

文章编号: 1000-8055(2026)09-20240799-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20240799

匹配轴向超声通流风扇的进气道 设计与试验验证

岳贤同, 袁化成

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对某轴向超声速通流风扇设计与之匹配的轴对称进气道, 提出了一种适用于此类进气道的设计方法, 此类进气道无扩张段结构, 出口即为喉道, 全流场超声速。首先以 $Ma_0=2.5$ 为设计点设计初始进气道并探究了半锥角等典型参数对进气道的影响, 结果表明: 随半锥角增大, 进气道出口总压恢复系数 σ 增大、长度缩短。经分析, 缩短进气道长度对于提升进气道出口 σ 较为有效。将内压段中心体型面以曲面形式设计缩短进气道长度并设计试验模型进行风洞试验, 此方案进气道长度缩短了约 23.3%, 数值模拟结果表明, 在 $Ma_0=2.5$ 和 2.0 下的不同攻角工况, 进气道出口 σ 提升; 数值模拟的中心体沿程压力曲线和外压段纹影与风洞试验吻合较好, 验证了本文数值模拟方法和进气道设计方法的正确性。

关 键 词: 轴向超声通流风扇; 轴对称进气道; 型面控制; 仿真分析; 风洞试验

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Inlet design and experimental verification of matching axial supersonic through-flow fan

Yue Xiantong, Yuan Huacheng

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Aiming at the axisymmetric inlet designed for an axial supersonic through-flow fan, a design method suitable for this kind of inlet is proposed. This kind of inlet has no expansion section structure, the outlet is the throat, and the whole flow field is supersonic. Firstly, the initial inlet is designed with $Ma_0=2.5$ as the design point, and the influence of typical parameters such as half cone angle on the inlet is explored. The results show that with the increase of half cone angle, the total pressure recovery coefficient σ at the outlet of the inlet increases and the length decreases. After analysis, shortening the inlet length is more effective for improving the σ . The central body surface of the internal pressure section is designed in the form of curved surface to shorten the length of the inlet and the test model is designed for wind tunnel test. The length of the inlet is shortened by about 23.3%. The numerical simulation results show that the σ of the inlet increases at different angles of attack at $Ma_0=2.5$ and 2.0. The curve of pressure ratio along the center of the numerical simulation and the schlieren of the external pressure section are in good agreement with the wind tunnel test, which verifies the correctness of the numerical simulation method and the inlet design method in this paper.

收稿日期: 2024-11-24

作者简介: 岳贤同(2001—), 男, 硕士, 主要从事超声速进气道研究。E-mail: yxt1779455830@163.com

通信作者: 袁化成(1979—), 男, 教授, 博士, 主要从事内流气体动力学研究。E-mail: yuanhuacheng@nuaa.edu.cn

引用格式: 岳贤同, 袁化成. 匹配轴向超声通流风扇的进气道设计与试验验证[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20240799. Yue Xiantong, Yuan Huacheng. Inlet design and experimental verification of matching axial supersonic through-flow fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20240799.

Keywords: axial supersonic through-flow fan; axisymmetric inlet; geometry control; simulation analysis; wind-tunnel test

当前时代空间载荷的低成本投送、对远距离目标的快速打击和跨洋飞行等飞行任务对降低高速飞行器的质量以及油耗的需求大幅上升。为探索更好的飞行器性能, Antonio Ferri 博士首次提出了动叶和静叶中气流为超声速的轴向超声速通流风扇概念。

轴向超声速通流风扇概念提出后, Chesnakas 等^[1]对超声速通流风扇叶栅内的流动进行了研究, 通过更好地控制激波损失, 风扇的性能可以得到实质性改善。马继华等^[2]对两种超声速通流风扇的叶栅流场进行了数值模拟, 两种叶栅通道内全流场均为超声速, 没有出现强激波, 并且未出现流动分离和回流。由此可以认为超声通流风扇具有一定的可行性, 并且值得对此进行更深层次的探索。

研究者们对轴向超声速通流风扇的研究从未间断, Richard^[3]给出了超声速通流风扇的喘振计算流体动力学模型, 李嘉宾等^[4]综合进气道对轴向超声速通流风扇进行了研究, 发现超声通流风扇发动机相比于传统涡扇发动机, 具有负荷、效率、质量方面的优势, 有希望大幅提高超声速飞行器推进系统性能。孙士珩等^[5-6]研究了超声速通流风扇中的波系结构。

单鹏等^[7]对比分析了将超声速通流风扇和常规风扇应用在一架 $Ma=2.7$ 的超声巡航运输机上的发动机性能, 结果表明超声通流风扇发动机耗油率低于常规风扇发动机且推质比高。将超声速通流风扇应用在飞行器上能对发动机性能带来较大的提升。

目前可查一些对于匹配轴向超声速通流风扇发动机的进气道研究。杨玉东等^[8]对此类进气道进行分析, 在来流 $Ma<1.4$ 时, 此进气道的推质比高于常规进气道的, 而且在 $Ma_0=0.5\sim 1.2$ 之间优势更为显著, 可见在跨声速区, 超声通流风扇进气道相对于常规进气道更有潜力。

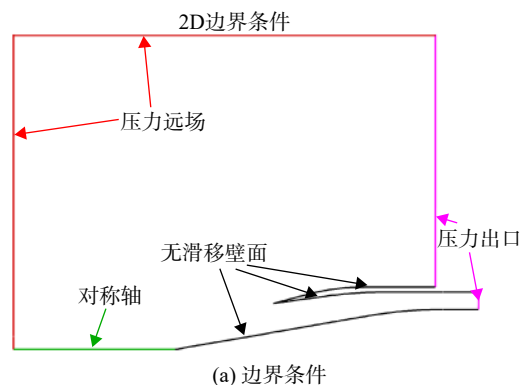
目前对轴对称进气道的研究较为丰富, 其中不乏轴对称进气道试验研究, 风洞试验研究依然处于不可替代的地位。何中伟等^[9]通过风洞试验研究了轴对称进气道中心锥上边界层吸除对流动场的影响, 谢旅荣等^[10]以风洞试验的方式验证研究中的数值模拟方法, 探讨了出口背压、攻角、来流

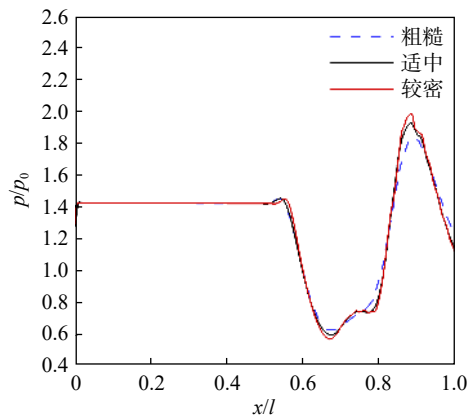
马赫数等对进气道气动性能的影响。高文智等^[11]探究锥尖钝化对进气道的影响并进行了风洞试验, 王卫星等^[12]通过数值仿真研究了某定几何轴对称混压式高超声速进气道锥尖钝化对进气道性能的影响, 钝化对进气道流场结构及性能均会产生影响。

综上所述, 国内外对轴向超声速通流风扇叶型及应用轴向超声速通流风扇的发动机总体性能的研究较为丰富, 但对于匹配轴向超声速通流风扇的进气道的研究较少, 且缺乏较为系统的研究。本文主要内容为设计与某轴向超声速通流风扇匹配的进气道, 探索此类进气道的设计方法进行试验验证, 旨在为匹配于轴向超声速通流风扇的进气道相关研究提供技术储备。

