

高超声速双模块内转式进气道的流动特性研究- Part II 攻角影响^{*}

张航¹, 孙姝², 谭慧俊¹, 张悦¹, 黄河峡¹

(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: 为了研究飞行攻角对高超声速双模块内转式进气道流动的影响, 通过试验和仿真方法, 获得了 0° , 4° 和 6° 攻角条件下进气道模块内的流动结构。结果表明: 在本文研究的攻角范围内, 进气道均可起动, 进气道压缩面侧的压力变化体现了基准流场的流动特性。在耦合作用下进气道模块间压缩面诱导的激波形态沿流向由弓形逐渐发展为钟形, 并且在外压缩激波的扫掠影响下进气道的三个角区出现了强度不同的旋涡结构。进气道压缩面侧的角区旋涡随着攻角的增大而逐渐增强, 而进气道出口截面上低能流区域随着攻角的增大而逐渐减小。低能流区域内的二次旋涡呈现不同的变化趋势, 位于上半截面的旋涡随着攻角的增大逐渐向上移动, 而位于下半截面的旋涡位置基本保持不变。

关键词: 双模块进气道; 内转式进气道; 攻角特性; 激波; 试验研究

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 08-210107-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210107

Flowfield of Hypersonic Bimodule Inward-Turning Inlet- Part II Effects of Attack Angle

ZHANG Hang¹, SUN Shu², TAN Hui-jun¹, ZHANG Yue¹, HUANG He-xia¹

(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 study the effects of the inlet attack angle on the flow in hypersonic bimodule inward-turning inlet, the experimental and numerical research were carried out to obtain the flow structures of the inlet at three different attack angles of 0° , 4° and 6° . The results show that the inlet is in the started state within the range of the attack angle, and the pressure variation on the compression surface of the inlet reflects the characteristics of the basic flowfield. Under the coupling action, the compression shock wave induced by the compression surface between the inlet modules gradually develops from bow shape to bell shape along the flow direction, and the vortex structures with different intensities appear in the three corner regions of the inlet under the influence of the sweep of the compression shock wave. With the increase of the attack angle, the vortex in the corner area on the upper side of the inlet compression surface gradually increases, while the low-energy flow area in the outlet sec-

* 收稿日期: 2021-02-28; 修订日期: 2021-06-23。

基金项目: 国家自然科学基金 (51806102; 51906104; 12025202; U20A2070; 11772156); 国家科技重大专项 (J2019-II-0014-0035)。

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, 谭慧俊, 等. 高超声速双模块内转式进气道的流动特性研究-Part II 攻角影响[J]. 推进技术, 2022, 43(8):210107. (ZHANG Hang, SUN Shu, TAN Hui-jun, et al. Flowfield of Hypersonic Bimodule Inward-Turning Inlet-Part II Effects of Attack Angle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):210107.)

tion of the inlet gradually decreases. However, the secondary vortices in the low-energy flow region show different changing trends. The vortices in the upper half section gradually move upward with the increase of the attack angle, while the position of the vortexes in the lower half remains basically unchanged.

Key words: Bimodule inlet; Inward turning inlet; Attack angle characteristics; Shock wave; Experimental investigation

1 引 言

高超声速进气道是高超声速推进系统的重要组成部分,进气道直面高马赫数气流,对其进行捕获和减速,并使其压强和温度增加。超燃冲压发动机取消了旋转部件,进入发动机的气流只经过进气道进行减速增压。因此作为整台超燃冲压发动机唯一的压缩部件,进气道需要按照发动机的要求提供限定流量和流场的空气,其性能是超燃冲压发动机乃至整个飞行器设计成功的关键^[1]。研究表明,对 Ma 5~7 碳氢燃料的高超声速飞行器,进气道的压缩效率提高 1%,可使推进系统的比冲增加 3%~5%^[2]。因此,设计性能优良的进气道是研制高超声速飞行器的重点工作之一。

