

# 高超声速双模块内转式进气道的流动特性 研究-Part I: 设计状态\*

张航<sup>1</sup>, 孙姝<sup>2</sup>, 黄河峡<sup>1</sup>, 谭慧俊<sup>1</sup>, 张悦<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏南京 210016;  
2. 南京航空航天大学 民航学院, 江苏南京 210016)

**摘要:** 为了进一步研究几何非对称的高超声速内转式进气道流动特性, 通过特征线法设计了基于多道激波加等熵压缩波的基准流场, 在此基础上通过流线追踪法设计了双模块内转式进气道。通过数值仿真和风洞试验相结合的方法, 获得了内转式进气道的内外流特性。研究表明: 在内转式进气道最大半径对应的角区位置存在大量的边界层堆积, 受第二道激波/边界层干扰, 在激波根部卷起锥形旋涡。在内转式进气道内部, 唇罩激波和管道边界层干扰显著, 管道内存在自唇罩指向压缩面的强周向压力梯度, 从而诱导管道内边界层均往一处汇聚, 卷起大尺度流向涡。仿真和试验结果表明, 在来流马赫数 5.74, 攻角 0° 状态下, 进气道气动性能优良, 出口总压恢复系数系数达到 0.58, 最大抗反压为 112 倍。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 进气道; 激波; 边界层干扰; 流向涡; 基准流场

中图分类号: V211.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 07-210106-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210106

## Flowfield of Hypersonic Bimodule Inward-Turning Inlet-Part I: Design Point

ZHANG Hang<sup>1</sup>, SUN Shu<sup>2</sup>, HUANG He-xia<sup>1</sup>, TAN Hui-jun<sup>1</sup>, ZHANG Yue<sup>1</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to further study the flow characteristics of the geometrically asymmetric hypersonic internal-turning inlet, a basic flowfield contained multiple shocks and isentropic compression waves are designed by the method of characteristics, bi-module inward-turning inlets are then designed. Through the combination of numerical simulation and wind tunnel test, the internal and external flow characteristics of the internal turning inlet are obtained. The research results show that there is a large amount of boundary layer accumulated at the corner area corresponding to the maximum radius of the inner turning inlet, which is driven by the second shock wave/boundary layer, rolling up a conical-shaped vortex at the foot of the shock wave. In the internal duct, the lip shock / boundary layer interaction is fairly strong. A circumferential pressure gradient pointed from the cowl lip to the compression surface is formed, which induces the internal boundary layer to converge and roll up large-

\* 收稿日期: 2021-02-28; 修订日期: 2021-06-05。

基金项目: 国家自然科学基金 (51906104; 51806102; 12025202; U20A2070; 11772156); 江苏省自然科学基金 (BK20190385); 国家科技重大专项 (J2019-II-0014-0035); 瞬态物理国家重点实验室基金 (6142604200212); 1912 项目。

作者简介: 张航, 博士生, 研究领域为内流气体动力学。

通讯作者: 孙姝, 博士, 副教授, 研究领域为内流气体动力学。

引用格式: 张航, 孙姝, 黄河峡, 等. 高超声速双模块内转式进气道的流动特性研究-Part I: 设计状态[J]. 推进技术, 2022, 43(7):210106. (ZHANG Hang, SUN Shu, HUANG He-xia, et al. Flowfield of Hypersonic Bimodule Inward-Turning Inlet-Part I: Design Point[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7):210106.)

scale vortices. Simulation and test results show that under the condition of incoming flow Mach number of 5.74 and angle of attack of  $0^\circ$ , the inlet aerodynamic performance is excellent, among which the outlet total pressure recovery coefficient reaches 0.58, and the maximum sustainable back-pressure is 112 times.

**Key words:** Scramjet; Inlet; Shock wave; Boundary layer interaction; Streamwise vortices; Basic flow-field

## 1 引言

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的排头兵,承担着为发动机提供足量品质的空气流量、对迎面高超声速气流减速增压等功能,其工作边界和气动性能直接影响整个发动机的工作包线和推进性能<sup>[1]</sup>。结合实际高超声速飞行器气动布局,目前已经发展出二元进气道、轴对称进气道、侧压式以及基于乘波理论的内转式进气道。相比于前三种构型的进气道,内转式进气道具有高流量捕获能力、高压压缩效率且可和飞行器前体实现气动一体化设计<sup>[2]</sup>,因此近年来受到高度关注。在众多公布的高超声速飞行器设计概念中,美国 Manta 飞行器<sup>[3]</sup>和 HyCAUSE<sup>[4]</sup>, Falcon HTV3<sup>[5]</sup>, HIFiRE 6<sup>[6]</sup>, SR72 高超声速飞机等均不约而同都选择了内转式进气道。