1 数值仿真方法

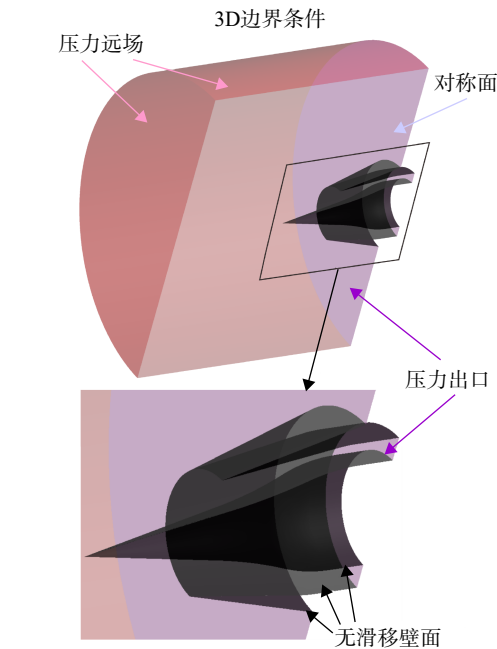
本文研究涉及轴对称进气道不同攻角工况, 为节省计算资源, 数值模拟时, 0° 攻角工况使用二维网格, 其余攻角工况使用三维半模网格, 二维和三维网格均使用商业软件 ICEM 划分, 并使用 Ansys Fluent 进行数值模拟。二维数值模拟边界条件设置及网格无关性验证如图 1 所示, 远场来流设置为压力远场, 远场出口及进气道出口设置为压力出口, 壁面皆为绝热无滑移壁面, 二维模型设置轴对称中心线。三维数值模拟边界条件设置及网格无关性验证如图 2 所示, 与二维边界条件类型的区别在于无轴对称中心线, 设置对称面。二维和三维网格数值模拟使用的湍流模型皆为 Spalart-Allmaras, 离散格式为二阶迎风格式, 表 1 给出了二维和三维网格无关性验证时各疏密度的网格节点数及底层网格尺度。网格无关性验证对中心体上沿程静压比 (p/p_0) 进行对比, 其中 p 为中



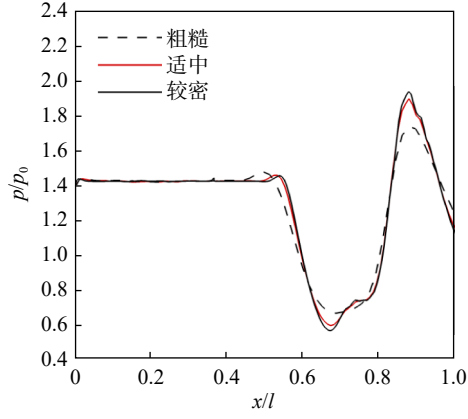


(b) 网格无关性验证

图 1 Fluent 计算边界条件和网格无关性验证(2D)
Fig. 1 Boundary conditions of Fluent and grid independence verification (2D)



(a) 边界条件



(b) 网格无关性验证

图 2 Fluent 计算边界条件和网格无关性验证(3D)
Fig. 2 Boundary conditions of Fluent and grid independence verification (3D)

表 1 不同疏密度网格节点数

Table 1 Number of grid nodes with different density

网格疏密程度	2D		3D	
	节点数/ 10 ⁴	底层网格 尺度/mm	节点数/ 10 ⁴	底层网格 尺度/mm
粗糙	2.8	0.01	186	0.01
适中	7	0.000 5	466	0.006
较密	11	0.000 5	900	0.006

心体沿程静压, p_0 为来流静压, 在不同二维和三维网格疏密度时, 粗糙网格的计算结果与适中、较密网格差异较大, 适中网格和较密网格计算结果几乎无差异, 且出口静压比基本一致, 由此可见, 适中的网格密度足以计算满足计算精度要求, 因此, 本文使用适中网格进行数值模拟。

表 2 给出了以二维和三维网格计算所得的进气道出口压比 π (进气道出口压力 p_e 与来流静压 p_0 的比值) 和出口总压恢复系数 σ 对比 (本文 σ 计算基于质量平均), 两者差异较小, 二维和三维数值模拟对 $Ma=2.5$ 级轴对称进气道性能参数的影响较小, 可进行下文的对比研究。

表 2 2D、3D 进气道数值模拟气动参数

Table 2 Numerical simulation of inlet aerodynamic parameters of 2D and 3D

空间维度	π	σ
2D	1.71	0.927
3D	1.70	0.926

2 进气道设计

2.1 轴向超声速通流风扇发动机介绍

图 3 为轴向超声速通流风扇发动机和常规涡扇发动机示意图, 相比于传统涡扇发动机, 轴向超声速通流风扇发动机的风扇直接接收上游的超声速气流, 风扇上游的进气道无需扩张段结构内的结尾激波将气流减速至亚声速。无需扩张段结构的进气道长度大大缩短, 且无结尾正激波使进气道内激波强度减弱, 这有利于减小激波带来的总压损失, 进气道内全流场超声速, 进气道出口即为喉道。

2.2 进气道设计约束

本文在设计约束下, 针对某轴向超声速通流风扇开展与之匹配的进气道的设计方法及流动特性研究。设计约束为: ① 风扇几何尺寸, 风扇内外径已定, 分别为 D_1 和 D_2 ; ② 不同来流马赫数下

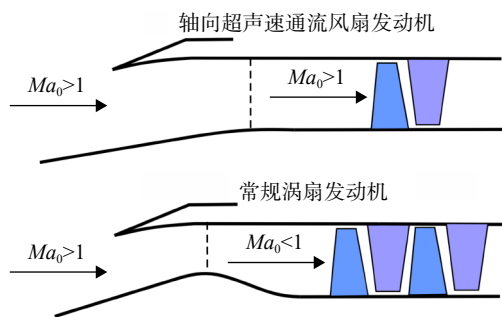


图 3 轴向超声速通流风扇和常规涡扇发动机对比示意图

Fig. 3 Comparison of axial supersonic through-flow fan and conventional turbo-fan engine

的风扇入口马赫数,进气道的来流速域为 $Ma_0 = 0.8 \sim 2.5$,其中当 $Ma_0 = 2.5$ 时,进气道出口马赫数 Ma_e 要求为 2.2 左右。

目前常见进气道构型有二元进气道、轴对称进气道和内转式进气道。轴对称进气道因其迎风面积小、阻力小等优点被广泛应用^[13-14]。并且,本文所设计进气道需与风扇配合,而轴对称进气道的中心体可与风扇同轴,可避免整流罩对流场的影响。因此,本文期望设计一个符合设计约束的轴对称进气道并探究其设计方法及流动特性。

2.3 进气道设计流程

图 4 给出了进气道设计流程,本文首先根据设计约束设计了一个初始轴对称进气道并分析其流场特征,得出影响进气道气动性能的典型参数,通过对典型参数进行规律化研究,形成最终的进

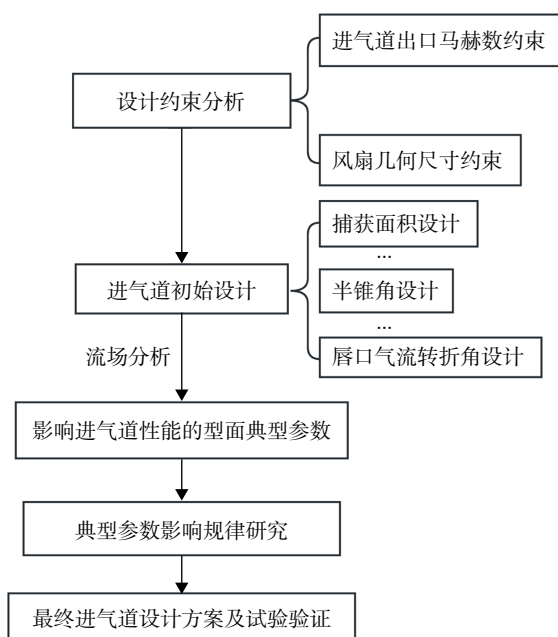


图 4 进气道设计流程

Fig. 4 Inlet design process

气道设计方案并进行试验验证。

2.4 进气道初始设计

本文以飞行速域中最大 Ma_0 为设计点,即 $Ma_0 = 2.5$,设计点采用激波封口设计,即外压段激波交于唇口,激波封口设计可避免飞行速域内 Ma_0 高于设计点导致外压段激波系打入唇口造成的超额定状态,又能最大限度的降低低 Ma_0 下的溢流阻力。图 5 为轴对称进气道结构示意图,在设计约束下:进气道出口截面内环直径 d_1 与风扇内径 D_1 相等;进气道出口截面外环直径 d_2 ,为 D_2 和径向间隙之和,径向间隙为 0.5 mm;其余参数主要包括:半锥角 δ_1 、唇口气流转折角 δ_2 、捕获直径 a_0 等。