随着进气道气动设计方法的不断革新,基于流线追踪方法设计的内转式高超声速进气道在高超声速飞行器中的应用越来越广泛。该类进气道采用了独特的全向压缩方式,国内外研究表明,此类进气道具有较高的总体性能^[3-5]。内转式进气道具有较高的低马赫数流量捕获能力以及更高的压缩效率,因此逐渐受到研究者们的关注,是目前高超声速飞行器乐于采用的进气道方案^[6-8],其中以美国公布的 National Two Step Vehicle (National TSV)^[9], Hypersonic Technology Vehicles-3X (HTV-3X)^[10] 等高超声速飞行器方案为典型代表。但是仔细分析上述飞行器方案发现,为适应高超声速飞行需求,飞行器往往采用多台超燃冲压发动机的配置,而对应的进气道往往也是采用多模块设计。早在 20 世纪 60 年代,多模块进气道的方案就被应用于高超声速飞行器的设计中^[11]。20 世纪 70 年代,基于多模块设计的侧压式进气道的相关研究表明,这种设计能够缩短进气道的前体,并且能够提高其侧板的压缩效率^[12-13]。多模块进气道的研究主要集中在 20 世纪 80、90 年代,其中最具代表性的 The National Aerospace Plane (NASP) 项目中的多模块进气道,该项目针对二元进气道及侧压式进气道分别开展了相关研究。

目前对于多模块内转式进气道的研究相对较少,对于高超声速飞行器而言,多模块内转式进气道

的工作特性对于飞行器和推进系统具有重要指导意义。本文针对类 National TSV 飞行器的双模块内转进气道开展试验和仿真研究,重点研究了来流攻角对进气道内流动结构的影响。

2 研究方法简介

2.1 双模块内转式进气道模型

本文的进气道基于轴对称内收缩流场设计,文献[14]对其设计方法进行了详细介绍。如图 1(a)所示,基准流场的来流马赫数为 6,前体压缩方案采用了三级压缩,偏折角均为 4° ,其中前两级均为激波,第三级为等熵压缩波。根据实际需求,前缘捕获流管确定为类矩形。以前缘捕获流管在入射激波波面的投影线作为起始线,通过流线追踪获得进气道的压缩型面。考虑到进气道为双模块设计,最终的两个模块设计为共边反向布置,两个模块镜面对称。其中单模块通道的前缘捕获流管截面宽为 82mm,高为 58mm,矩形四个直角处的倒圆半径均为 3mm。本文中进气道的喉道采用类矩形截面,隔离段出口设计为直径 31mm 的圆形出口。该进气道采用了部分唇口切割方法以降低进气道的内收缩比,进而改善低马赫数起动能力。最终进气道的内收缩比为 1.25,总收缩比为 6.08。进气道喉道下游设置长 120mm 的扩张段,其出口圆截面直径为 50mm。扩张段下游简化为等截面燃烧室。图 1(b)给出了该进气道的几何

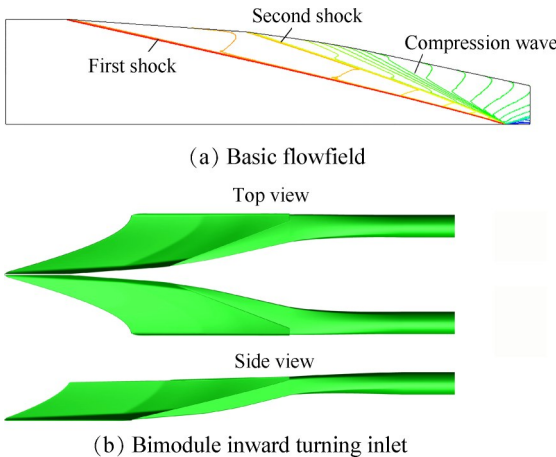


Fig. 1 Basic flow field and bimodule inward turning inlet geometry

构型,其总长为880mm,最大迎风高度与最大迎风宽度分别为90mm和188mm。

2.2 试验条件及测试手段

本研究在南京航空航天大学 NHW 高超声速风洞开展了风洞试验。如图2所示,该风洞类型为自由射流式风洞,上游气流通过金属板蓄热式加热器进行加热,来流总温最高可达600K,可开展 Ma 4~8 的风洞试验。试验段位于 $2\text{m}\times 2\text{m}\times 2.5\text{m}$ 的方形试验舱内,喷管出口为直径500mm的圆形出口,风洞有效运行时间大于7s,能够满足本研究的试验需求。风洞流场检测试验和标模测力试验结果表明,该风洞的流场品质满足国军标 GJB4399-2002 气动力试验对速度场的均匀性要求^[15]。该风洞配置了直径300mm的纹影系统,结合高速相机可观测超声速流场中的激波系。本文的研究工作在名义自由流马赫数6的条件下展开,实际马赫数为5.74,总温460K,来流单位雷诺数 Re 为 $8.22\times 10^6\text{ m}^{-1}$ 。



