板(图 14 黄色部分)与后侧板(图 14 褐色部分)。两侧板之间的间隙设计为靠近顶板处逐渐增大以优化溢流效率。后侧板前缘与顶板交点记为 F ,过 F 作顶板的垂直面 A_i ,据此计算得新型进气道的名义内收缩比 $R_{ci1}=A_c/A_i=1.88$,有效内收缩比 $R_{ci2}=A_i/A_i=1.04$,后侧板的前掠角 $\alpha=67.7^\circ$ 。如图 15 所示,该分割方式同步构造出展向溢流通道,有效促进了附面层与分离流的排除。前掠后侧板与溢流通道的引入,使得实际参与压缩过程的“有效捕获流管”面积(A_i)小于几何捕获流管面积(A_c),从而在物理本质上进一步降低了内收缩程度,这是提升进气道低马赫数自起动性能的关键所在。

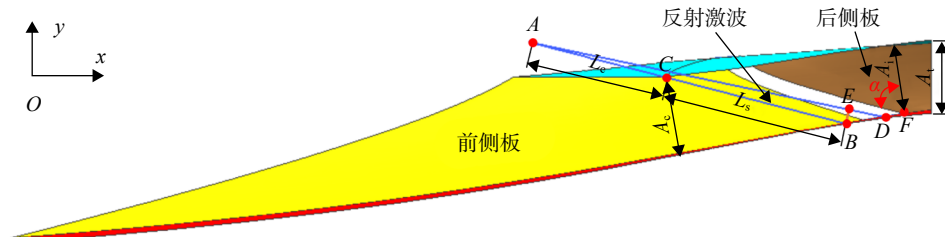


图 14 进气道侧板分割设计示意图(侧视图)

Fig. 14 Design schematic of sidewall-splitting for the inlet (side view)

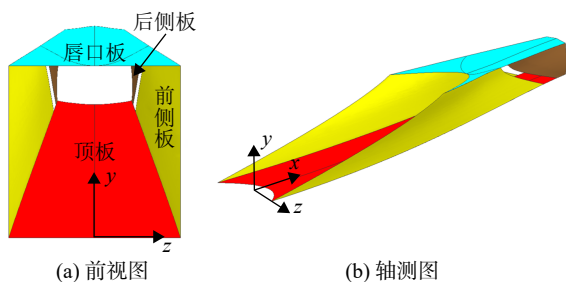


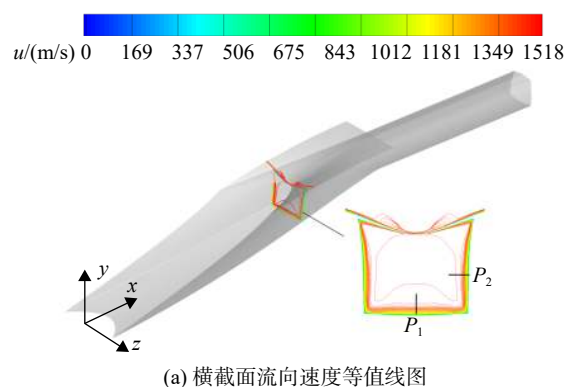
图 15 新型进气道 Inlet 2 的初步构型

Fig. 15 Preliminary configuration of Inlet 2

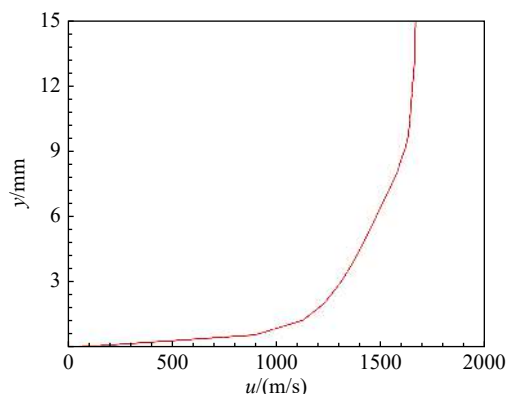
步骤 3 附面层隔道设计

基于基准进气道设计点($Ma_\infty=6.0$)时唇口点 C 处的横截面流向速度(u)分布(图 16(a)),提取顶板与侧板最大附面层位置 P_1 、 P_2 的法向速度剖面(图 16(b)~图 16(c))。以 $0.995u_\infty$ (u_∞ 为主流速度)作为附面层厚度判据,得到顶板与侧板附面层厚度分别为 $\delta_1=14.2$ mm 与 $\delta_2=9.1$ mm。