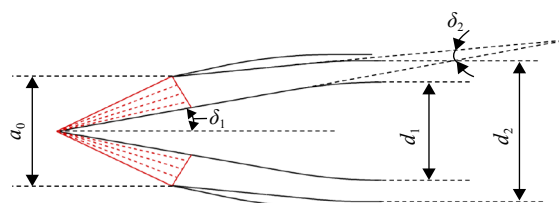


图 5 轴对称进气道设计示意图

Fig. 5 Design schematic of axisymmetric inlet

在设计点激波封口的设计方法下,进气道捕获流量完全进入进气道,流量系数 ϕ 为 1。由流量公式(式(1))预估 a_0 后,根据仿真流场进行黏性修正,修正过程在此不再赘述,最终将进气道捕获半径设计为 $2.55r_0$,其中 r_0 为进气道出口环形内外半径差,进气道总收缩比为 1.162,内收缩比近似为 1。

$$K \frac{p^* A q(Ma)}{\sqrt{T^*}} = C \quad (1)$$

式中 K 和 C 为常数; p^* 为总压; A 为流通截面面积; $q(Ma)$ 为流量函数; T^* 为总温。

设计点 $Ma_0 = 2.5$ 时,进气道出口马赫数 Ma_e 要求为 2.2 左右,由此可见此进气道对气流压缩程度较小。本文期望在 $Ma_0 = 2.5$ 时,气流经过中心锥造成的锥面波后的平均马赫数为 2.35 以上,根据计算,将进气道半锥角范围确定为 $8^\circ \sim 10^\circ$,此半锥角范围内锥面波后总压恢复系数 σ 在 0.999 以上,锥面波损失很小。进气道总收缩比近似为 1,这使在本文设计约束下,内压段入口处难以避免存在一定的沿程流通面积扩张段,减小 δ_2 有助于减小沿程扩张段的扩张比。经理论分析,本文初步将唇口气流转折角 δ_2 设计为 2° 。

初始设计的进气道型面如图6所示, 将其称为 Profile 1, 此方案进气道长度约为 3.13 m, 进气道捕获面积约为 0.869 m²。

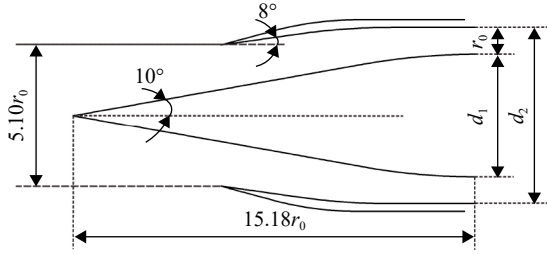


图6 Profile 1 进气道构型

Fig. 6 Profile 1 inlet configuration

图7给出了设计点 Profile 1 的总压恢复系数和数值纹影云图, 从图中可知影响进气道波系的参数主要为 δ_1 和 δ_2 , 本文计算了从进气道出口中心位置向出口内外环壁面方向延伸 30% 的出口范围内的总压与来流总压的比值, 其值为 0.997, 此范围内的气体仅受进气道内激波系造成的总压损失, 而进气道出口 $\sigma=0.925$, 进气道出口黏性损失占比约为 96%。这证明此进气道内黏性造成的总压损失占比较大。

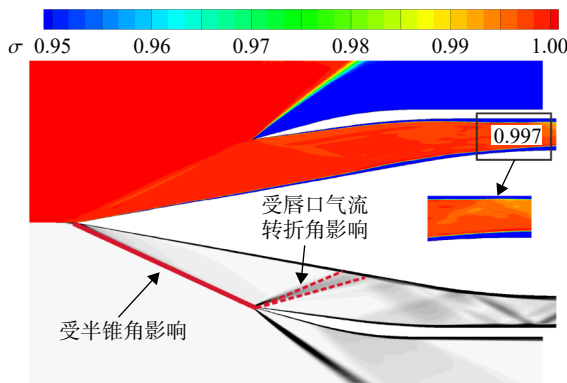


图7 Profile 1 设计点流场及数值纹影图

Fig. 7 Flow field and numerical schlieren diagram of Profile 1 at design point

目前比较成熟的型面流动控制手段, 比如抽吸, 其主要通过抽取边界层内低能流来降低边界层分离对进气道气动性能的影响^[15-16], 而 Profile 1 的流场内未出现分离, 因此不适用于此进气道, 本文采用的型面控制方式将在后文详细介绍。

2.5 进气道典型设计参数影响规律研究

2.5.1 半锥角影响规律研究

因已确定捕获高度及出口几何参数, 当 $\delta_1 > 10^\circ$ 时, 进气道入口面积会小于进气道出口面积,

而此类进气道喉道即为出口, 即进气道入口成为“喉道”, 当 $\delta_1 < 8^\circ$ 时, 锥面波对来流压缩程度太小, 所以在探究 δ_1 对进气道性能的影响时, 本文改变 δ_1 的上限为 10° , 下限为 8° , 分别改变 δ_1 为 8° 、 8.5° 、 9° 、 9.5° 、 10° , 并在建模时保持 δ_2 和 a_0 不变。

图8给出了进气道出口 σ 和进气道长度 l 随 δ_1 的变化曲线, 其中, 进气道长度以实际进气道长度与环形出口内外半径差 r_0 无量纲处理。随 δ_1 从 8° 增大到 10° , 进气道出口 σ 呈增大趋势。从激波角度分析, δ_1 增大使锥形波强度增大, 且在 δ_2 保持一致时, 唇口反射激波增强, 增大了激波损失; 从黏性角度分析, 进气道长度 l 可对进气道内黏性造成的总压损失产生影响, 随 δ_1 增大, 进气道长度 l 减小, 黏性总压损失也随之减小, 在 $\delta_1=10^\circ$ 时, l 较 $\delta_1=8^\circ$ 时减小 16%。因此, 可以得出结论: 随 δ_1 增大, 进气道长度 l 减小带来的黏性总压损失的减小程度超出了激波强度增大带来的激波总压损失的增大程度。综上, 将 δ_1 确定为 10° 进行下文的研究。

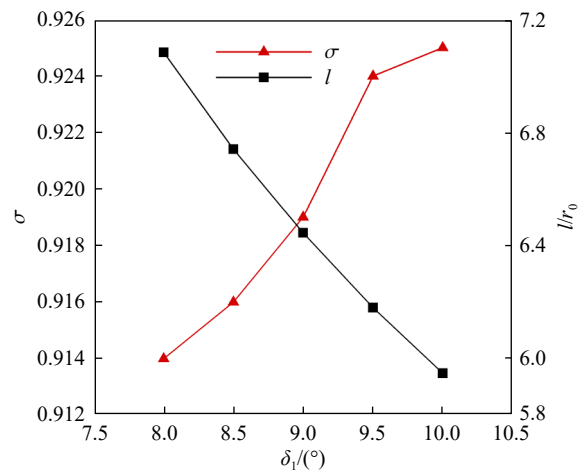
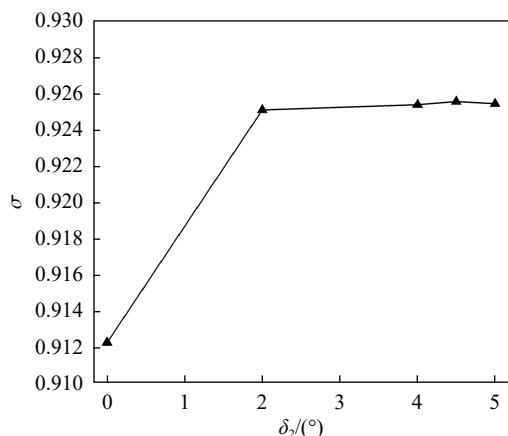