内转式进气道是一种典型的内乘波式进气道,其基于乘波理论<sup>[7]</sup>,设计基准流场,给定前缘捕获型线或者进气道出口型线,在基准流场中追踪流线,由这些流线围成的流管作为进气道壁面<sup>[8]</sup>。因此,基准流场对内转式进气道的构型、气动性能起着决定性的影响。Xiong 等<sup>[9]</sup>对内转式进气道的基准流场进行优化设计,发现进气道可获得 12.78% 的性能收益。自内转式进气道概念提出以来,目前已经发展了多种基准流场,如: Busemann 流场<sup>[10]</sup>、直入射激波的 IC-FA 系列基准流场<sup>[11]</sup>、内收缩锥<sup>[12]</sup>等。尽管前述三类基准流场压缩效率高,但沿程的逆压梯度逐渐增大,当叠加进气道唇罩激波诱导的逆压梯度之后,激波/边界层干扰问题比较突出。针对这一问题,南京航空航天大学张堃元教授课题组,提出了基于壁面压升规律可控<sup>[12]</sup>和无粘壁面马赫数分布规律可控<sup>[13]</sup>的内转式进气道基准流场设计方法。研究表明采用反正切的压升规律<sup>[14]</sup>或马赫数分布规律<sup>[15]</sup>,其综合性能最优。此外,内转式进气道内部存在显著的唇罩激波/边界层干扰现象<sup>[16]</sup>,并诱导边界层分离卷起流向涡<sup>[17]</sup>,中国科技大学杨基明教授课题组通过激光散射技术沿流动方向拍摄到圆形进口圆形出口内转式进气道出口上下壁面均存在一对流向涡结构,其中下壁面(压缩面一侧)的流向涡尺度更大<sup>[18]</sup>。

由于流向涡内堆积了大量的低能流体,其对逆压梯度比较敏感,可能会影响进气道的抗反压性能。为此,目前发展了边界层放气<sup>[19]</sup>、管道型面重构<sup>[20]</sup>等方法。南向军等<sup>[21]</sup>提出了一种可变中心体的基准流场形式,通过将一道强反射激波弱化为两道激波,从而可有效削弱内转式进气道内的唇罩激波/边界层干扰,进气道气动性能可提升 8.6% 左右。

前述研究中大部分关注的是几何对称的单个内转式进气道的设计和流动组织问题,随着当前飞行器的发展,常采用两个甚至多个推进系统单元(需要配套多个内转式进气道),如 Manta<sup>[3]</sup>和 HTV3<sup>[5]</sup>等均采用双模块进气道。这两类飞行器的内转式进气道本身是不对称的,根据王娇等<sup>[22]</sup>和徐锦等<sup>[23]</sup>的研究,内转式进气道的进口形状及其面积分布对进气道的气动性能也有很大的影响。然而目前针对几何非对称的高超声速内转式进气道流动特性的公开研究相对较少,为此,本文设计了左右布局的双模块内转式进气道,并通过仿真和风洞试验相结合的方法获得了其在典型状态的内外流特性。

## 2 方案介绍

### 2.1 物理模型

本文所研究的双模块内转式进气道采用的基准流场如图 1 所示,为了尽可能降低激波损失并提高进气道的总压恢复系数,外压缩部分采用三级压缩。其中,第一级和第二级采用激波压缩,对应的内锥偏转角均为  $4^\circ$ 。第三级采用等熵压缩波,其对应的气流偏转角也为  $4^\circ$ ,两道激波和等熵压缩波汇聚于中心体上同一点。采用有旋流特征线法,按照设计马赫数  $Ma_0=6.0$  对上述基准流场开展配波设计,获得基准流场结构。在此基础上,给定进气道捕获流管(FCT, Forward captured tube)如图 2 所示,其为一宽高比为 1.5 的圆角矩形,从 FCT 向下游追踪流线,从而得到内转式进气道的外压缩面。和常规几何对称内转式进气道不同,为了实现左右分布的双模块布局形式,选择 FCT 中右侧边 AB 作为对称面,镜像出另一个进气道。因此,其 FCT 本身并非关于任何一个子午面对称。此外,为了改善内转式进气道的起动性能,