在保持后侧板固定的前提下,将前侧板沿 z 轴外移 δ_1 距离,并在顶板与唇口板两侧间隙设置过渡板(图 16 中绿色部分),形成展向附面层隔道。



(a) 横截面流向速度等值线图



(b) P_1 点速度分布

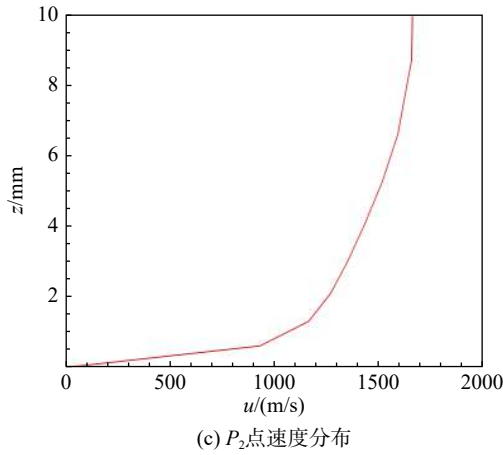


图 16 基准进气道 V 型唇口点横截面速度分布
Fig. 16 Cross-sectional velocity distribution at the V-shaped lip point of the reference inlet

该结构可实现对侧板-顶板附面层与分离流的协同管理。前侧板外移增大了名义捕获面积, 喉道形状保持不变, 总收缩比升至 6.46, 有效内收缩比 R_{ci2} 维持为 1.04。隔离段设计与 Inlet 1 一致,

最终完成新型进气道 Inlet 2 的构型设计, 如图 17 所示。

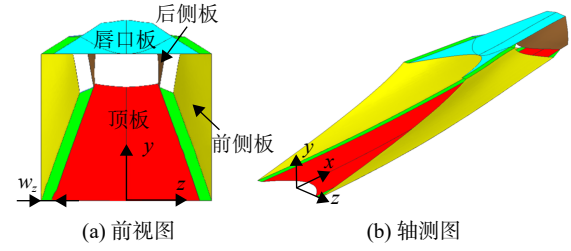


图 17 新型进气道 Inlet 2 的最终构型
Fig. 17 Final configuration of Inlet 2

3.2 新型进气道流动特性分析

基于文中第 3.1 节所构建的新型进气道 (Inlet 2), 本节系统分析其在不同来流马赫数下的波系结构与三维流动演化规律, 并与常规唇口后切进气道 Inlet 1 进行对比。