图8 不同 δ_1 下进气道出口气动参数

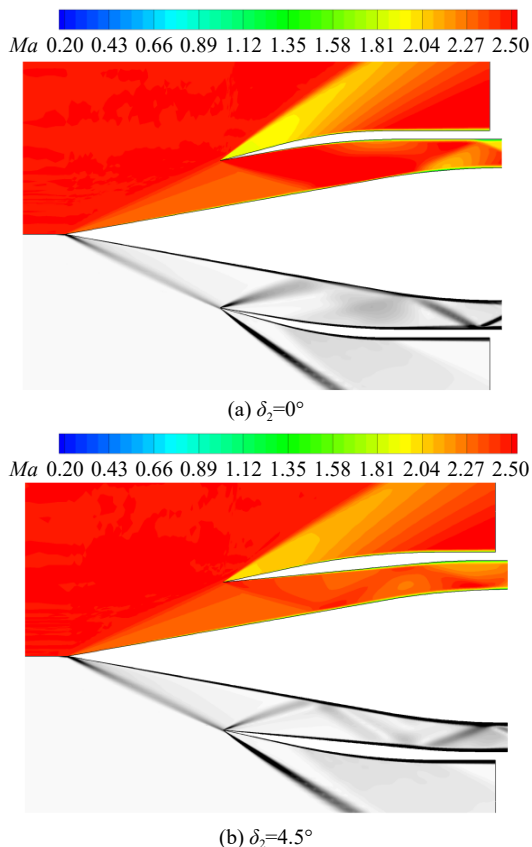
Fig. 8 Aerodynamic parameters at inlet exit under different δ_1

2.5.2 唇口气流转折角影响规律研究

将 δ_1 确定为 10° 后, 本文对另一重要参数 δ_2 进行参数化研究, 此过程中保持 δ_1 和 l 不变, 改变 δ_2 为 0° 、 2° 、 4° 、 4.5° 、 5° , 并对不同 δ_2 的进气道进行建模与数值模拟, 图9给出了不同 δ_2 时进气道出口 σ 的变化曲线, δ_2 由 0° 增大为 2° 时, 进气道出口 σ 有较大提升, 但在 δ_2 为 2° 、 4° 、 4.5° 、 5° 时, 进气道出口 σ 变化不明显, $\delta_2=4.5^\circ$ 时, 进气道出口 σ 稍大, 因此将 δ_2 确定为 4.5° 以进行下文的研究。

图 9 不同 δ_2 下进气道出口总压恢复系数Fig. 9 Total pressure recovery coefficient at inlet exit under different δ_2

为探究 $\delta_2=0^\circ$ 时进气道出口总压恢复系数 σ 显著下降的原因, 图 10 给出了 δ_2 为 0° 和 4.5° 时进气道设计点流场图进行对比。 $\delta_2=0^\circ$ 时, 进气道入口气流转折角的减小使唇罩内壁面过渡到进气道出口外环高度处的转折角度增大, 压缩波增强, 由中心体壁面反射后打在唇罩内壁面上, 在唇罩

图 10 δ_2 为 0° 和 4.5° 时进气道马赫数云图和数值纹影图Fig. 10 When δ_2 is 0° and 4.5° , the Mach number cloud diagram and numerical schlieren diagram of the inlet

内壁面上产生一道激波, 带来了激波损失, 且流速更快也使黏性损失增大, 最终使进气道内出口总压恢复系数下降。由此可见, 在 δ_2 为 2° 、 4° 、 4.5° 、 5° 时进气道出口总压恢复系数变化不大的原因是在此 δ_2 变化范围内, 流道内未出现相对较强的激波, 当 $\delta_2 < 4.5^\circ$ 时, 仅流速增大使黏性损失略微增大。

确定进气道 δ_1 和 δ_2 后, 将中心体及唇罩内壁面平滑过渡到出口位置处, 进气道构型如图 11 所示, 将其称为 Profile 2, 其长度与 Profile 1 一致。图 10(b) 给出了 Profile 2 设计点流场及数值纹影图, 进气道内无分离等对流场造成较大损失的流动特征, 根据上文半锥角和唇口气流转折角影响规律研究分析, 对于此类进气道, 黏性损失占进气道总压损失比例较大, 进气道内流速和进气道长度会对黏性损失造成影响, 而在进气道来流和出口马赫数的设计约束下, 进气道内流速变化较小, 流速变化较小带来的黏性损失变化也较小。相对而言, 通过缩短进气道长度减小黏性总压损失以达到提高进气道总压恢复系数更为有效, 本节在 Profile 2 进气道型面基础上探究如何缩短此类进气道的长度。

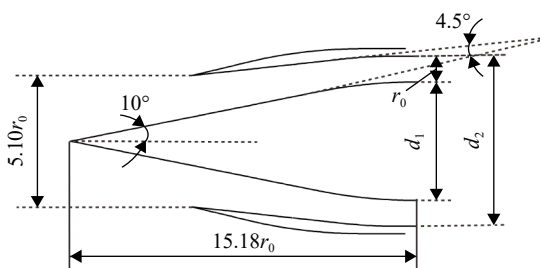


图 11 Profile 2 进气道构型

Fig. 11 Profile 2 inlet configuration

2.5.3 进气道型面控制方式影响研究

在 Profile 2 型面基础上分析, 以曲面形式设计进气道中心体可缩短进气道长度 l 。经查阅文献, 目前曲面形式的进气道型面多以外压段曲面压缩为主^[17-18], 曲面压缩进气道外压段对气流压缩程度较大, 且初始设计进气道总收缩比接近于 1, 若将外压段设计为曲面压缩形式, 这会使进气道入口面积小于出口面积而成为真正的喉道, 增大低 Ma_0 来流工况不起动的风险。不适用于本文进气道设计要求。因此, 本文设想将进气道内压段型面以曲面形式设计以缩短进气道长度。

图 12 给出了进气道型面控制方式示意图, 先

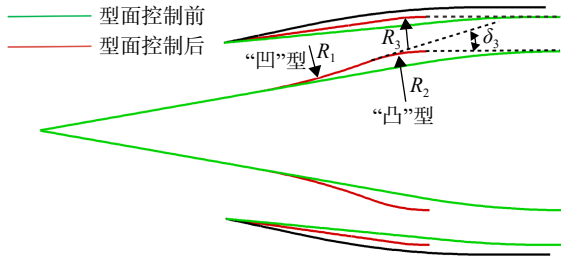


图 12 进气道型面控制方式示意图

Fig. 12 Inlet profile control mode schematic diagram

以半径为 R_1 的圆弧“凹”型壁面使进气道内沿程面积扩张段快速缩短,再以半径为 R_2 的圆弧“凸”型壁面过渡到进气道出口,这能显著缩短进气道长度。“凹”型壁面起点和 R_1 可对进气道长度造成影响,随着“凹”型壁面起点与中心锥尖的距离或“凹”型壁面 R_1 减小,进气道长度缩短。由于此类进气道总收缩比近似为 1,进气道内压段沿程流道截面面积易出现小于预设喉道面积(即进气道出口面积)的截面成为真正的喉道,使进气道内收缩比增大,从而对进气道起动性能造成影响。因此,在相同 R_1 下,随着起点与中心锥尖距离减小,需增大唇罩内壁面与水平的夹角需增大以避免,唇口气流转折角 δ_2 减小,由 δ_2 参数化研究结果(图 9)可知,当 $\delta_2=0^\circ$ 时,进气道总压恢复系数显著减小。综上,在进行型面控制时,需调整“凹”形壁面起点与 R_1 以避免 δ_2 最小值为 1° 。“凸”形壁面的半径 R_2 影响此段壁面上膨胀波的强度。 δ_3 由“凹”形壁面起点与 R_1 、 R_2 共同决定。

对上述参数进行规律化研究后,图 13 给出了以上述型面控制方式设计的两个典型进气道型面结构与 Profile 2 的对比图。保持 δ_1 、 a_0 、 d_1 及 d_2 不变,分别将中心体型面向上过渡到“凹”型壁面起点切线与水平夹角为 22° (Option A)、 20° (Option B),为避免沿程流道截面面积出现小于进气

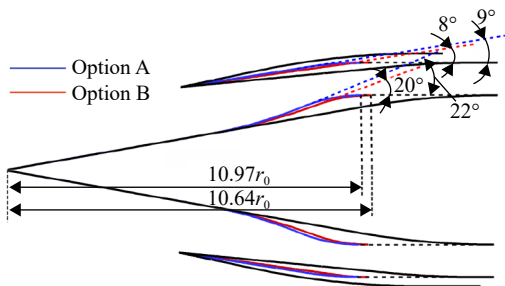


图 13 型面控制方案与 Profile 2 对比

Fig. 13 Comparison of the surface control schemes and the Profile 2

道出口面积,所以分别将唇口角度提升至 9° 和 8° ,此时,唇口气流转折角 δ_2 分别为 1° 和 2° ,进气道长度分别为 2.26 m 和 2.40 m,进气道长度 l 相较于 Profile 2 分别缩短了约 23.3% 和 26.1%。

