唇罩内型面对内转式进气道流动特性影响研究*

朱 婷,王卫星,张仁涛,李宥晨

(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)

摘 要:内转式进气道流场参数分布不均,为改善进气道的流场结构、提高其气动性能,采用数值仿真方法开展了唇罩内型面对内转式进气道流动特性影响的研究。研究结果表明:唇罩内型面影响唇罩激波强度、形态与内流道波系结构,进而影响唇罩激波与侧壁边界层干扰诱发的三维流向涡的产生、发展以及空间分布;在研究范围内,随着唇罩压缩角减小,唇罩激波减弱,内转式进气道流场参数周向分布更加均匀,出口总压恢复系数先增大后减小,抗反压能力不断增强,最高增大了12.7%。

关键词: 内转式进气道; 流场控制; 激波/边界层干扰; 流向涡; 气动性能; 数值仿真

中图分类号: V211.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2019) 10-2226-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180684

Effects of Internal Surface of Cowl on Flow Characteristics of Inward Turning Inlet

ZHU Ting, WANG Wei-xing, ZHANG Ren-tao, LI You-chen

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The distribution of flow-field parameters of inward turning inlet are uneven. In order to improve the flow field structure of inward turning inlet and its aerodynamic performances, the numerical simulation method was employed to study the effects of the internal surface of cowl on the distribution of flow field parameters and aerodynamic performances. The results show that the internal surface of cowl influences the shock intensity, shape and the internal wave structure. The shock intensity and shape of cowl influence the generation, development and spatial distribution of the three-dimensional flow vortex deeply induced by the interaction between the cowl shock and the boundary layer near the sidewall. Within the scope of study, as the compression angle of cowl decreasing, the cowl shock is weakened and the circumferential distribution of the flow parameters becomes more uniform, the total pressure recovery coefficient increases firstly and then decreases, the capability of back pressure resistance is strengthened, the highest growth rate is 12.7%.

Key words: Inward turning inlet; Flow control; Shock/boundary layer interaction; Streamwise vortex; Aerodynamic performance; Numerical simulation

^{*} 收稿日期: 2018-10-31; 修订日期: 2018-12-30。

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(11502111)。

作者简介:朱 婷,硕士生,研究领域为内流空气动力学。E-mail: 931510060@qq.com

通讯作者:王卫星,博士,讲师,研究领域为高超声速气体动力学。E-mail: wangweixing@nuaa.edu.com

引用格式: 朱 婷, 王卫星, 张仁涛, 等. 唇罩内型面对内转式进气道流动特性影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(10): 2226-2234. (ZHU Ting, WANG Wei-xing, ZHANG Ren-tao, et al. Effects of Internal Surface of Cowl on Flow Characteristics of Inward Turning Inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(10):2226-2234.)

1 引言

进气道作为高超推进系统主要的气流压缩部件,负责向燃烧室提供满足燃烧组织要求的一定质量流量的空气,其总压恢复系数、抗反压能力、自起动马赫数以及流场均匀性等主要性能指标直接影响冲压发动机的性能。与其它类型进气道相比,内转式进气道凭借其优良的气流捕获能力与压缩能力,受到各国学者的青睐。美国空军实验室研制了一种Jaw 三维内转式进气道,该进气道与常规二元进气道相比可以获得24.87%的推力增益[1-2]。

内转式进气道性能主要受两个因素影响:设计方法与基准流场,国内外在这两方面均开展了大量的研究工作。一般进气道设计采用流线追踪法,截面渐变技术的出现使得高超声速内转式进气道设计更加灵活,比如美国Smart等[3-6]采用几何过渡设计的方转椭圆三维内收缩进气道——REST进气道,尤延铖等[7-10]基于气动过渡设计的变截面内乘波式进气道。中科院力学所肖雅斌等[11]提出了等收缩比变截面三维内收缩进气道的设计方法。基准流场方面,南航张堃元团队的南向军[12]、李永洲等[13]系统开展了基于壁面压升规律、马赫数分布规律控制的基准流场设计方法。

内转式进气道存在较为严重的起动问题,为了进一步改善进气道的性能,国内外学者开展了进气道流场控制技术方面的研究工作。Jacobsen等[14]、Flock等[15]为三维内转式进气道加装了"滑动门"和"可移动唇罩",通过调节进气道的溢流量改善进气道的自起动性能。南向军[12]采用唇罩部分切除措施改善了内转式进气道的自起动性能。该技术措施结构简单,无需额外调节装置,但进气道排除了高品质气流,不利于进一步改善推进系统的性能。可见,上述方法或需要加装额外的调节装置及控制系统或弱化进气道的流量捕获能力,均对进气道性能的提升带来一定的不利影响。