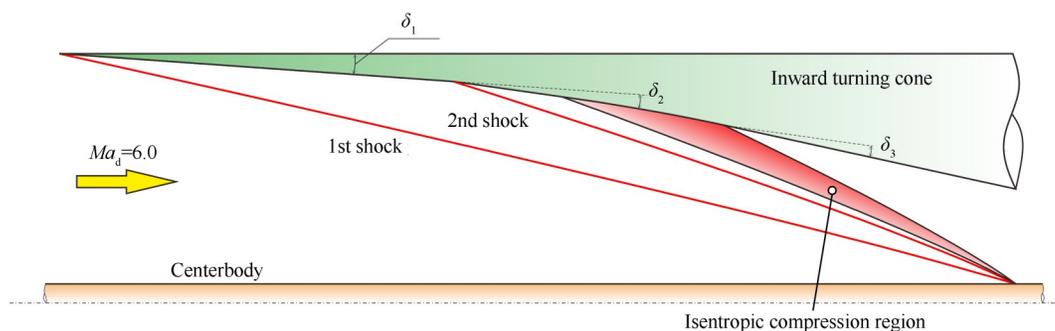


Fig. 1 Basic flowfield of inward turning inlet

利用第二道激波对 FCT 上边追踪的型面进行切除。图 3 给出了设计的内转式进气道几何构型。该进气道总收缩比为 6.0, 出口为一圆形。

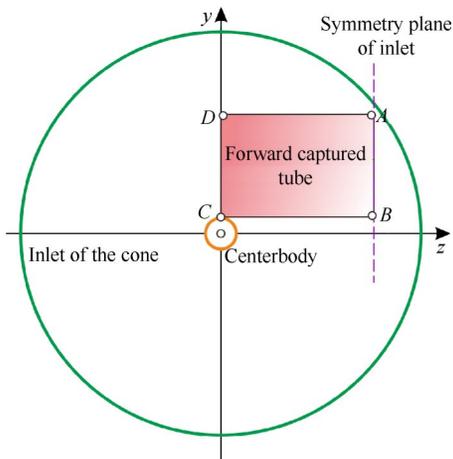


Fig. 2 Illustration of the forward captured shape of the inlet

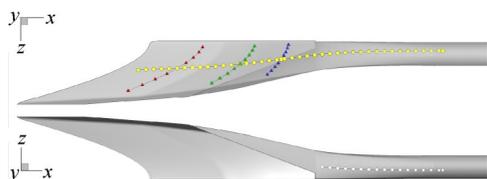


Fig. 3 Designed inward turning inlet configuration

### 2.2 试验和仿真方法简介

本文所涉及的试验全部在南京航空航天大学 NHW 高超声速风洞开展, NHW 风洞是一座暂冲式的自由射流风洞, 采用上吹-下吸的运行模式。目前, 该风洞可实现马赫数为 4.0, 5.0, 6.0, 7.0 和 8.0 的吹风试验, 风洞喷管出口直径为 500mm。本文的试验选用名义马赫数为 6 的喷管, 该喷管实际出口马赫数为 5.74, 单次试验流场稳定时间可达到 7s 以上<sup>[24]</sup>。表 1 给出了进气道试验过程中的风洞来流条件。

由于流场稳定时间较短, 为了获得进气道的流动特性, 试验过程中全部采用动态压力传感器测量进气道内的压力信号。所选用的动态压力传感器为昆山双桥传感器有限公司生成的 CYG503A 型微型绝

Table 1 Experimental conditions

Parameter	Value
Nominal Mach number	6.0
Actual Mach number	5.74
Total pressure/MPa	0.86
Total temperature/K	672

压动态传感器, 量程为 100kPa, 传感器的测量精度为全量程的 0.1%。试验过程中一共使用了超过 100 个传感器, 布置的位置包括沿压缩面和唇罩。除此之外, 为了获得进气道外压缩面的流动特性, 在压缩面上沿展向还布置有三条测量线(每条线上布置有 9 个传感器, 如图 3, 4 所示)。所有的压力信号均采用课题组自行搭建的 80 通道动态数据采集系统(内部包含两块 NI USB-6255 采集卡)进行采集。与此同时, 试验过程中还采用 Toepler Z 型纹影系统显示进气道外流场结构, 并通过高速摄影仪(NAC HX-3)记录纹影图片。受限于进气道本身的结构, 无法直接观测进气道压缩面和管内激波结构, 但可通过纹影监测进气道的起动/不起动状态。为了模拟下游发动机喷油产生的高压, 在进气道出口安装有堵锥和步进电机, 通过步进电机驱动堵锥前移改变出口二喉道面积, 从而在管道内产生激波串结构。



Fig. 4 Test model of the bimodule inward turning inlet

本文所选取的湍流模型为两方程模型  $k-\omega$  SST<sup>[25]</sup>, 该模型广泛应用于进气道内外流仿真<sup>[26]</sup>, 具有较好的仿真预测精度。使用具有二阶精度的迎风格式对控制方程进行离散, 流体假设为定比热理想气体, 分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算。在计算中, 迭代过程的收敛以各项残差均下降 4 个数量

级和各监控面的流动参数保持不变为准则。由于本文研究的为无侧滑状态,故仅针对单个内转式进气道进行研究,其计算域和边界条件在图5中给出,包括压力远场、压力出口、对称面和无滑移绝热壁面,来流条件和表1中的试验条件保持一致。用ICEM软件在整个计算域内进行了结构化网格填充。由于进气道结构非常复杂,前缘为高度后掠状态,给结构化网格划分带来了一定的困难,其中在前缘采用C-grid拓扑以贴合钝化前缘,在管道内部采用O-grid拓扑以在管道壁面附近添加边界层网格。在近壁面处和通道内等预计有较大流动参数梯度的区域进行了加密处理,第一层网格取0.01mm,保证近壁处第一层网格单元的 $y^+$ 在5以内。共计设计了3套网格,网格量分别为280万(Coarse),550万

(Fine)和1095万(Dense),图6对比了三套网格仿真计算的沿程时均压力分布和试验结果,从图中可以看到,无论是在进气道压缩面还是进气道内部,仿真和试验获得的压力吻合良好,说明本文所选用的仿真方法可以较为准确地模拟这种三维进气道内的复杂流动,可以用该方法开展后续的仿真研究。这三套网格计算结果相差不大,为了较为准确地捕捉进气道内的主要流动结构并节省计算资源,确定网格量为550万(Fine),并以此网格开展后续的仿真分析。