图 14 给出了两种典型方案的流场马赫数云图,方案 A 的流场中出现了流动分离,在曲面起始角度为 22° 时,“凸”型壁面处膨胀波较强导致下游静压小于出口背压,在出口附近出现流动分离,影响了进气道的流场质量。方案 B 的流场整体较好,未出现边界层分离等影响进气道性能的气动特征。据此分析,应存在一个 δ_3 临界值使进气道内流场不出现流动分离且将进气道长度 l 减小,且在本文的设计约束限制下,方案 B 中 δ_3 已接近或等于临界值。

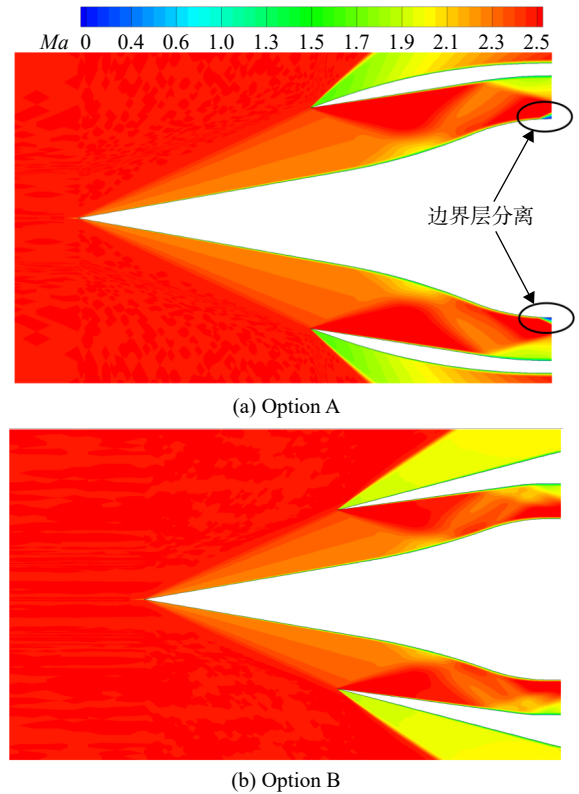
图 14 两种典型型面控制方案进气道流场($Ma_0=2.5$)Fig. 14 Two typical surface control schemes of inlet flow field ($Ma_0=2.5$)

表 3 给出了两种典型方案下进气道部分气动参数。方案 A 进气道出口 σ 相较于方案 B 下降约 1.8%、进气道出口马赫数 Ma_e 下降 0.1,且方案 B 的 $Ma_e=2.17$ 符合设计约束要求的 $Ma_e=2.2$ 左右。综上,本文采取方案 B 进气道作为最终的进气道设计方案(后文称作 Profile 3)。

表 3 两种型面控制方案进气道部分气动参数			
Table 3 Partial aerodynamic parameters of inlet under two surface control schemes			
方案	Ma_c	σ	ϕ
A	2.07	0.928	0.998
B	2.17	0.945	0.998

3 结果分析

表 4 给出了 Profile 2 和 Profile 3 部分气动参数对比, 内压段进行型面控制后进气道出口 σ 在设计点 $Ma_0=2.5$ 时增大 2%。由于两进气道的外压段结构参数无差异, 未影响到超声速来流时的进气道流量捕获能力, 但 Profile 3 的 δ_2 变大, 使唇口对亚声速来流的影响前传, 进而使进气道在 $Ma_0=0.8$ 时的流量捕获能力下降, 因此, 两进气道超声速来流下流量系数 ϕ 相等, 亚声速来流时的 ϕ 减小。

图 15 给出了 Profile 3 设计点工况的流场云

表 4 Profile 2 和 Profile 3 部分气动参数对比				
Table 4 Comparison of partial aerodynamic parameters between the Profile 2 and the Profile 3				
Ma_0	构型	Ma_c	σ	ϕ
2.5	Profile 2	2.19	0.925	0.998
	Profile 3	2.17	0.945	0.998
2.0	Profile 2	1.75	0.942	0.955
	Profile 3	1.75	0.958	0.955
1.5	Profile 2	1.26	0.959	0.906
	Profile 3	1.28	0.966	0.906
0.8	Profile 2	0.77	0.987	0.831
	Profile 3	0.77	0.983	0.827

图与数值纹影图, 图 10(b) 为 Profile 2 设计点工况的流场云图与数值纹影图, Profile 3 的内压段内波系较为复杂, “凹”型壁面上形成的压缩波汇聚后打在唇罩内壁面上反射一道激波。

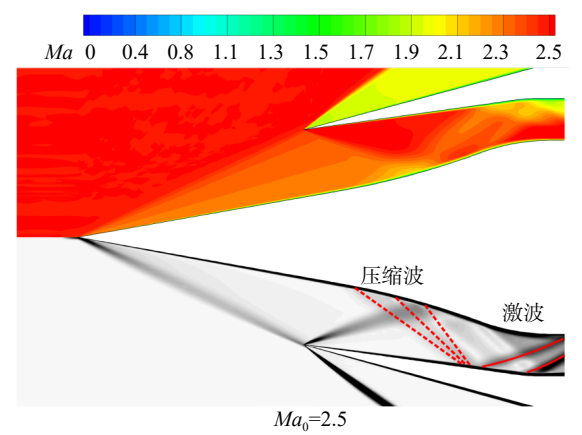


图 15 Profile 3 设计点流场及数值纹影
Fig. 15 Flow field and numerical schlieren diagram of the Profile 3 at design point

图 16 给出了 Profile 2 和 Profile 3 的中心体壁面及唇罩内壁面的沿程压力对比图, 图中横坐标以壁面沿程坐标 x 与进气道长度 l 的比值做无量纲处理, Profile 2 的进气道入口 $x/l=0.3539$, Profile 3 的进气道入口 $x/l=0.4625$ 。中心体壁面上, 在气流进入内压段后, Profile 2 中心体壁面上沿程压力出现下降趋势, 此方案下, 气流经锥面波后偏转角度较小, 唇口处会形成膨胀波, 但在本文设计约束下, 若继续减小唇口与水平的夹角将使内压段中出现流通面积小于预设喉道面积的截面。而 Profile 3 进气道在气流受“凹”型壁面压缩波的作用下压力先大幅上升, 最终进气道末端中心体

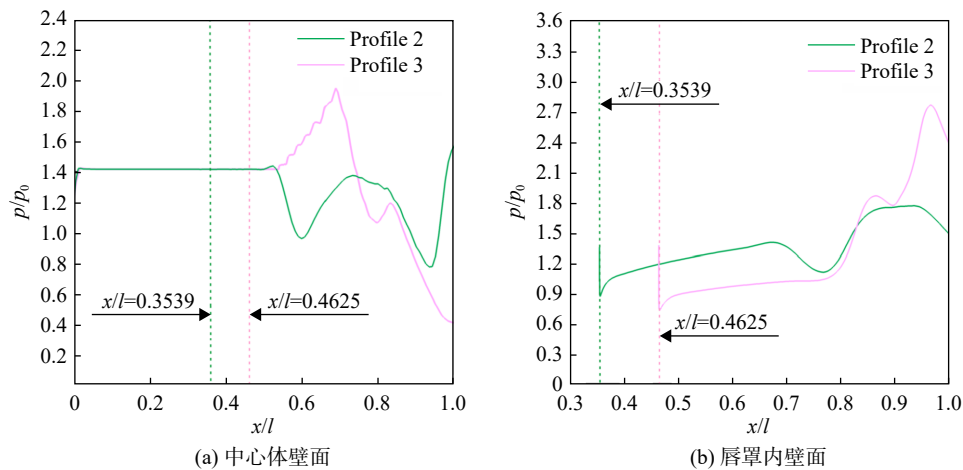


图 16 Profile 2 和 Profile 3 设计点沿程压比($Ma_0=2.5$)
Fig. 16 On-way pressure ratio of the Profile 2 and Profile 3 at design point ($Ma_0=2.5$)

壁面上的压比小于 Profile 2; 在唇口内壁面上, 由于 Profile 3 进气道唇口气流转折角的减小, 气流进入进气道时的膨胀波更强, 压力下降幅度更大, 但随着气体流动, 受中心体壁面反射激波的影响, 压力再次迅速上升, 最终进气道末端唇罩壁面侧的压力大于 Profile 2。