Fig. 2 NHW hypersonic wind tunnel

为了评估进气道在不同攻角条件下的内流场特性,试验中选择进气道的攻角 α 为 0° , 4° 和 6° ,并在试验过程中监控进气道内沿程静压和出口截面皮托压的变化情况。如图3所示,在右侧进气道模型本体下侧对称线上布置了41个沿程静压测点,记为 $R1\sim R41$ 。同样,该单侧进气道模型本体上侧对称线上布置了16个沿程静压测点,记为 $C1\sim C16$ 。此外,在该进气道内流道出口截面还布置了旋转皮托压扫描系统。具体包括:皮托压排架、皮托压排架支撑杆、扫描系统支板、微型旋转电机、电机托架、 180° 限位块。该皮托压排架上共布置了7个皮托探针,试验时,在微型旋转电机的驱动下,上述7个皮托压探针分10次共计旋转 180° ,进而获得整个出口圆截面的皮托压周向分布。其中测点的压力信号通过压力传感器实时记录,压力测试系统的采样率为20kHz。另外,在试验过程中还采用日本NAC公司的高速摄像机对模型进口段和内流道流态进行观察记录,纹影照片的分辨率为 $1705\text{ Pix}\times 963\text{ Pix}$ 。图4给出了

试验模型出口皮托测量耙的示意图,图5则给出了安装在风洞上的模型照片。

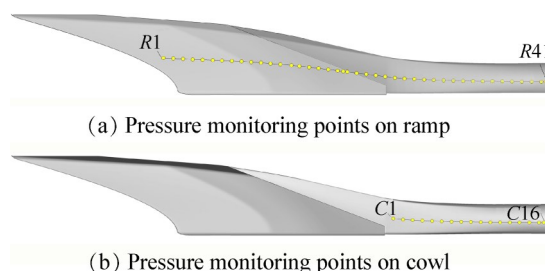


Fig. 3 Layout of static pressure monitoring points

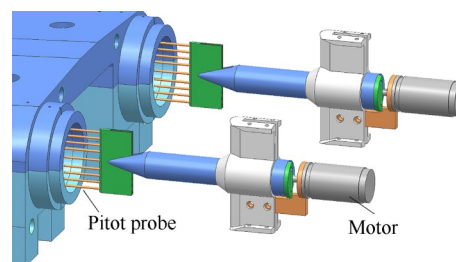


Fig. 4 Sketch of the pitot probe at inlet exit plane



Fig. 5 Test model installed in the wind tunnel

2.3 数值仿真方法

本文还结合数值仿真方法对流场进行分析,仿真工作采用了基于有限体积法的三维N-S方程求解器,采用Roe格式对无粘对流通量进行分裂,其界面上的左右状态值通过具有二阶精度的插值方式得到。湍流模型选用SST $k-\omega$ 模型,使用具有二阶精度的格式进行离散。在仿真中选择完整进气道流场为计算域。本文共设计了3套网格量分别为353万(Coarse),550万(Fine)和1370万(Dense)的网格,保证近壁面大部分网格的 y^+ 在5以内,进气道表面网格示意图如图6所示。图7中对比了 0° 攻角条件下试验与不同网格计算得到的沿程静压分布,结果表明,计算获得的进气道外压缩面以及通道内的压力与试验结果吻合良好,说明本文所选用的仿真方法能够较好地模拟该三维进气道内的复杂流动,可以用此方法开展后续的仿真研究。同时图7结果表明,3套不同网格的计算结果相差较小,因此为了较为准确地模拟进气道内的流动并节省计算资源,最终选定网格量为550万(Fine)。在仿真中的自由来流马赫数为5.74,来流条件与风洞来流条件一致。