图 18 展示了 Inlet 2 在不同来流马赫数下对称面、喉道及出口截面的马赫数分布。随着来流马赫数增大, 前缘入射激波的形态演变趋势与 In-

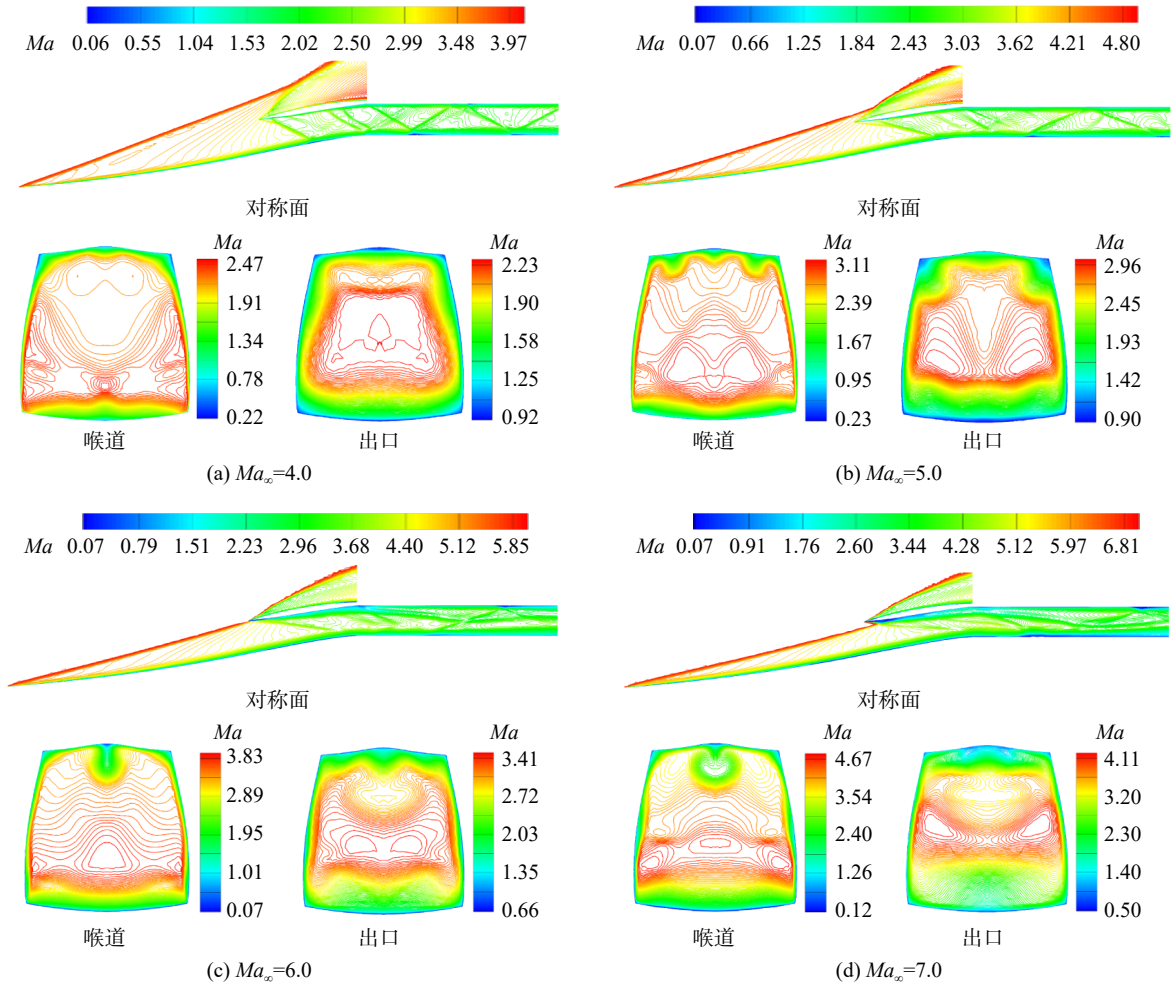


图 18 不同来流马赫数时 Inlet 2 对称面、喉道及出口截面马赫数等值线图
Fig. 18 Mach number contours on the symmetry plane, throat, and exit sections of Inlet 2 at various inflow Mach number

let 1 相似,但由于 Inlet 2 未实施唇口后切,在 $Ma_\infty=4.0$ 与 $Ma_\infty=5.0$ 条件下前缘激波更贴近唇口,有助于提升流量捕获能力。在设计点 $Ma_\infty=6.0$ 时,前缘激波恰好作用于唇口点; $Ma_\infty=7.0$ 时入射激波进入唇口内部,诱发明显的局部分离。值得注意的是, Inlet 2 采用的侧面附面层隔道设计有效抑制了后侧板附面层发展,使得隔离段下部低速涡流区显著缩小:在 $Ma_\infty=4.0$ 时出口涡流区完全消失; $Ma_\infty=5.0$ 时仅在出口上部两侧出现微弱涡区;在 $Ma_\infty=6.0$ 与 $Ma_\infty=7.0$ 工况下,唇口板一侧虽存在较明显涡流,但该区域主流速度较高,出口流场均匀性仍优于 Inlet 1,为燃烧室入口提供了更理想的来流条件。

为进一步揭示流动机制,图 19 给出了沿程横

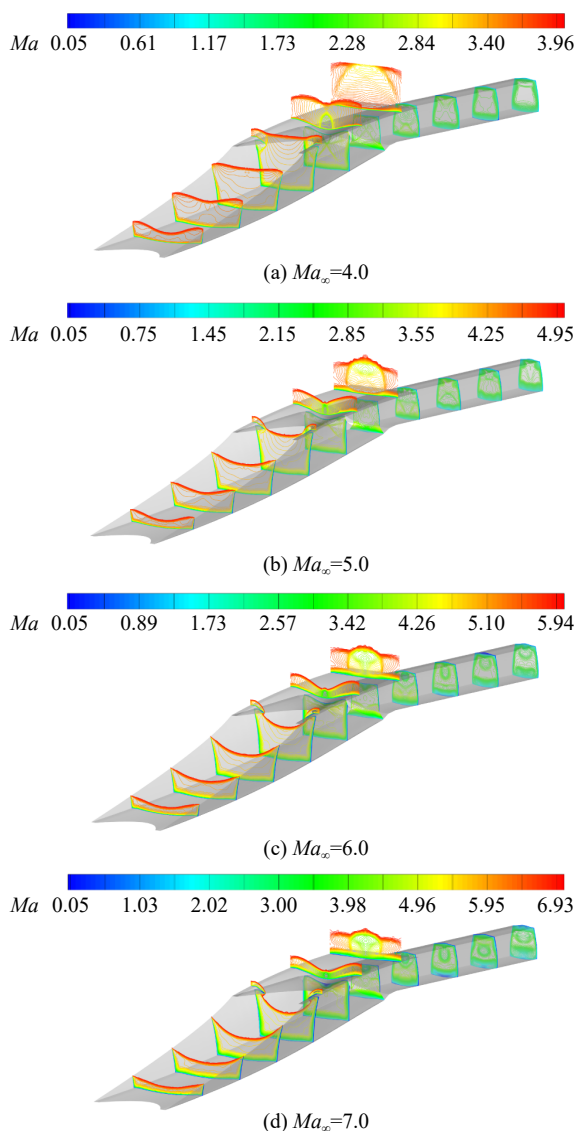


图 19 不同来流马赫数时 Inlet 2 沿程横截面流场

Fig. 19 Cross-sectional flow fields along flow path of Inlet 2 at various inflow Mach numbers