### 3 结果与分析

#### 3.1 双模块内转式进气道外压缩面流动特性

内转式进气道内外流三维效应非常明显,首先通过仿真手段分析了内转式进气道外压缩面的流动特

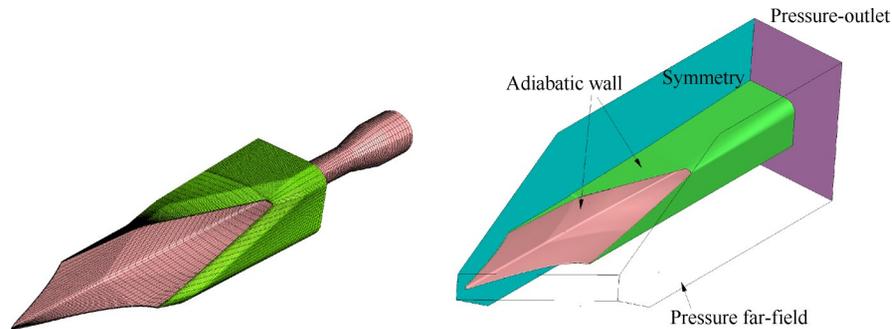
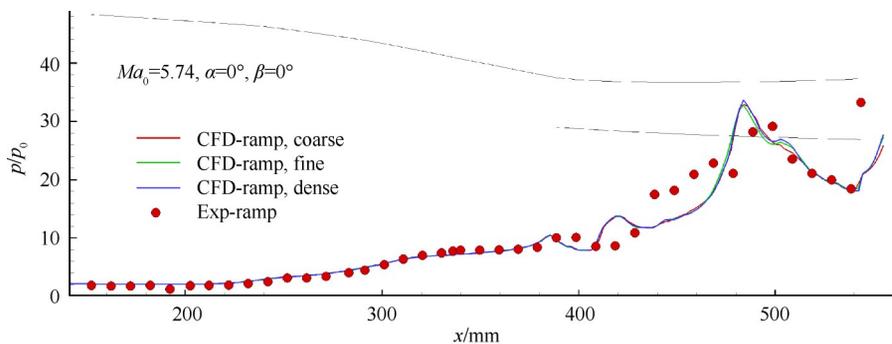
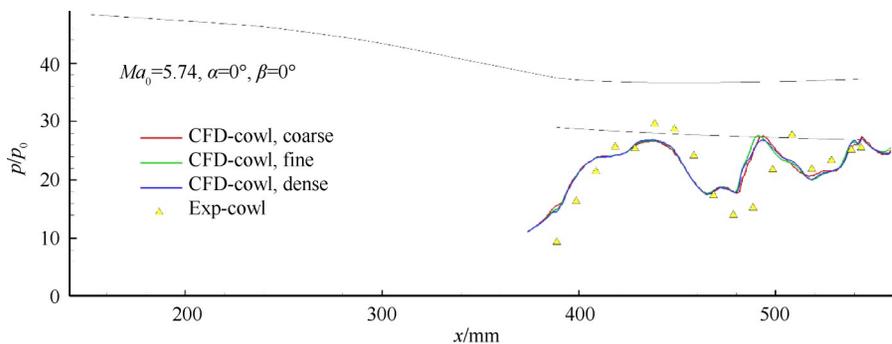


Fig. 5 Surface mesh and boundary conditions (grid size is reduced for clarity)



(a) Surface pressure distributions along the ramp



(b) Surface pressure distributions on the cowl

Fig. 6 Numerical and experimental surface pressure distributions

性,图 7 给出了外压段横截面马赫数分布,图中标注出了三道压缩波系结构,对应的数值纹影图如图 8 所示,从图中可见激波和压缩波呈现出弯曲状,这和基准流场结构是相同的。由于风洞试验马赫数( $Ma_0=5.74$ )低于进气道的设计马赫数( $Ma_0=6.0$ ),第一道激波的激波角增大,未贴合在进气道前缘附近,形成局部溢流。从图 7 中可看到,外压缩面的边界层分布沿周向方向分布很不均匀,在进气道起始位置附近,进气道角区 A(对应图 2 中 FCT 半径最大的角区)附近边界层最厚。在第二级压缩面之后,除角区 A 有明显的边界层堆积之外,在 AD 面和 AB 面上可以看到边界层迅速增厚。

为了阐明外压缩面边界层发展的主导机制,图 9

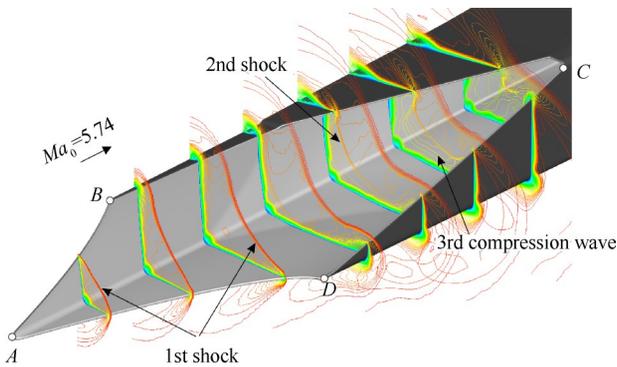


Fig. 7 Three-dimensional flow structure of the external compression part of the inlet