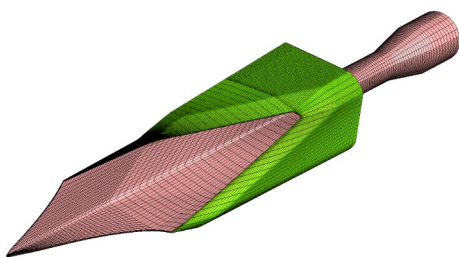


Fig. 6 Detailed view of surface mesh (grid size is reduced for clarity)

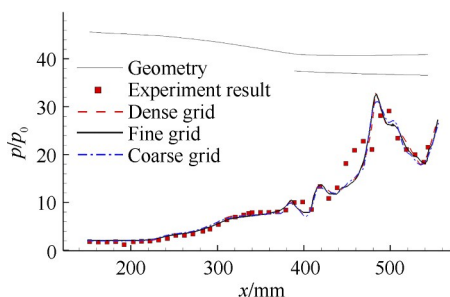


Fig. 7 Numerical and experimental surface pressure distributions

3 试验结果与分析

3.1 0°攻角条件

进气道在0°攻角下,模型试验获得的纹影如图8所示。由于模型结构的特殊性,双通道之间的隔板以及连接结构均会诱导激波,因此纹影获得的波系并非全是进气道本身的压缩波系。但在此攻角状态下,进气道稳定工作,未出现因其内部流场变化而诱导的附加波系。为进一步分析进气道内流动情况,图9给出了此时仿真和试验获得的进气道唇罩及压缩面侧中心线上的静压曲线。从图中可以看出,仿真与试验获得的沿程压力分布吻合较好,说明仿真结果具有较高的可信度。另外,由于进气道的基准流场是“4°斜激波+4°斜激波+4°等熵压缩波”的配波方案,因此在压缩面侧壁面静压分布体现为一次台阶式上升、两次连续式上升,这一结果表明此时进气道内波系正常建立。进一步分析压力分布曲线可以发现,在进入内通道后,由于进气道压缩面侧的型面外凸,超声速气流膨胀将会导致压缩面侧的压力出现一次连续下降。随后,激波与膨胀波在通道内多次反射,造成了唇罩和压缩面侧静压曲线的波谷、波峰交替出现。

为了进一步分析进气道内的流动,图10给出了仿真获得的进气道在流向站位 $x=95\text{mm}$, 190mm , 285mm 和 380mm 上的马赫数分布。可以发现,在 $x=$

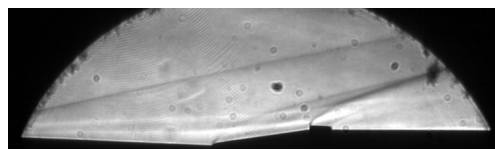


Fig. 8 Schlieren image of the inlet at $\alpha=0^\circ$

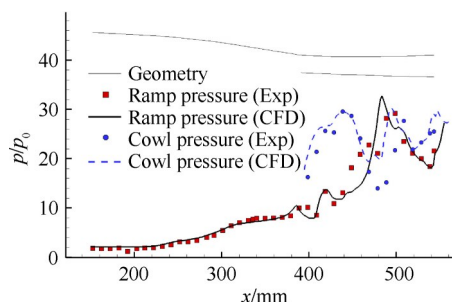


Fig. 9 Experimental and computational results of the static pressure distribution on the inlet ramp and cowl side

95mm的截面上,进气道产生的主激波曲率较大,因此在主流中激波几乎呈现为直线,而受到两个进气道模块间的干扰,两个进气道诱导激波在对称面附近发生耦合,激波呈弓形,并且在进气道靠近对称面的角区产生了低能流的汇集。当流动发展到 $x=190\text{mm}$ 的截面上时,主激波已经发生了明显的弯曲,由于两侧进气道激波的耦合干扰,主激波发展为钟形。在 $x=285\text{mm}$ 的截面上,主激波依旧为钟形。同时,由于进气道的波系配置特性,在主激波下方出现了第二道激波。值得注意的是,在该截面上每个进气道模块压缩面角区都产生了明显的角区旋涡。当流动发展到靠近 $x=380\text{mm}$ 的截面时,可以看到,在这个截面上进气道的三个角区出现了强度不同的旋涡结构,毫无疑问,这样的角区旋涡结构在进气道内通道的发展将会对进气道出口的流动产生显著影响。