截面流场结构。前侧板展向外移与过渡板的设置,在外压段诱导出二元弯曲入射激波,并在其前部形成清晰的交接区;沿流向两类激波逐渐融合,导致交接区内原有的内锥形激波发生弯曲与角度减小。由于二元激波在交接区压缩量较低,激波形态在此处发生畸变,进而改变了局部压力分布。在 $Ma_\infty=5.0$ 时,部分入射激波紧贴唇口前缘,有助于减少溢流;当 $Ma_\infty \geq 6.0$ 时,入射激波进入唇口内部并诱发局部小分离。

侧面隔道对附面层的协同排除是 Inlet 2 流场改善的关键:前侧板外移构建的隔道有效排除了前侧板附面层,使后侧板附面层显著减薄,从而极大地削弱了下洗效应诱导的低速流强度;同时,侧板间隙附近的顶板附面层也得到有效抑制。尽管唇口板一侧存在局部涡流,但几何构型与流动控制协同设计使隔离段涡流体积减小 50% 以上,实现了抑涡与流场均匀化的预期目标。

综上所述, Inlet 2 通过二元激波耦合与侧向附面层隔道的协同作用,不仅增强了中低马赫数下的流量捕获能力,也在宽马赫数范围内显著改善了出口流场均匀性,为定几何内收缩进气道在高超声速推进系统中的宽工况适应能力提供了一种有效技术途径。

3.3 新型进气道起动特性分析

图 20 与图 21 展示了新型进气道 Inlet 2 在 $Ma_\infty=3.0$ 条件下的不起动流场结构与三维分离包形态。与常规进气道 Inlet 1 相比, Inlet 2 的分离包基本局限于后内压段(唇口板与后侧板围成的区域),主要集中于顶板及上角区并沿流向延伸,其分离包体积约为 Inlet 1 的 1/3(见图 11),这主

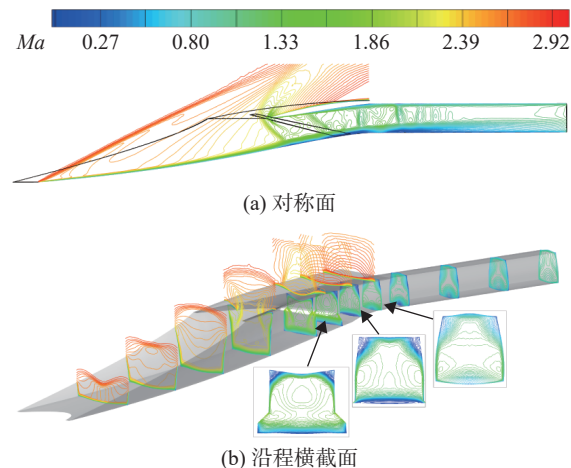


图 20 $Ma_\infty=3.0$ 时 Inlet 2 的不起动流场

Fig. 20 Unstarted flow field of Inlet 2 at $Ma_\infty=3.0$

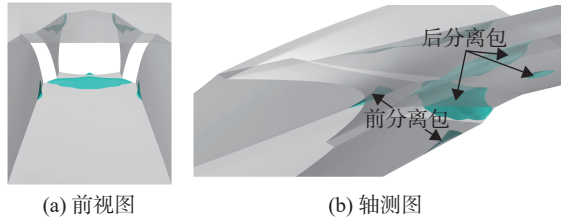


图 21 $Ma_\infty=3.0$ 时 Inlet 2 不起动流场中的分离包形态
Fig. 21 Separation-bubble morphology in the unstarted flow field of Inlet 2 at $Ma_\infty=3.0$

要得益于由侧板流向与展向间隙构成的高效侧向溢流路径: 当前内压段(唇口板与前侧板围成的区域)出现流动分离时, 分离流可迅速经侧向通道排出, 从而抑制该区域分离包的形成与发展, 同时限制后内压段分离包的规模。该流动管理机制显著提升了进气道的自启动潜力。

当来流马赫数提高至 $Ma_\infty=3.1$ 时(图 22), Inlet 2 内压段分离包完全消失, 隔离段内无反射波系干扰, 进气道进入稳定起动状态。据此确定 Inlet 2 的起动马赫数 $Ma_s=3.1$, 较 Inlet 1 的 3.3 降低约 6.1%, 表明侧向溢流通道对改善起动临界条件具有显著效果。