图 17 给出了 Profile 2 和 Profile 3 在非设计工况 3 个不同 Ma_0 时的流场对比, 两进气道内流场质量均较高。相对于设计点工况, 非设计点唇口激波角度的增大使进气道内整体激波位置提前, 对进气道内流场影响增大, 尤其在 $Ma_0=1.5$ 来流状态下两进气道流场区别明显。 $Ma_0=1.5$ 时, 在图中黑色椭圆标注区域内, Profile 3 出现较明显

的低速区, 从数值纹影来看, “凹”型壁面上的压缩波汇聚在唇罩内壁面上反射一道较强的激波, 但交于中心体壁面后未造成分离, Profile 3 进气道出口总压恢复系数 σ 仍然高于 Profile 2。当 $Ma_0=0.8$ 时, 可明显看到, 增大 δ_2 使唇口对气流影响增大, Profile 3 进气道入口处气流流速较大, 随后气流减速, 影响亚声速气流速度的因素一般为流管流通面积, 这反映出进气道入口附近的内压段流道存在流通面积沿程扩张段, 但这在本文设计约束与保证流场质量的前提下无法避免。

图 18 给出了 0° 攻角来流下进气道出口总压比 (p^*/p_0^*) 云图对比, p^* 为流场内各点的总压, p_0^* 为来流总压。当 $Ma_0=2.5$ 时, Profile 3 的唇罩内壁

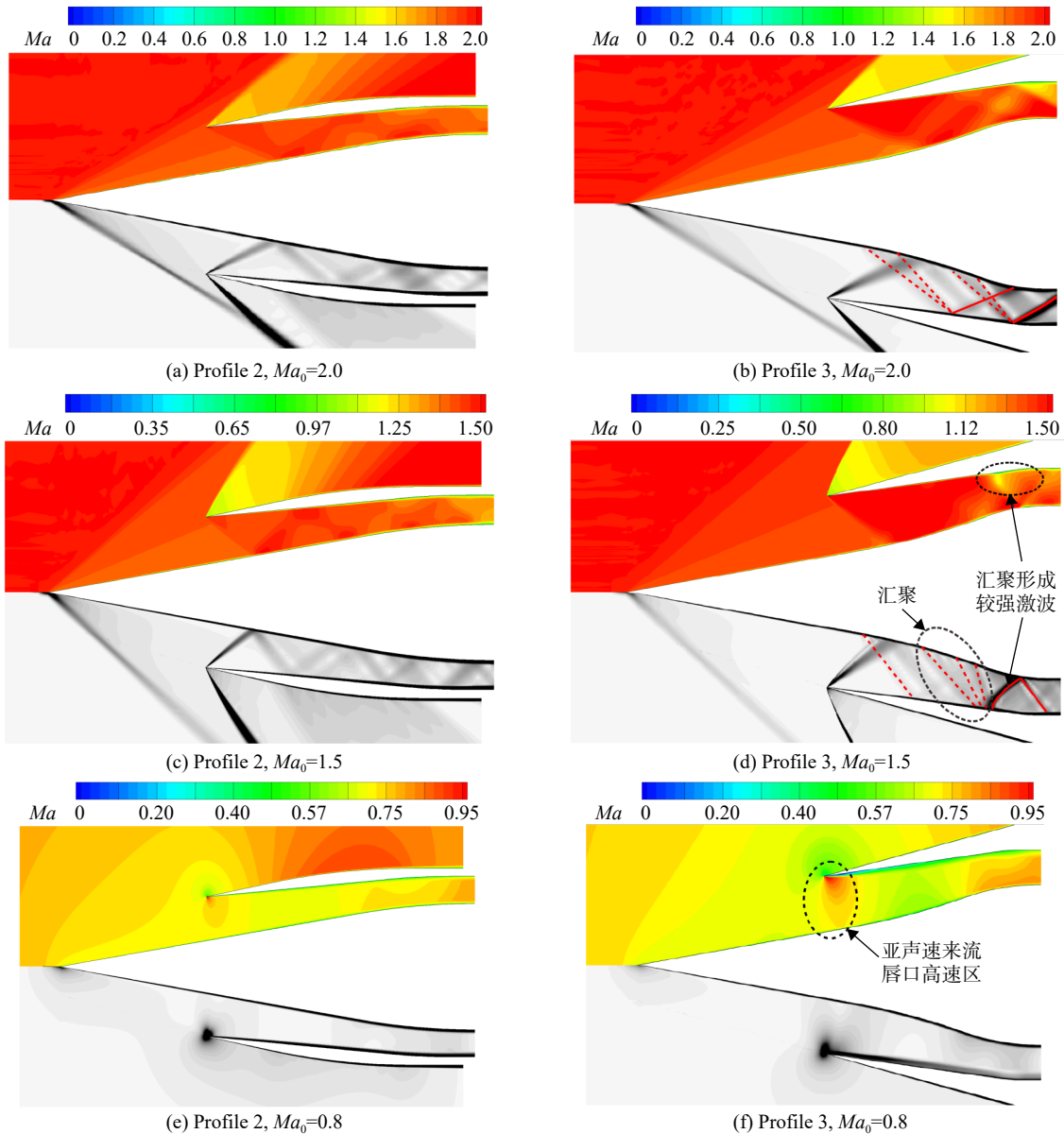


图 17 Profile 2 和 Profile 3 非设计点流场及数值纹影图

Fig. 17 Flow field and numerical schlieren diagram of the Profile 2 and the Profile 3 at off-design points

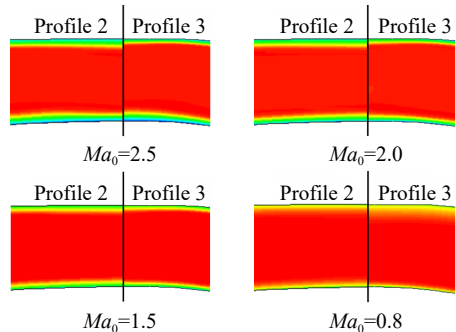
图 18 型面控制前后进气道出口总压比云图($\alpha=0^\circ$)

Fig. 18 Comparison of the total pressure ratio cloud diagram of outlet before and after optimization ($\alpha=0^\circ$)

面低总压区减薄,而中心体壁面稍有增厚。当 Ma_0 为其余超声速来流时,唇罩内壁面及中心体壁面低总压区均减薄。

为探究攻角 α 对此进气道的影响以及 Profile 3 在不同 α 时对进气道性能的影响,图 19 给出了 Profile 2 和 Profile 3 进气道三维构型在不同来流攻角下的进气道出口 σ 对比曲线。随着 α 增大, σ 均下降, Profile 3 在 $Ma_0=2.5$ 的 $\alpha=6^\circ$ 时比 $\alpha=0^\circ$ 时下降 0.53%。在 $Ma_0=2.5$ 和 $Ma_0=2.0$ 时, Profile 3 的出口 σ 相比于 Profile 2 均有所提升。当攻角 $\alpha=2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 时, $Ma_0=2.5$ 来流下分别提升约 2.4%、2.7%、3.2%; $Ma_0=2.0$ 来流下分别提升约 1.5%、1.5%、1.7%。 $Ma_0=1.5$ 时,在 4° 和 6° 攻角下, Profile 3 性能略差于 Profile 2,分别下降了 1.0% 和 0.8%,这是由于此来流马赫数下,“凹”型中心体壁面对流场影响较大。对于亚声速状态 $Ma_0=0.8$ 时, Profile 3 在不同攻角来流时的出口总压恢复系数略低,但相差不大。