图11给出了仿真和试验获得的右侧进气道出口沿流向观测时的皮托压 p_{pitot} 与来流总压 p_0 比值的分布情况。由于试验中缺乏出口截面的静压分布,无法准确地将出口皮托压转换为总压值,因此在与仿真结果进行对照时,将仿真获得的出口总压转换为了皮托压,如图11(a)所示。值得说明的是,仿真结果中给出的出口圆截面直径为31mm,而试验状态下最外侧的皮托压探针所在圆截面的直径为26mm,对应于仿真结果中虚线所示的轮廓线。由图可以看出,试验和数值仿真获得的出口截面高、低皮托压区的范围和数值均较为接近。相比而言,试验获得的低皮托压区范围较小、数值略高,这可能是试验状态下皮托压探针数目及旋转扫描次数均有限的缘故。

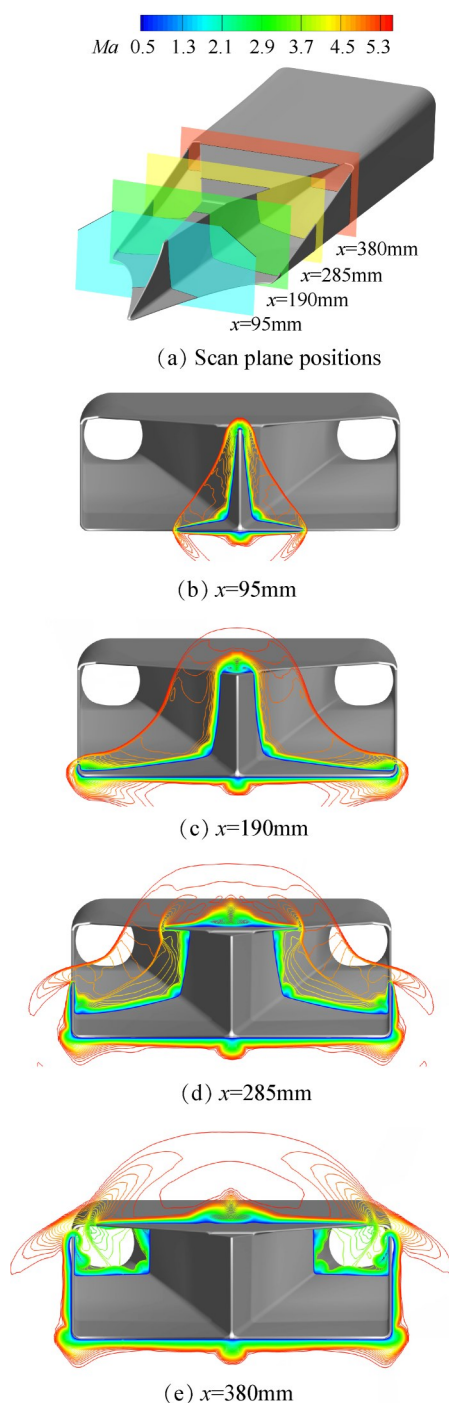


Fig. 10 Contour of Mach number at different positions along the flow direction

并且,在 0° 攻角下,出口截面的皮托压分布表现出了显著的不对称性,其高皮托压区域偏向于出口截面的外侧,而低皮托压区域则偏向于对称面侧,这表明该类进气道的内通道存在较强的二次旋流。图12给出了进气道出口截面的涡量云图和二次流分布。结果显示,在低能流聚集区出现了两个方向相反的流向旋涡。而且这两个旋涡产生的原因略有不同,位于上半截面的旋涡主要由进气道唇罩侧角区低能流