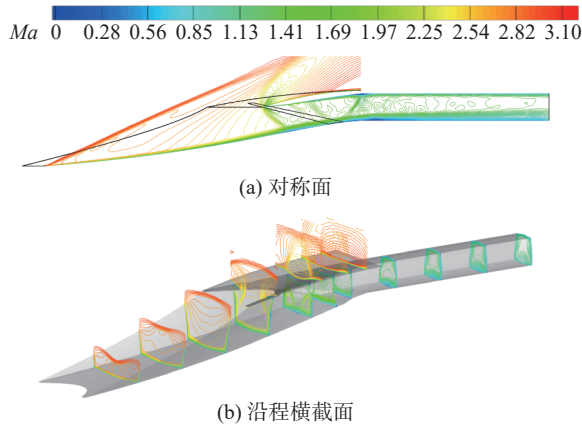


图 22 $Ma_\infty=3.1$ 时 Inlet 2 的起动流场波系结构
Fig. 22 Shock-system structure of the starting flow field in Inlet 2 at $Ma_\infty=3.1$

图 23 展示了 Inlet 2 自启动过程的动态演化, 其流场特征与 Inlet 1 存在明显区别: $Ma_\infty=2.7$ 时, 前内压段顶板存在小尺度前核分离包, 后内压段后核分离包引发局部壅塞, 进气道处于不起动状态; $Ma_\infty=2.9$ 时, 前核分离包消失, 后核分离包体积显著收缩; $Ma_\infty=3.1$ 时, 后核分离包进一步减小, 进气道进入临界起动状态; 至 $Ma_\infty=3.2$ 时, 后核分离包完全消失, 正常压缩波系重新建立, 进气道实现自启动。据此确定 Inlet 2 的自启动马赫数

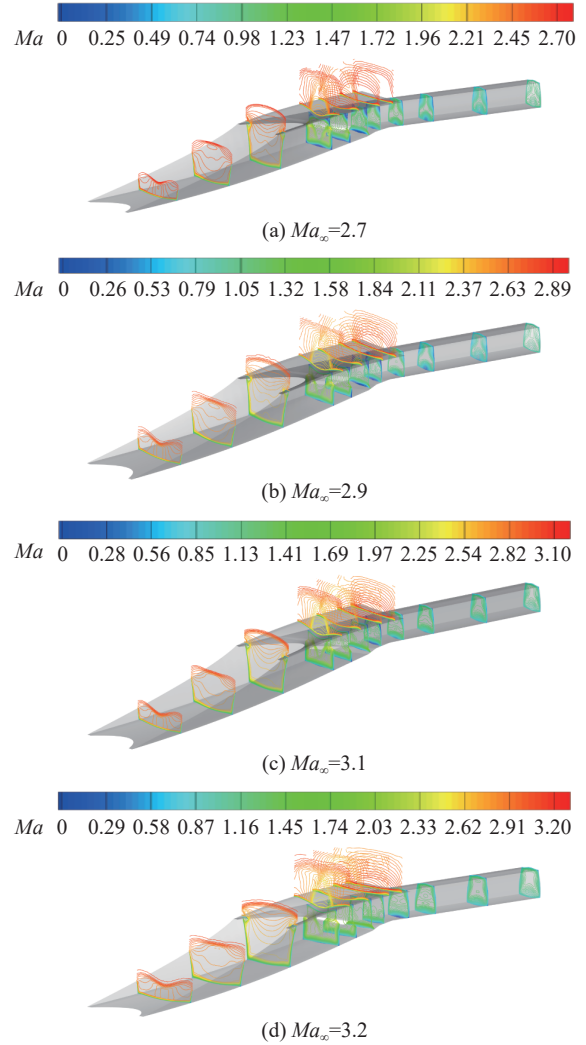


图 23 Inlet 2 的自启动过程
Fig. 23 Self-starting process of Inlet 2

$Ma_{rs}=3.2$, 较 Inlet 1 的 3.9 下降约 18.0%。

综上所述, Inlet 2 通过侧向溢流与附面层隔道的协同作用, 实现了起动与自启动马赫数的同步下降, 显著提升了定几何内收缩进气道在低马赫数条件下的起动可靠性。

4 新型内收缩进气道综合性能评估

为了系统评估几何构型与流动控制协同设计方法的有效性, 本节对新型进气道 Inlet 2 与常规进气道 Inlet 1 在宽马赫数范围内的通流特性与起动性能进行对比分析。表 3 列出了两种进气道的关键性能参数, 均按照质量加权平均获得, 具体包括流量系数 φ 、总压恢复系数 σ 、静压比 p/p_∞ 、实际捕获流量 q_m 、总阻力 D_t 以及用于评估出口流场均匀性的畸变指数 ε_e ^[36], 表中下标 th、e、b、 ∞ 分别对应喉道截面、出口截面、侧向溢流通道和自由来流条件, 畸变指数 ε_e 的定义如下:

表 3 不同来流马赫数下两种进气道总体性能参数

Table 3 Overall performance parameters of the inlets at various inflow Mach numbers

进气道	Ma_∞	φ_{th}	φ_b	$q_m/(kg/s)$	σ_{th}	p_{th}/p_∞	Ma_{th}	σ_e	p_e/p_∞	Ma_e	ε_e	D_t/N
Inlet 1	4.0	0.651		3.90	0.828	11.3	2.19	0.696	12.9	1.97	1.47	807
	5.0	0.762		3.04	0.790	14.0	2.82	0.625	15.7	2.55	1.76	597
	6.0	0.841		2.14	0.735	17.5	3.36	0.539	20.1	2.97	2.34	507
	7.0	0.896		1.44	0.666	21.3	3.85	0.442	25.7	3.30	2.94	352
Inlet 2	4.0	0.657	0.203	4.28	0.892	11.7	2.25	0.765	13.0	2.06	1.21	1 043
	5.0	0.766	0.186	3.34	0.839	13.9	2.89	0.694	16.0	2.63	1.52	711
	6.0	0.811	0.187	2.28	0.773	16.6	3.46	0.563	20.0	3.06	2.03	491
	7.0	0.825	0.175	1.46	0.694	19.5	3.99	0.428	23.2	3.43	2.47	351

$$\varepsilon_e = (p_{tmax} - p_{tmin}) / p_{tav} \tag{3}$$

式中 p_{tmax} 、 p_{tmin} 和 p_{tav} 分别为出口截面总压的最大值、最小值和平均值。

在流量捕获特性上,两种进气道表现出不同的马赫数依赖特性。在中低来流马赫数区间 ($Ma_\infty<6.0$), Inlet 2 因未进行唇口后切,其流量系数高于 Inlet 1;然而,随着来流马赫数进一步增加至 6.0 和 7.0, Inlet 2 的侧向溢流通道导致其流量系数有所下降。需要指出的是,尽管两者喉道尺寸相同,但 Inlet 2 通过前侧板外移使其捕获面积较 Inlet 1 增大 12.0%,因此仅对比流量系数不足以完整反映其真实捕获能力。因此,本文采用实际捕获流量 q_m 作为核心评价指标,该参数更能体现进气道对自由来流的实际“吸纳”效果。分析表明,基于 q_m 评价, Inlet 2 在整个来流马赫数范围内均表现出更优的流量捕获性能: $Ma_\infty=4.0$ 和 $Ma_\infty=6.0$ 工况下,其实际捕获流量较 Inlet 1 分别提升 9.74% 与 6.54%。

在压缩效率与出口均匀性方面, Inlet 2 通过有效抑制隔离段涡流区实现了总压恢复系数与流场均匀性的同步提升。在 $Ma_\infty=4.0$ 与 $Ma_\infty=6.0$ 条件下,其出口总压恢复系数 σ_e 分别提高 9.91% 与 4.45%,出口畸变指数 ε_e 则相应下降 17.7% 与 13.2%,表明该设计可为燃烧室提供能质更高、分布更均匀的进气条件,有助于提升燃烧稳定性和推进系统整体性能。

对比两种进气道的阻力特性, Inlet 2 增大的进口捕获面积导致了更高的摩擦阻力,但是随着来流马赫数增加,其增压比持续降低,使得压差阻力大幅减小并成为主导因素。这一机理使得两者的总阻力差距迅速收窄:在 $Ma_\infty=4.0$ 时, Inlet 2 阻力高出 29.2%;至 $Ma_\infty=7.0$ 时,两者阻力已基本持平。这证实了 Inlet 2 的设计在高来流马赫数域能够实现更佳的阻力性能。

值得注意的是,在 $Ma_\infty=7.0$ 超额定工况下, Inlet 2 的喉道总压恢复系数较 Inlet 1 提高了 4.20%,但其出口总压恢复系数反而降低了 3.17%。这一现象归因于在极高来流马赫数下,进气道内激波强度显著增强,导致激波/附面层相互作用更为剧烈。流场结构分析(图 19(d))进一步揭示,本文所采用的固定几何溢流通道在该工况下会对主流产生附加扰动并可能诱发局部二次流。此效应与唇口区域的复杂波系相互耦合,共同导致了唇口附近流场结构的局部退化(表现为局部涡流),从而对下游总压恢复产生明显的负面影响。因此,在后续工作中有必要针对此类高马赫数极端工况,对唇口区域开展局部气动外形优化以抑制激波干扰与涡流的发展。