流动控制方面,南航王卫星等[16]在对圆形出口内转式进气道流动特征研究的基础上,提出了基础型面流场控制概念的内转式进气道流动控制方法^[17]。该方法重构了内转式进气道内部的流场结构,弱化了唇罩激波诱发的流向涡强度,极大提高了进气道内部流场参数分布的均匀性,改善了进气道的气动性能与自起动性能。但该进气道型面重构方案增大了进气道的迎风面积,增大了外阻。

本文围绕改善进气道流动参数分布这一目标,

在不显著增大外阻的约束条件下,开展了基于唇罩内型面调控进气道流场结构的研究。

2 研究对象与计算方法

2.1 进气道模型

内转式进气道设计第一步是基准流场设计,本文重点分析该类进气道的流动特征,因此基准流场的型线采用简单的多项式表述。描述方程为 y = 0.0069x³ - 0.043x² - 0.0875x² + 1。基准流场进口半径取单位1,中心体半径取 0.2,采用特征线法计算基准流场,如图 1 所示。基于图 1 所示,基准流场采用直接流线追踪技术获得进气道原型方案,该进气道进行了肩部光顺处理并依照文献[18]给出的边界层修正方法进行了粘性修正,如图 2 所示。该进气道喉道形状为圆形,喉道直径为 56.8mm;进气道设计马赫数为 6.0;总收缩比、内收缩比分别为 6.4,1.9;隔离段长径比与面积扩张比分别为 8.8,1.24。在该原型进气道基础上开展唇罩内型面的重构设计工作。

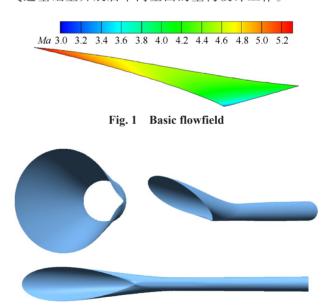


Fig. 2 Initial inlet model

2.2 计算方法及其校验

本文主要分析内转式进气道内部复杂流动及其流动控制,涉及到唇罩激波/侧壁边界层干扰诱发的流向涡等复杂流动,这对计算方法的预测能力与网格尺寸要求较高,因此需要开展计算方法校验与网格独立性分析工作。

本文对流场进行全粘性 Navier-Stokes 数值仿真,粘性通量采用中心差分格式离散,无粘对流通量采用 AUSM 格式离散。湍流模型选用 $k-\omega$ SST 模型,气体粘性采用 Sutherland 公式,采用理想气体模型并考

虑其比热及导热系数随温度的变化。

计算中监测全场残差、喉道流量以及喉道的马赫数、出口流量以及出口的马赫数,收敛以各方程的残差均下降3个数量级或继续迭代残差不再下降,同时流量与马赫数、压力稳定为准则。

文献[19]针对扫掠激波平面边界层干扰开展了风洞试验研究,其模型主要尺寸与测点位置如图 3 所示,实验来流马赫数为 2.91,边界层厚度 δ₀=5mm,具体实验条件如表 1 所示。该试验获得了 7 个不同栈位横截面上的速度方向,即当地侧滑角β和皮托压 p₀沿高度方向的分布,分别如图 4 和图 5 所示,图 4、图 5 中标注了侧滑角和皮托压的换算标尺,图 3 中,从左至右每一个栈位的坐标原点对应于横坐标中的蓝色竖线,可以看出气流当地侧滑角沿高度方向变化较大,近壁区气流的侧滑角大于主流区,这表明近壁区存在显著的横向二次流,三维空间角度分析在激波根部存在一主旋涡即激波诱导的流向涡。这一流动特征与本文所关注的进气道的流动特征一致。

采用上述计算方法对文献[19]试验开展了仿真研究,仿真结果和实验结果如图4、5所示,图中红色实线为仿真结果,绿色离散点为实验结果。由图可见两者吻合较好,因此本文所采用的数值仿真方法能够较为精确地预测横向二次流、流向涡为特征的复杂流动,可以用于本文进气道内部复杂流动的研究。

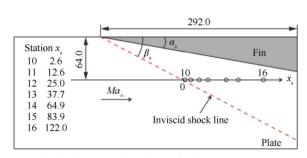


Fig. 3 Sketch of the single fin/plate model and measurement point positions (mm)

Table 1 Incoming flow conditions of the experiment

δ_0/mm	Ma_{∞}	$\alpha_{\rm s}/(^{\circ})$	Re_{∞}	Total pressure/kPa	Total temperature/K	
5	2.91	10	2.75×10 ⁵	689.7	275.9	