旋涡发展形成,而下半截面处旋涡主要由进气道压缩面两侧角区低能流耦合发展形成。

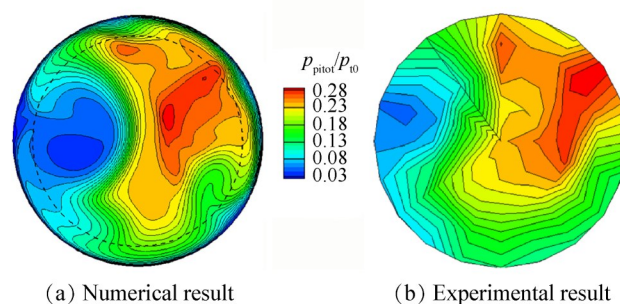


Fig. 11 Pitot pressure distribution at the inlet exit of $\alpha=0^\circ$

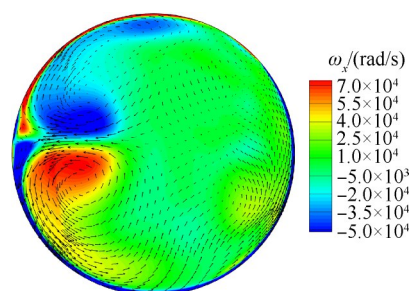


Fig. 12 Vorticity contours along the flow direction and secondary flow distribution at the inlet exit

3.2 不同攻角下流场演变特性

图13给出了模型在攻角 4° 和 6° 时纹影照片,与 0° 攻角类似,纹影照片中捕捉到了进气道模块间隔板 and 螺钉诱导的波系结构,除此之外未见附加波系出现,说明进气道在这两个状态下均处于起动状态。图14给出了进气道在上述攻角下的沿程静压变化。从图中可以看出,在不同的攻角状态下,进气道压缩面上沿程静压保持了一次台阶式压升和两次连续式上升的变化趋势,但是由于攻角的增大,前体压缩激波强度增加,压力曲线的最高值显著增大。

为了进一步分析攻角变化对内流场的影响,图15给出了进气道在 4° 和 6° 攻角时, $x=295\text{mm}$ 截面

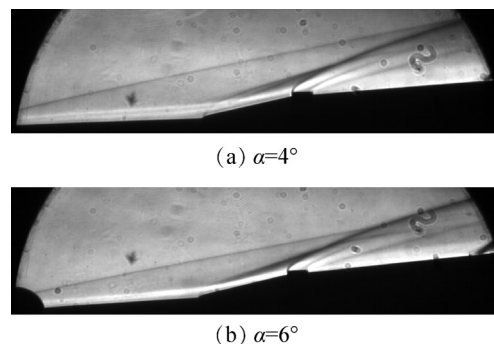


Fig. 13 Schlieren images of the inlet at $\alpha=4^\circ$ and $\alpha=6^\circ$

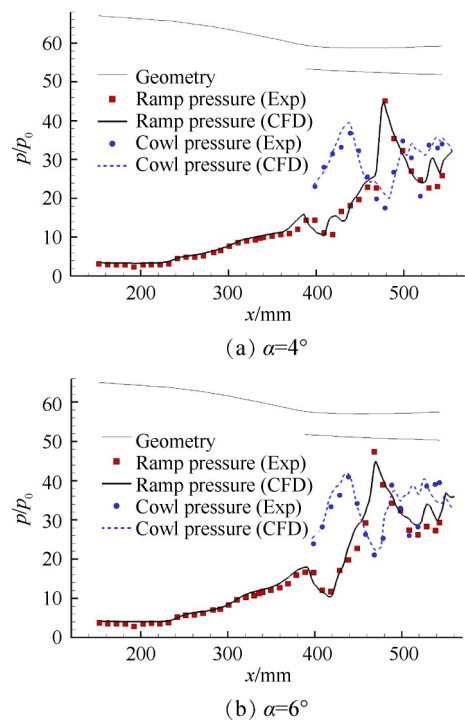


Fig. 14 Distributions of the static pressure along the flowpath at $\alpha=4^\circ$ and $\alpha=6^\circ$

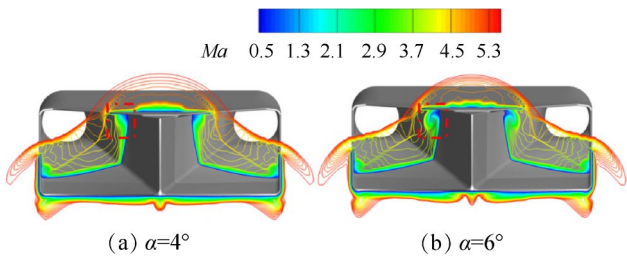


Fig. 15 Contour of Mach number at the section of $x=295\text{mm}$ at $\alpha=4^\circ$ and $\alpha=6^\circ$