在起动性能方面(表 4),新型 Inlet 2 较常规 Inlet 1 实现了显著提升:自起动马赫数 Ma_{ts} 由 3.9 降至 3.2,起动马赫数 Ma_s 由 3.3 降至 3.1,降幅分别达 17.9% 与 6.1%。这一性能提升主要得益于本文提出的几何构型与流动控制协同设计方法,其从根本上改变了常规定几何内收缩进气道的流动管理模式。通过“侧板分割-后侧板前掠-外移”形成的侧向溢流通道,显著降低了有效内收缩比,并实现对附面层与分离流的主动排除,从而在源头上增强低马赫数下进气道自起动能力。

表 4 进气道起动马赫数和自起动马赫数

Table 4 Starting and self-starting Mach number of the inlets

进气道	Ma_s	Ma_{ts}
Inlet 1	3.3	3.9
Inlet 2	3.1	3.2

5 结 论

1) 提出了基于几何构型与流动控制的低马

赫数自启动内收缩进气道协同设计方法,通过“侧板分割-后侧板前掠-前侧板外移”的一体化构型,构建了高效侧向溢流通道,使有效内收缩比降低44.7%,实现了分离流与附面层的协同管理与有效排除。该设计显著提升了进气道的起动性能,自启动马赫数由3.9降至3.2,起动马赫数由3.3降至3.1,为宽马赫数范围内定几何内收缩进气道的稳定起动提供了有效技术途径。

2) 揭示了侧面隔道对附面层的协同排除机制,该结构有效抑制了隔离段内涡流区的发展,显著提升了出口流场均匀性。与常规唇口后切进气道相比,新型进气道出口畸变指数降低13%以上,在 $Ma_x=4.0$ 工况下出口截面的涡流区基本消失,为内收缩进气道流动控制与品质提升提供了理论依据。

3) 验证了新型进气道在宽马赫数范围内的综合性能优势,其在保持高压压缩效率的同时具备更优的流量捕获能力。相对唇口后切进气道,在 $Ma_x=4.0$ 与 $Ma_x=6.0$ 条件下,出口总压恢复系数分别提高9.91%与4.45%,实际捕获流量分别提升9.74%与6.54%。另外,高来流马赫数($Ma_x \geq 6.0$)条件下其阻力特性更优。这证明该协同设计方法在提升综合性能的同时,具有良好的宽域适应性与工程实用性。

本文方法针对定几何内收缩进气道低来流马赫数下因溢流能力不足而导致自启动困难这一共性问题,其设计原理具有普适性,不依赖于特定基准流场,具备向其他内收缩进气道构型推广的潜力。后续研究可将其应用于不同压缩规律与设计马赫数的进气道,进而绘制完整的性能增益图谱并建立更加普适性的设计准则。

参考文献:

- [1] Billig F S, Jacobsen L S. Comparison of planar and axisymmetric flow paths for hydrogen fueled space access vehicle[R]. AIAA-2003-4407, 2003.
- [2] Zhang Kunyuan. Research progress of hypersonic inlet inverse design based on curved shock compression system[R]. AIAA-2015-3647, 2015.
- [3] 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)
- [4] Mölder S, Szpilo E J. Busemann inlet for hypersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [5] Mölder S. Internal, axisymmetric, conical flow[J]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1252-1255.
- [6] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3): 408-416.
- [7] Barkmeyer D E F, Starkey R P, Lewis M J. Inverse waverider design for inward turning inlets[R]. AIAA-2005-3915, 2005.
- [8] 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.
- [9] 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.
You Yancheng, Liang Dewang. Three-dimensional hypersonic inlet with variable cross-section based on the concept of internal multiplication wave[J]. Science in China (Series E), 2009, 39(8): 1483-1494. (in Chinese)
- [10] 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, 1952.
Guo Junliang, Huang Guoping, You Yancheng, et al. Study of internal compression flowfield for improving the outflow uniformity of internal waverider inlet[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5): 1934-1940, 1952. (in Chinese)
- [11] Otto S E, Trefny C J, Slater J W. Inward-turning streamline-traced supersonic inlet design method for low-boom, low-drag applications[R]. AIAA-2015-3700, 2015.
- [12] Yue Lianjie, Xiao Yabin, Chen Lihong, et al. Design of base flow for streamline-traced hypersonic inlet[R]. AIAA 2009-7422, 2009.
- [13] 南向军. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
Nan Xiangjun. Study on design method of hypersonic internal contraction inlet with controllable pressure rise law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [14] 李永洲. 马赫数分布可控的高超声速内收缩进气道及其一体化设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Li Yongzhou. Study on hypersonic internal contraction inlet with controllable Mach number distribution and its integrated design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [15] 李永洲, 孙迪, 王仁华, 等. 非均匀来流的马赫数可控内收缩进气道设计[J]. 航空学报, 2023, 44(12): 127857.
Li Yongzhou, Sun Di, Wang Renhua, et al. Design of inward turning inlet with controlled Mach number under non-uniform inflow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(12): 127857. (in Chinese)
- [16] Zhou Hang, Jin Zhiguang, Deng Shiyu, et al. Design studies on NAGIC flowfield with application to integrated irregular-shaped supersonic inlet[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2023, 237(6): 1286-1297.
- [17] Hao Changkai, Luo Wenguo, Yu Zonghan, et al. Novel design method for inward-turning inlets with non-uniform inflow[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 148: 109098.
- [18] Billig F, Baurle R, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[R]. AIAA 1999-4974, 1999.
- [19] Smart M, Trexler C. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[R]. AIAA-2003-12, 2003.
- [20] 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.