图 20 给出了中心体型面控制前后 6° 攻角来流时进气道出口总压比云图, $Ma_0=2.5$ 时, Profile

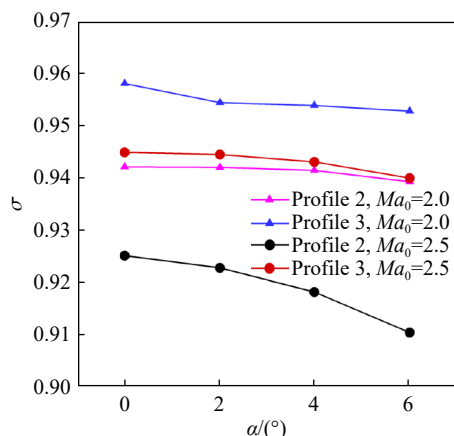
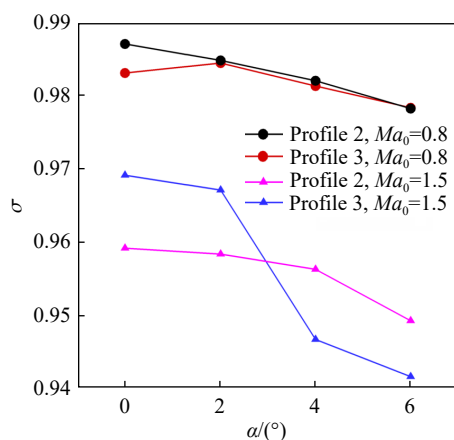
(a) $Ma_0=2.0; Ma_0=2.5$ (b) $Ma_0=0.8; Ma_0=1.5$

图 19 Profile 2 和 Profile 3 不同攻角出口总压恢复系数

Fig. 19 Comparison of total pressure recovery coefficient at different α of the Profile 2 and Profile 3

3 中心体壁面上侧边界层厚度增大,但下侧边界层厚度减小,但唇罩壁面上边界层厚度明显减小,其余超声速来流马赫数下,中心体及唇罩壁面边界层厚度均有明显减小, $Ma_0=0.8$ 时,两进气道出口截面低总压区增大。总体而言,此型面控制方法可优化超声速来流下此类进气道的总压恢复系

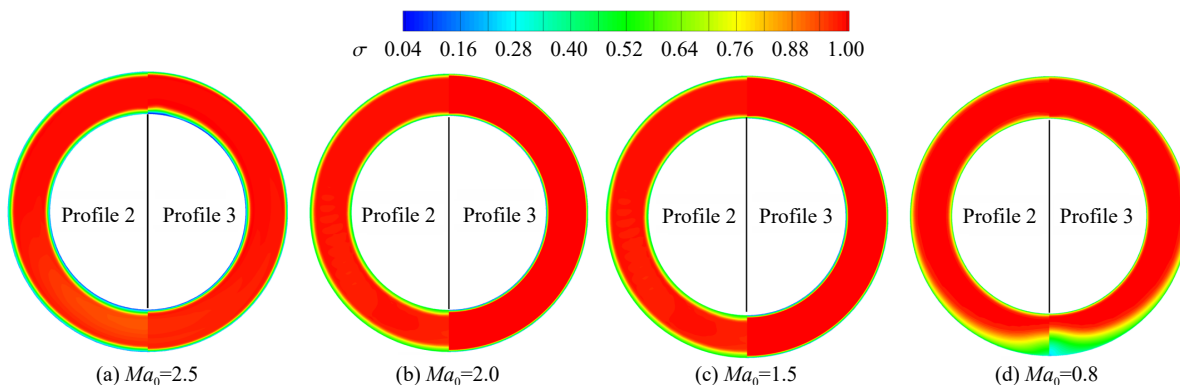
图 20 $\alpha=6^\circ$ 时 Profile 2 和 Profile 3 出口总压比云图对比

Fig. 20 $\alpha=6^\circ$, the total pressure ratio of the inlet Profile 2 and Profile 3 is compared

数, 且对亚声速来流状态影响较小。

4 试验验证

4.1 试验设备

本文设计方法验证试验在南京航空航天大学 NH-1 风洞完成, 风洞试验段尺寸为 $600\text{ mm} \times 600\text{ mm}$ 的亚跨超声速风洞, NH-1 风洞是间歇型直流下吹式风洞。来流马赫数范围 $Ma_0=0\sim 2$, 因此本文试验未以设计点 $Ma_0=2.5$ 验证, 而以非设计点 $Ma_0=2.0$ 进行风洞试验验证。 $Ma_0=2.0$ 来流状态下风洞参数如表 5 所示。

表 5 风洞来流参数($Ma_0=0$)

Table 5 Wind tunnel inflow parameters ($Ma_0=0$)

来流静压 p_0/Pa	来流总压 p_0^*/Pa	来流总温 T^*/K
23 520	184 031	297

4.2 试验模型

最终设计的进气道型面 Profile 3 未对进气道唇口及中心锥锥尖进行钝化处理, 但为满足试验模型加工需求需对中心锥尖和唇缘进行钝化处理。同时, 为满足风洞堵塞比要求, 需将实际模型尺寸以一定的比例缩小, 本文试验模型相对于设计尺寸的缩比为 $1:10$, 模型在风洞中的堵塞比约为 5.5% , 唇口及中心锥锥角的钝化半径皆设计为 0.2 mm 。最终的试验模型如图 21 所示, 中心体及唇罩壁面设置一系列的静压测点以测试沿程壁面压力。

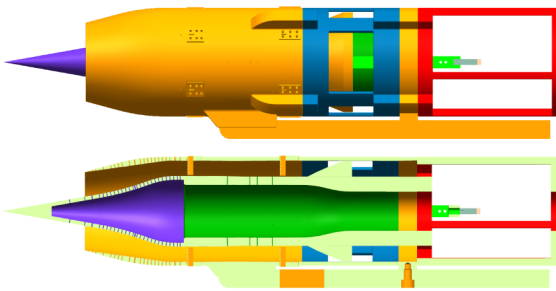


图 21 试验模型

Fig. 21 Test model

模型缩比、中心锥尖和唇口前缘钝化以及风洞来流条件与高空来流条件不一致等因素会影响进气道的气动性能, 因此本文以风洞来流条件数值模拟了试验模型的流场以减小误差。

图 22 给出了 $Ma_0=2.0$ 时试验模型与实际进气道的马赫数云图对比, 试验模型流场出现较大

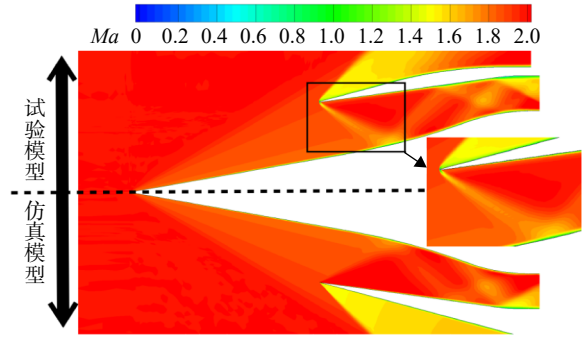


图 22 试验模型与实际模型流场对比

Fig. 22 Comparison of flow field between experimental model and simulation model

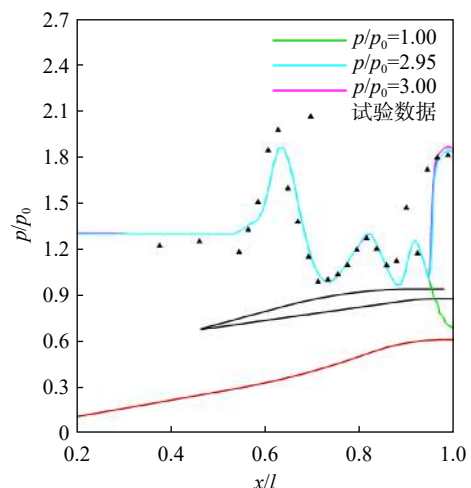
变化, 唇口钝化使唇口激波强度增强, 内压段内反射激波强度也有所增强, 云图内浅色低速区占比明显增大。

4.3 试验验证结果

试验模型中进气道出口后的复杂结构会对进气道产生节流作用, 无法得到完全通流状态的试验结果, 因此本文对进气道试验模型进行了不同反压下的数值模拟以匹配试验结果, 模拟了 $p_b/p_0=1.00$ 、 $p_b/p_0=2.95$ 、 $p_b/p_0=3.00$ 时试验模型的气动性能。

图 23 给出了试验来流条件下进气道中心体壁面和唇罩内壁面数值模拟沿程压比与试验沿程压比对比, 在 $p_b/p_0=2.95$ 时, 进气道数值模拟沿程压比与试验沿程压比吻合较好, 反映了进气道内的实际波系分布与数值模拟基本一致, 验证了本文进气道设计方法的合理性。