上的马赫数分布情况。对比图中结果可以发现,随着攻角的增大,进气道上侧角区的旋涡逐渐增强,在攻角 $\alpha=6^\circ$ 时该旋涡几乎占据了该整个上通道角区。

图 16 给出了试验和仿真获得的右侧进气道模块出口皮托压分布。从图中可以看出,仿真与试验结果吻合较好,在所研究的攻角条件下,进气道出口高皮托压区依旧主要集中在右侧,即远离模型对称面的一侧,而低皮托压区则集中在靠近对称面一侧。随着攻角的增大,进气道内低皮托压区域逐渐减小,这是由于攻角增大,虽然导致了进气道外压缩激波增强,但是进入进气道的气流的平均马赫数却减小,使得进气道内激波/边界层干扰减弱。

为了进一步分析攻角变化对进气道出口旋涡演变规律的影响,图 17 给出进气道右侧模块出口在不

同攻角下的流向涡量和二次流分布情况。可以看到,随着攻角的增大,进气道右侧模块出口截面上两个主要的旋涡呈现出了不同的变化趋势。位于上半截面的旋涡随着攻角的增大逐渐向上移动,而位于下半截面的旋涡的位置基本保持不变。攻角的增大改变了唇罩激波的强度,导致上半截面旋流的影响区域发生变化,而攻角变化对下半截面两个角区旋涡的影响并不大,因此使得进气道出口下半截面上的旋涡几乎没有发生改变。

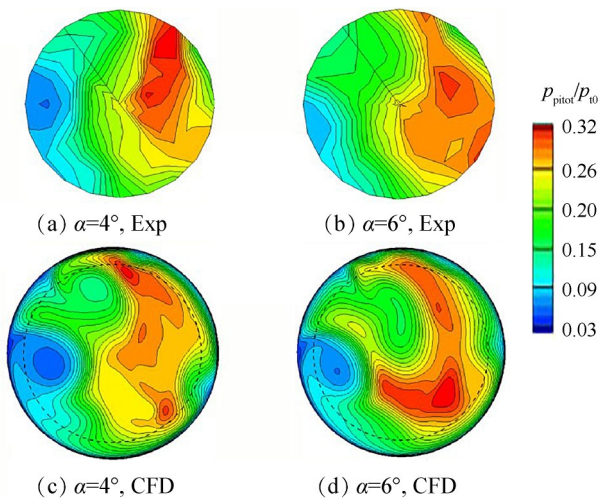


Fig. 16 Pitot pressure distribution at the exit of the right inlet module by experiment and simulation at $\alpha=4^\circ$ and $\alpha=6^\circ$

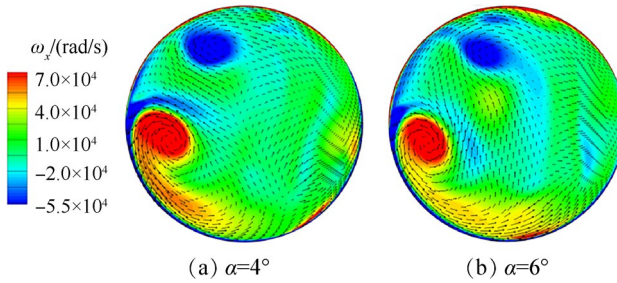


Fig. 17 Vorticity contours along the flow direction and secondary flow distribution at the exit of right inlet module at $\alpha=4^\circ$ and $\alpha=6^\circ$

表 1 中给出了进气道在不同攻角条件下出口的平均马赫数(Ma_{exit})和平均总压恢复系数(σ_{exit})。结果表明,通流条件下,随着攻角的增大,出口马赫数与出口总压恢复系数均先增大后减小。主要原因为:当攻角从 0° 增大至 4° 时,旋涡的影响范围发生了变化,导致出口左侧低能流区域变小,因此总压恢复系数增大。当攻角继续增大时,试验状态偏离设计点较多,前体诱导的激波增强导致波后马赫数降低,总压损失增大。