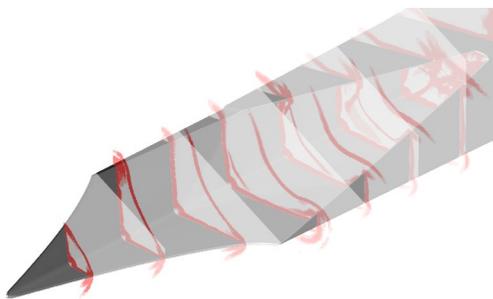


Fig. 8 Numerical schlieren images of the external shock

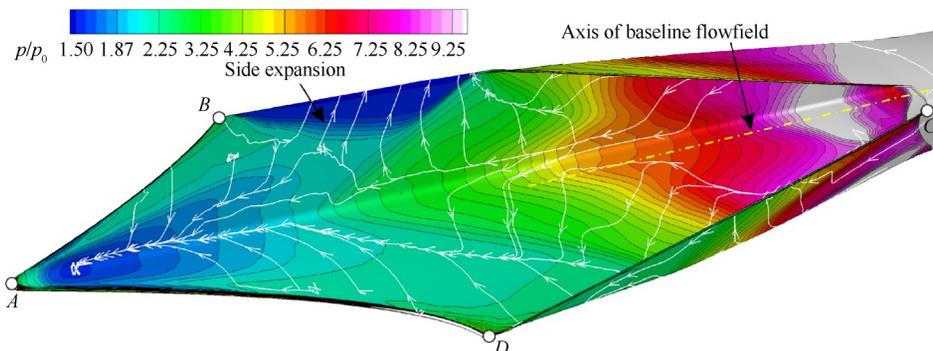


Fig. 10 Pressure contour on the external compression part of the inlet

对比了试验和仿真获得的沿展向布置的三条线上的静压分布,可以看到仿真和试验结果吻合良好,进一步验证了本文计算方法的准确性。图 10 给出了压缩

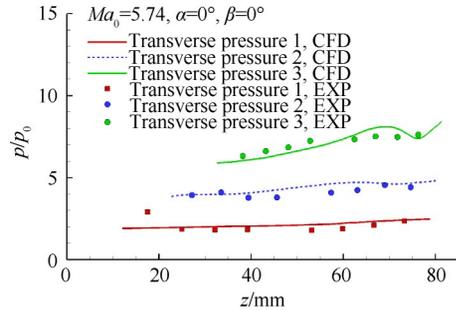


Fig. 9 Numerical and experimental transverse pressure distribution comparison

面上的壁面静压分布云图,图中白色带箭头的线表征压力梯度三维方向。从图中可以看到在角区 A 存在一个局部低压区,因此存在从 B→A 和 D→A 指向的横向压力梯度。在该压力梯度的驱使下,结合图 11 给出的壁面极限流线可以看到,角区 A 两侧的气流逐渐向角区 A 靠拢,从而使得大量的边界层低能流体在该角区附近堆积。当边界层穿过第二道激波区域时,由于第二道激波呈现出高度的后掠状态,第二道激波和边界层相互干扰,形成典型的扫掠激波/边界层干扰现象<sup>[27]</sup>。从图 11 给出的壁面极限流线中可以看到两条分离线,说明第二道激波诱导其根部的边界层分离卷起旋涡。对于 AB 边上的边界层,其在分离线之后大幅向上偏转;对于 AD 边上的边界层,其在分离线之后大幅向右偏转。这种运动趋势使得边界层向角区 B 和 D 之间堆积。

### 3.2 双模块内转式进气道管内流动特性

图 12 给出了  $Ma_0=5.74$  状态下进气道出口中截面的马赫数等值线图,由于风洞来流马赫数低于进气道的设计马赫数,此时内转式进气道处于亚临界状态,外压缩波系未汇聚在唇口位置。从图中可以看