图 24 给出了进气道外压段试验纹影和数值模拟纹影的对比, 进气道外压段波系与仿真吻合较好, 这验证了进气道的流量捕获能力, 同时, 也



(a) 中心体壁面

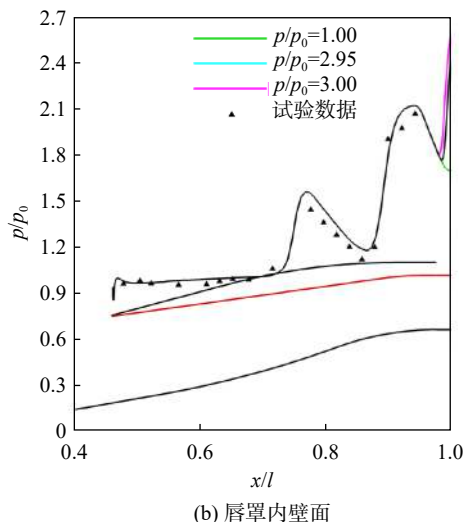


图 23 仿真与试验沿程压比对比

Fig. 23 Comparison of pressure ratio between simulation and experiment

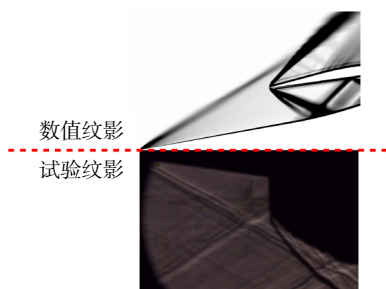


图 24 数值模拟与试验外压段激波对比

Fig. 24 Comparison of shock in external pressure section between simulation and experiment

证明了本文数值模拟方法的正确性。

5 结 论

本文针对某轴向超声速通流风扇设计与之匹配的进气道,此类进气道无扩张段结构,喉道即为进气道出口,进气道内全流场超声速。分析得到了此进气道的流场特征,并对最终设计的进气道进行了风洞试验验证,本文进气道设计方法匹配于轴向超声速通流风扇,可为此类进气道设计提供参考。本文研究中:

1) 完成了匹配于轴向超声速通流风扇的进气道设计,给出了此类进气道的设计流程,提出了适用于此类进气道的设计方法。

2) 对初始设计的进气道开展了半锥角参数化研究,随着半锥角从 8° 增大到 10° ,进气道出口 σ 呈增大趋势。在 $\delta_1=10^\circ$ 时,进气道长度较 $\delta_1=8^\circ$ 时减小 16%。半锥角增大使激波造成的总压损失

增大,进气道长度减小促使黏性造成的总压损失减小,但黏性总压损失的减小程度超出了激波总压损失的增大。

3) 以曲面形式设计内压段进行进气道型面控制,相较于型面控制前,进气道长度缩短约为 23.3%,攻角 $\alpha=0^\circ$ 时,设计点 $Ma_0=2.5$ 的进气道出口 σ 增大约 2%。在 $Ma_0=2.0$ 时,进气道出口 σ 均有所提升。当 $\alpha=2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 时, $Ma_0=2.5$ 来流下分别提升约 2.4%、2.7%、3.2%; $Ma_0=2.0$ 来流下分别提升约 1.5%、1.5%、1.7%,可有效改善进气道性能。

4) 对最终设计的进气道进行了风洞试验,当进气道出口反压 $p_b/p_0=2.95$ 时,进气道仿真沿程压比与试验沿程压比吻合较好;进气道外压段波系与仿真吻合较好,验证了本文进气道的设计方法,证明了本文数值模拟方式可以模拟此类流动。

参考文献:

- [1] Chesnakas C J, Ng W F. Supersonic through-flow fan blade cascade studies[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2003, 125(5): 796-805.
- [2] 马继华, 单鹏, 周盛. 超音通流风扇叶栅流场数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 1994, 20(3): 271-279.
Ma Jihua, Shan Peng, Zhou Sheng. Numerical simulation of supersonic through-flow fan cascade flowfield[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1994, 20(3): 271-279. (in Chinese)
- [3] Richard J C. Unsteady quasi-one-dimensional nonlinear dynamic model of supersonic through-flow fan surge[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(1): 188-196.
- [4] 李嘉宾, 季路成. 轴向超音通流转叶风扇级的方案设计分析[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(2): 271-276.
Li Jiabin, Ji Lucheng. Basic analysis on the design of an fan stage with axial supersonic through-flow rotor[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(2): 271-276. (in Chinese)
- [5] Sun Shijun, Zhou Ling, Ji Lucheng. Influence of solidity on aerodynamic performance of axial supersonic through-flow fan cascades[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2022, 38(4): 559-572.
- [6] 孙士君, 李晓龙, 刘艳明, 等. 宽速域来流对超声通流风扇叶型气动性能的影响[J]. 航空学报, 2023, 44(21): 528523.
Sun Shijun, Li Xiaolong, Liu Yanming, et al. Influence of wide-speed-range inflow on aerodynamic performance of supersonic through-flow fan cascade[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(21): 528523. (in Chinese)
- [7] 单鹏, 陶德平. 超音通流风扇发动机循环分析[J]. 推进技术, 1991, 12(2): 31-39.
Shan Peng, Tao Deping. Cycle analysis for a supersonic through flow fan engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1991, 12(2): 31-39. (in Chinese)
- [8] 杨玉东, 马继华, 陶德平. 超音通流风扇气动设计问题初探[C]//中国航空学会第八届叶轮机械学术讨论会论文集. 北京: 中国航空学会, 1996: 15-25.
Yang Yudong, Ma Jihua, Tao Deping. Aerodynamic design of supersonic through-flow fan[C]//Proceedings of the 8th Turbomachinery Symposium of China Aeronautical Society. Beijing: Chinese

- society of aeronautics and astronautics, 1996: 15-25. (in Chinese)
- [9] 何中伟, 张世英. 轴对称超音速进气道附面层控制实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1985(2): 91-100.
- He Zhong Wei, Zhang Shi Ying. Experimental study on boundary layer control of axisymmetric supersonic inlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1985(2): 91-100. (in Chinese)
- [10] 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 Lurong, Guo Rongwei. Numerical simulation and experimental verification of aerodynamic characteristics of fixed-geometry mixed-compression axisymmetric supersonic inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 78-83. (in Chinese)
- [11] 高文智. 鼻锥钝化轴对称高超声速进气道流动特性研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2015.
- Gao Wenzhi. Study on flow characteristics of axisymmetric hypersonic inlet with nose bluntness[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2015. (in Chinese)
- [12] 王卫星, 郭荣伟. 基于边界层转捩的高超声速进气道特性研究[J]. 航空学报, 2012, 33(10): 1772-1780.
- Wang Weixing, Guo Rongwei. Research on characteristics of hypersonic inlet based on boundary layer transition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1772-1780. (in Chinese)
- [13] 张辉, 伊卫林, 岳连捷, 等. 可变几何轴对称进气道初步设计[J]. 燃气轮机技术, 2008, 21(3): 21-24, 28.
- Zhang Hui, Yi Weilin, Yue Lianjie, et al. Preliminary design on variable- geometry axisymmetric inlet duct[J]. Gas Turbine Technology, 2008, 21(3): 21-24, 28. (in Chinese)
- [14] 郭程伟. 宽范围轴对称变几何进气道设计与调节规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- Guo Chengwei. Research on the design and regulation of variable axisymmetric inlet working under wide Mach number[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [15] 牛雨鹏, 武志文, 张智慧, 等. 抽吸位置对固冲发动机进气道性能的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(8): 20220507.
- Niu Yupeng, Wu Zhiwen, Zhang Zhihui, et al. Effect of suction position on inlet performance of solid rocket ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(8): 20220507. (in Chinese)
- [16] 岳连捷, 叶青, 徐显坤, 等. 三面压缩高超进气道附面层抽吸研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 372-378.
- Yue Lianjie, Ye Qing, Xu Xiankun, et al. Boundary layer bleeding of three-dimensional compression hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2): 372-378. (in Chinese)
- [17] 张堃元. 高超声速进气道曲面压缩技术综述[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2227-2235.
- Zhang Kunyuan. Review on curved surface compression technology of hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2227-2235. (in Chinese)
- [18] 王鑫, 袁化成, 刘甫州, 等. 一种曲面压缩高超声速进气道的设计及流场快速求解方法[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(4): 522-531.
- Wang Xin, Yuan Huacheng, Liu Fuzhou, et al. Rapid design and flow field solution method of curved compression hypersonic inlet [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(4): 522-531. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)