Table 1 Averaged Mach number and total pressure recovery coefficient at the exit of right inlet module in three cases

$\alpha/(^{\circ})$	Ma_{exit}	σ_{exit}
0	2.42	0.403
4	2.45	0.473
6	2.32	0.428

4 结 论

本文研究了不同攻角条件下高超声速双模块内转式进气道内流动结构的演化特性,主要获得以下结论:

(1)在所研究的攻角范围内进气道均处于起动状态,进气道压缩面上压力变化体现基准流场特性。在耦合作用下,进气道模块间压缩面诱导激波的形态沿流向由弓形逐渐发展为钟形,并且在外压缩激波的扫掠影响下进气道的三个角区出现了强度不同的旋涡结构。

(2)进气道出口截面上,低能流主要集中于飞行器对称面侧。在低能流区域内存在两个旋涡结构,其中位于进气道上半侧的旋涡主要由进气道唇罩侧角区低能流发展产生,而位于进气道下半侧的旋涡主要由进气道压缩面两侧角区旋涡发展而来。

(3)随着攻角的增大,在进气道压缩面上侧的角区旋涡逐渐增强,而在进气道出口截面上其低能流区域逐渐减小。

(4)随着攻角的增大,低能流区域内二次旋涡呈现不同的变化趋势,位于上半截面的旋涡随着攻角的增大逐渐向上部移动,而位于下半截面的旋涡的位置基本保持不变,这是由于产生这两个旋涡的原因不同:攻角的增大改变了唇罩激波的强度,导致上半截面旋流的影响区域发生变化,而攻角变化对下半截面进气道压缩面两侧角区低能流耦合旋涡的影响不明显。

致 谢:感谢国家自然科学基金和国家科技重大专项的资助。

参考文献

[1] Schmisser J D. Hypersonics into the 21st Century: A Perspective on AFOSR-Sponsored Research in Aerothermodynamics [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015,

72: 3-16.
[2] Murthy S, Curran E T. Scramjet Propulsion [M]. *US: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2001.
[3] O'brien T F, Colville J R. Analytical Computation of Leading-Edge Truncation Effects on Inviscid Busemann-Inlet Performance[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(4): 655-661.
[4] Jacobsen L S, Tam C J, Behdadnia R, et al. Starting and Operation of a Streamline-Traced Busemann Inlet at Mach 4 [C]. *Sacramento: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006.
[5] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 Performance of Hypersonic Inlet with Rectangular to Elliptical Shape Transition [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(2): 288-293.
[6] Gollan R J, Smart M K. Design of Modular Shape-Transition Inlets for a Conical Hypersonic Vehicle[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(4): 832-838.
[7] Spravka J J, Jorris T R. Current Hypersonic and Space Vehicle Flight Test and Instrumentation[R]. *AIAA 2015-3224*.
[8] Jorris T R. Recent and Ongoing Hypersonic, Space Transit, and Space Launch Flight Tests [C]. *Atlanta: AIAA Flight Testing Conference*, 2013.
[9] Tang M, Mamplata C. Two Steps Instead of a Giant Leap—An Approach for Air Breathing Hypersonic Flight [C]. *San Francisco: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
[10] Walker S, Tang M, Morris S, et al. Falcon HTV-3X-A Reusable Hypersonic Test Bed [C]. *Dayton: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2008.
[11] Billig F. SCRAM—A Supersonic Combustion Ramjet Missile [C]. *Monterey: 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1993: 2329.
[12] Henry J R, Anderson G Y. Design Considerations for the Airframe-Integrated Scramjet [C]. *Marseilles: First International Symposium on Air Breathing Engines*, 1973.
[13] Rogers R, Capriotti D, Guy R. Experimental Supersonic Combustion Research at NASA Langley [C]. *Hampton: 20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference*, 1998.
[14] 张启帆. 二维/三维压缩高超声速进气道不起动机理及控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
[15] Xu X, Cheng K, Wang Z, et al. Flow Field Calibration of NUA $\Phi 0.5\text{m}$ Hypersonic Wind Tunnel [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2009, 23(4): 77-81.

(编辑:朱立影)