- Sun Bo, Zhang Kunyuan, Jin Zhiguang. Experimental research of Mach 3.85 performance of a streamline traced hypersonic Busemann inlet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(3): 396-399. (in Chinese)
- [21] Jacobsen L, Tam C J, Behdadnia R, et al. Starting and operation of a streamline-traced busemann inlet at Mach 4[R]. AIAA 2006-4508, 2006.
- [22] 田方超. 内转式高超声速进气道的不起动问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- Tian Fangchao. Study on starting problem of internal rotating hypersonic inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [23] 郑晓刚, 施崇广, 张加乐, 等. 高超声速三维内转进气道研究进展综述[J]. *航空学报*, 2025, 46(8): 631245.
- Zheng Xiaogang, Shi Chongguang, Zhang Jiale, et al. Research progress review on hypersonic three-dimensional inward-turning inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(8): 631245. (in Chinese)
- [24] 李永洲, 张堃元, 张留欢. 抽吸对高超声速内收缩进气道涡流区及起动性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(7): 1630-1637.
- Li Yongzhou, Zhang Kunyuan, Zhang Liuhan. Effect of bleeding on vortex region and starting performance of hypersonic inward turning inlet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(7): 1630-1637. (in Chinese)
- [25] Drayna T, Nompelis I, Candler G. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization[R]. AIAA 2006-297, 2006.
- [26] 曾宇, 汪洪波, 孙明波, 等. SST 湍流模型改进研究综述[J]. *航空学报*, 2023, 44(9): 027411.
- Zeng Yu, Wang Hongbo, Sun Mingbo, et al. SST turbulence model improvements: Review[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(9): 027411. (in Chinese)
- [27] Li Yongzhou, Sun Di, Wu Zejun, et al. Flow coefficient and starting performance prediction of variable geometry curved axisymmetric inlet[J]. *Aerospace*, 2023, 10(6): 506.
- [28] 潘瑾. 侧压式进气道自启动特性数值模拟和实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- Pan Jin. Tests and numerical simulation on characteristics of self-starting for sidewall compression inlets[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [29] 杨大伟, 余安远, 韩亦宇, 等. 内转式进气道自启动性能研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(1): 76-83.
- Yang Dawei, Yu Anyuan, Han Yiyu, et al. Study on self-starting characteristics of an inward turning inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 76-83. (in Chinese)
- [30] Donde P, Marathe A, Sudhakar K. Starting in hypersonic intakes[R]. AIAA-2006-4510, 2006.
- [31] 李一鸣, 李祝飞, 杨基明, 等. 典型高超声速内转式进气道激光散射流场显示[J]. *航空学报*, 2017, 38(12): 121414.
- Li Yiming, Li Zhufei, Yang Jiming, et al. Flow visualization of a typical hypersonic inward-turning inlet using laser scattering[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(12): 121414. (in Chinese)
- [32] Van Wie D, Kwok F, Walsh R. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 1996-2914, 1996.
- [33] 张龙冬, 张堃元, 南向军. 无侧滑二元超声速进气道侧板遮挡度对其性能影响[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(7): 1581-1587.
- Zhang Longdong, Zhang Kunyuan, Nan Xiangjun. Effects of degree of sidewall shade on performance of two-dimensional supersonic inlet with non-sideslip[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(7): 1581-1587. (in Chinese)
- [34] 王翼, 范晓楠, 何继宏, 等. 侧板构型对二维高超声速进气道启动性能的影响[J]. *航空学报*, 2010, 31(2): 217-222.
- Wang Yi, Fan Xiaoqiang, He Jihong, et al. Effect of sidewall geometry on starting characteristics of two-dimensional hypersonic inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(2): 217-222. (in Chinese)
- [35] Hank J, Murphy J, Mutzman R. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA 2008-2540, 2008.
- [36] 钟亚飞, 马宏伟, 郭君德, 等. 航空发动机进气总压畸变地面试验数据处理方法综述[J]. *航空发动机*, 2021, 47(1): 72-85.
- Zhong Yafei, Ma Hongwei, Guo Junde, et al. Review of ground test data processing method of aeroengine inlet total pressure distortion[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(1): 72-85. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)