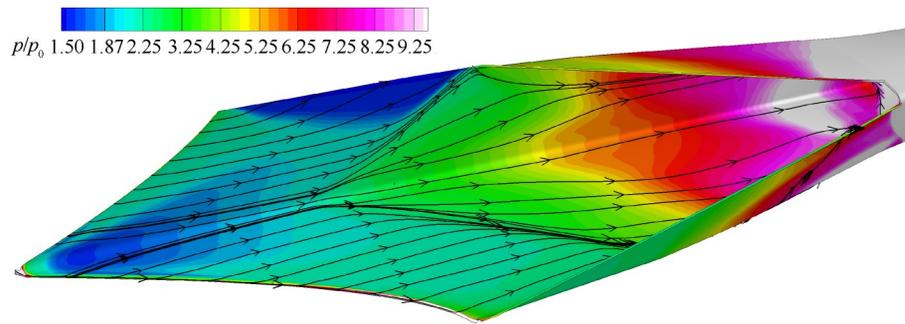


Fig. 11 Shear stress lines on the external compression part of the inlet

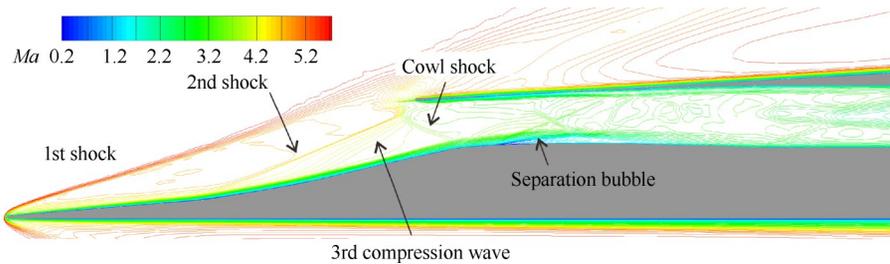


Fig. 12 Flowfield on the center plane of the inlet

到,和基准流场一致,进气道外压缩波系主要是由两道激波和一道等熵压缩波组成。对于第一道激波,沿着激波方向激波角逐渐增加,这和本文所选用直母线内锥紧密相关。对于第二道激波和等熵压缩波,其提前汇聚并在唇罩表面反射出一道唇罩激波,唇罩激波入射在管道肩部位置。从图中可以看到,中截面唇罩激波入射点位置并未出现明显的流动分离现象,这主要是由于下游的肩部膨胀扇可有效削弱唇罩激波/边界层干扰流动<sup>[28]</sup>。但在唇罩入射点下游位置,可以明显看到边界层脱离壁面形成一束剪切层。然而,这种激波/边界层干扰现象在靠近角区D时变得非常突出。

为了阐明上述现象,图13以极坐标形式给出了 $x=430\text{mm}$ 截面管道内的周向压力分布(极坐标中心设置在该横截面中心位置)。从图中可以看到,周向压力分布很不均匀,在角区C处存在一个压力极大值点,在C点两侧均存在一个很大的周向压力梯度,相同的特征从图14给出的压力云图也能看到。出现上述周向压力分布特征主要是因为角区C附近为唇罩激波的波后区域。唇罩激波呈现出高度的三维特征,其入射在AD面上形成典型的入射激波/边界层干扰现象,另一方面,唇罩激波和侧壁面CD上的边界层形成三维空间扫掠激波/边界层干扰现象。上述三维耦合激波/边界层干扰流动使得管道内近壁流体的运动变得非常复杂<sup>[26]</sup>,在扫掠激波/边界层干扰作用下,驱使CD面上的边界层向AD面迁移,从而在角区

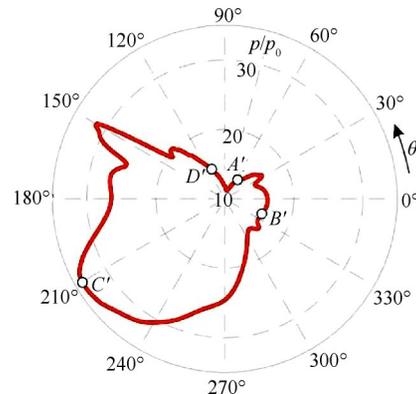


Fig. 13 Circumferential pressure distribution on the inlet surface at  $x=430\text{mm}$

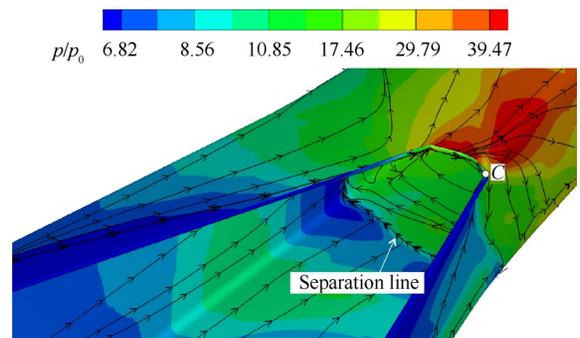


Fig. 14 Shear stress lines adjacent to the throat of the duct

D附近堆积大量的低能流体并分离。分离之后的流体进一步向AB面方向迁徙,并卷起分离包形成如图14中所示的分离线。当这些低能流体到达角区A附近时,其继续向上运动。图15给出了自CD面附近发

出的一系列流线,从图中可以很明显地看出  $CD$  面近壁流体在唇罩激波作用下的运动趋势。而对于  $BC$  面上的近壁流体,由于前述周向压力梯度的存在,其从角区  $C$  向角区  $B$  方向运动,如图 14 所示。当自  $CD$  运动过来的低能流体和自  $C \rightarrow B$  迁移来的流体在  $AB$  面相遇之后卷起一个大尺度的流向涡,如图 14, 15 所示。流向涡的位置和常规几何对称的内转式进气道位于管道中截面不一样<sup>[15]</sup>,这主要是和进气道本身非对称密切相关。因此,对于该类进气道,唇罩激波和管道壁面边界层相互作用,驱动管道边界层周向迁移是产生流向涡最重要的原因。

### 3.3 双模块内转式进气道的气动性能

前面主要给出的是双模块内转式进气道在通流

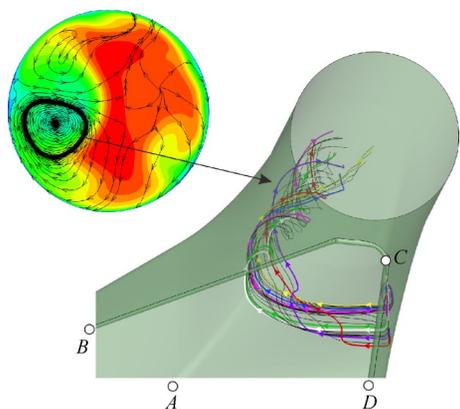


Fig. 15 Three-dimensional streamlines originated from the line near the side wall

状态下的流动特性,进气道的耐反压能力对于整个发动机的稳定工作裕度具有重要意义。图 16 给出了不同堵塞度条件下进气道内的沿程稳态压力分布曲线。从图中可以看到,锥位 1 ( $AR=1.0$ ) 状态下激波串位于  $x=510\text{mm}$  左右。随后,堵塞度增加一点之后,激波串直接跃迁至  $x=385\text{mm}$ ,这种突跳现象主要是由于激波串和管道内的反射激波相干导致的<sup>[29]</sup>。由于压缩面一侧的边界层很厚,其可以有效缓冲激波串内的逆压梯度,其静压分布呈现出连续增加的趋势。而对于唇罩一侧,如上文所述,其边界层均往角区  $B$  和  $D$  方向运动,因此边界层很薄,激波串内的激波/膨胀波在唇罩一侧反射,从而使得其沿程压力呈现出波浪型特征。当继续增加下游堵塞度,管内的压力进一步增加,激波串略微前移。在锥位 4 ( $AR=0.68$ ) 状态时,此时激波串头波已经越过喉道并稳定在管道入口附近,此时管道内的压力达到了最大值,继续再增加堵塞度之后进气道陷入不起动状态。表 2 列出了该双模块进气道在  $Ma_0=5.74$ , 攻角  $\alpha=0^\circ$  状态下的气动性能参数,其中前三个出口性能参数对应于仿真获得的通流状态下进气道管道出口的流量平均参数,可以看到该进气道总体性能良好,出口总压恢复系数可达到 0.58,试验获得的最大抗反压达到了 112 倍来流静压。为了定量描述尾椎的位置,定义面积比  $AR$  为尾椎出口流通面积和进气道出口面积的比值。

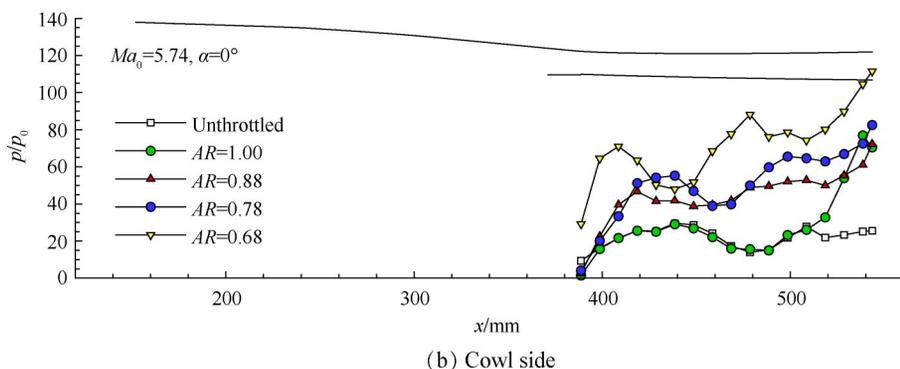
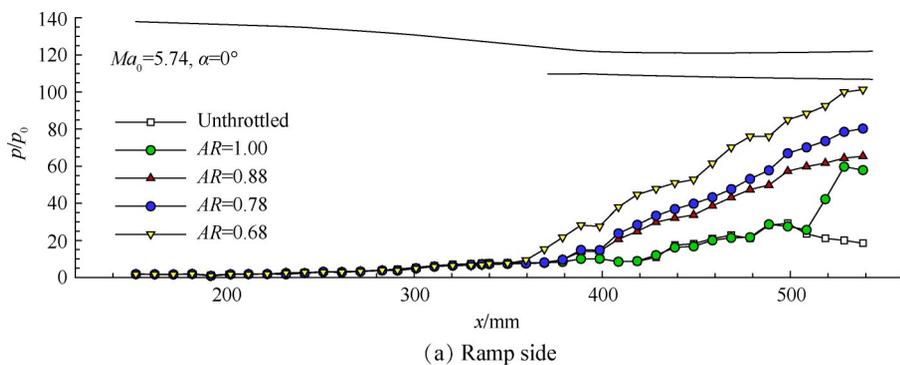


Fig. 16 Surface pressure distribution with different throttling ratios

**Table 2 Aerodynamic performance of the inward turning inlet under  $Ma_0=5.74$ ,  $\alpha=0^\circ$**

Parameter	Value
Numerical total-pressure recovery coefficient	0.58
Numerical exit Mach number	2.74
Numerical static pressure ratio	21.75
Experimental maximum sustainable pressure ratio	112

## 4 结论

本文通过特征线法设计了基于多道激波+等熵压缩波的双模块内转式进气道。通过数值仿真和风洞试验相结合的方法,获得了内转式进气道的内外流特性。得出的结论如下:

(1)在内转进气道最大半径对应的角区位置存在大量的边界层堆积,受第二道激波/边界层干扰,在激波根部卷起锥形旋涡。

(2)在内转式进气道内部,唇罩激波和管道边界层干扰显著,管道内存在自唇罩指向压缩面的强周向压力梯度,从而诱导管道内边界层均往一处汇聚,卷起大尺度流向涡。

(3)仿真和试验结果表明在来流马赫数5.74,攻角 $0^\circ$ 状态下,进气道气动性能优良,出口总压恢复系数系数达到0.58,最大抗反压为112倍。

**致 谢:**感谢国家自然科学基金、江苏省自然科学基金、国家科技重大专项、瞬态物理国家重点实验室基金和1912项目的资助。

## 参考文献

- [1] 黄河峡,谭慧俊,庄逸,等.高超声速进气道/隔离段内流特性研究进展[J].推进技术,2018,39(10):2252-2273. (HUANG He-xia, TAN Hui-jun, ZHUANG Yi, et al. Progress in Internal Flow Characteristics of Hypersonic Inlet/Isolator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2252-2273.)
- [2] You Y. An Overview of the Advantages and Concerns of Hypersonic Inward Turning Inlets [R]. AIAA 2011-2269.
- [3] Tzong G, Jacobs R, Liguore S. Air Vehicle Integration and Technology Research (Aviatr) Task Order 0015: Predictive Capability for Hypersonic Structural Response and Life Prediction; Phase 1-Identification of Knowledge Gaps, Volume 1: Nonproprietary Version [R]. Boeing Co Seal Beach CA, 2010.
- [4] Walker S, Rodgers F, Paull A, et al. HyCAUSE Flight Test Program [C]. Dayton: AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2008.
- [5] Walker S, Rodgers F. Falcon Hypersonic Technology Overview [C]. Capua: AIAA/CIRA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2005.
- [6] Bolender M A, Dauby B, Muse J A, et al. HIFiRE 6: Overview and Status Update 2014 [C]. Glasgow: AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2013.
- [7] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic Waverider Design from Given Shock Waves [C]. Munich: International Hypersonic Waverider Symposium, 1990.
- [8] You Y, Zhu C, Guo J. Dual Waverider Concept for the Integration of Hypersonic Inward-Turning Inlet and Airframe Forebody [C]. Bremen: AIAA/DLR/DGLR International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2011.
- [9] Xiong B, Fan X Q, Wang Y. Parameterization and Optimization Design of a Hypersonic Inward Turning Inlet [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 164: 130-141.
- [10] Billig F S, Tam C J, Baurle R A, et al. Design and Analysis of Streamline Traced Hypersonic Inlets [C]. Norfolk: International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 1999.
- [11] Molder S A, D N O. Applicability of Hypersonic Small-Disturbance Theory and Similitude to Internal Hypersonic Conical Flows [J]. *Journal of Spacecraft*, 1970, 7(2): 149-154.
- [12] 南向军,张堃元,金志光,等.压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计[J].航空动力学报,2011,26(3):518-523.
- [13] 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.
- [14] Nan X, Zhang K. Numerical and Experimental Investigation on Hypersonic Inward Turning Inlets with Basic Flow Filed Using Arc Tangent Curve Law of Pressure Rise [C]. Xiamen: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.
- [15] Li Y, Zhang K Y, Nan X. Design of Hypersonic Inward Turning Inlets with Controllable Mach Number Distribution [C]. Atlanta: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [16] Gaitonde D V. Progress in Shock Wave/Boundary Layer Interactions [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 72: 80-99.
- [17] 王卫星,郭荣伟.圆形出口内转式进气道流动特征[J].航空学报,2016,37(2):533-544.
- [18] Li Y, Li Z, Yang J, et al. Visualization of Hypersonic

- Inward-Turning Inlet Flows by Planar Laser Scattering Method[C]. *Xiamen: AIAA International Space Planes & Hypersonics Technologies Conference*, 2017.
- [19] Jacobsen L, Tam C J, Behdadnia R, et al. Starting and Operation of a Streamline-Traced Busemann Inlet at Mach 4 [C]. *Sacramento: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006.
- [20] 王卫星, 朱 婷, 张仁涛, 等. 高超声速内转式进气道型面流场重构[J]. *航空学报*, 2020, 41(3): 183-192.
- [21] 南向军, 张堃元. 采用新型基准流场的高超声速内收缩进气道性能分析[J]. *宇航学报*, 2012, 33(2): 254-259.
- [22] 王 娇, 黄河峡, 谭慧俊. 捕获型线对内转式进气道外压段几何与气动特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(4): 890-899.
- [23] 徐 锦, 罗金玲, 戴梧叶, 等. 三维内收缩前体/进气道设计参数影响规律研究[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(4): 646-653.
- [24] 徐 翔, 伍贻兆, 程克明, 等. 高超声速风洞气动布局设计[J]. *南京航空航天大学学报*, 2008, 40(2): 271-274.
- [25] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [26] Huang H X, Tan H J, Sun S, et al. Evolution of Supersonic Corner Vortex in a Hypersonic Inlet/Isolator Model [J]. *Physics of Fluids*, 2016, 28(12).
- [27] 盛发家, 谭慧俊, 黄河峡, 等. 连续双扫掠激波/湍流边界层干扰流动特性研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(5): 1023-1031. (SHENG Fa-jia, TAN Hui-jun, HUANG He-xia, et al. Investigation on Flow Characteristics of Successive Bi-Swept Shock Waves/Turbulent Boundary Layer Interaction [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(5): 1023-1031.)
- [28] Zhang Y, Tan H J, Zhuang Y, et al. Influence of Expansion Waves on Cowl Shock/Boundary Layer Interaction in Hypersonic Inlets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1183-1191.
- [29] 黄河峡. 背景激波系干扰下隔离段内激波串特性及其控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

(编辑: 史亚红)