2.3 网格独立性分析

图 6 给出了流场计算区域及边界条件,计算域尺寸全长为 1.51m,壁面给定无滑移绝热壁,在近壁面及前缘进行了局部加密网格处理,网格总量约为 270 万。具体来流条件见表 2。

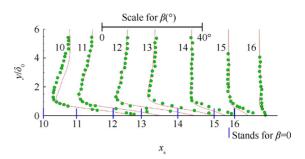


Fig. 4 Comparison between experimental and CFD results of yaw angle comparison

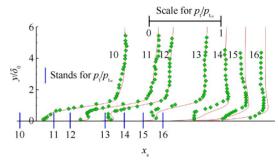


Fig. 5 Comparison between experimental and CFD results of pitot pressure comparisons

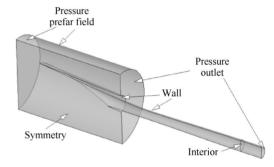


Fig. 6 Boundary condition of inlet

Table 2 Freestream parameters

Altitude/km	Ma_{∞}	Static pressure/Pa	Static temperature/K	α/(°)	Re_{∞}
26	6.0	2188	223.5	0	6.29×10 ⁵

近壁面网格尺度与边界层内的流动状态息息相关,为排除网格尺度特别是近壁面网格尺度对计算结果的影响,本文开展了底层网格尺度(h/mm)独立性的分析工作,底层网格尺度分别为0.03mm,0.05mm,0.06mm,0.1mm,0.2mm,0.3mm。

图 7 给出了不同底层网格尺度的隔离段出口参数分布情况,由图可以看出:在研究范围内,底层网格尺度对隔离段出口参数分布影响不大。

表 3 给出了进气道性能参数随底层网格尺度的变化。从表中可看出,当底层网格尺度大于 0.1mm时,隔离段出口总压恢复系数以及马赫数受网格尺

度影响较大;当底层网格尺度小于0.06mm时,出口总压恢复系数不变,马赫数相对变化量为0.2%,此时 y^+ 约为3。随着底层网格尺度减小, y^+ 不断减小,当底层网格尺度为0.03mm时, y^+ 约为1。

由以上分析可知,当底层网格尺寸小于0.06mm,即 $y^*\approx3$ 时,已满足网格无关性要求。鉴于计算选取SST湍流模型,同时为了获得近壁面较为精细的流动,本文选取底层网格尺度为0.03mm的网格进行仿真计算。

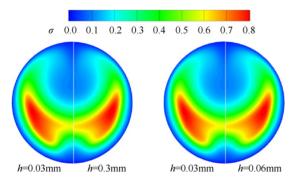


Fig. 7 Flow parameters at the outlet of isolator at Ma_{∞} =6.0, α =0°

Table 3 Aerodynamic performances at the outlet of isolator vary with minimum spacing

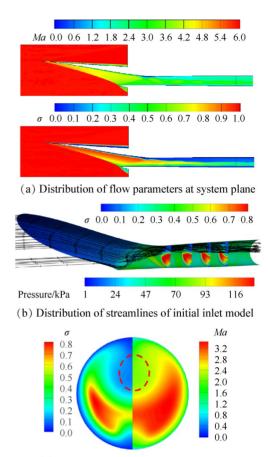
<i>y</i> ⁺
1.42
2.37
2.89
5.18
11.61
18.35

3 结果对比分析

3.1 设计状态原型进气道方案流动特性分析

文献[16]深入研究了内转式进气道的流动特性,在此简要给出进气道原型方案的主要流场结构,如图 8 所示。从图可以看出,原型进气道方案对称面压缩面一侧与唇罩一侧边界层发展不一致,在唇罩激波作用下,原型方案进气道由于较强流向涡的存在,加剧了边界层内低能流由唇罩一侧向压缩面一侧的迁移与堆积,导致压缩面一侧边界层较厚,从而在压缩面一侧形成了低速低压区(图 8(c)的红色虚圈)。这种不对称的流场结构将对进气道的抗反压能力产生不利影响。

该不对称流场与进气道中三维流向涡的产生、 发展及空间空间分布紧密相关,而流向涡生成与发 展受唇罩激波/侧壁边界层干扰主导,因此调整唇罩 激波/侧壁边界层干扰是关键所在。下文将开展基于 唇罩内型面调控内流道流向涡生成、发展及空间分 布的研究。



(c) Flow parameters at the outlet of isolator Fig. 8 Flow characteristics of initial inlet model at Ma_{∞} =6.0,

3.2 进气道型面重构方案

图 9 给出了进气道内流道重构方案,该方案保持进气道总收缩比、内收缩比、喉道位置、形状及外压缩面不变,进气道内流道进口截面与喉道截面之间的内流道型面为重构内型面,如图 9(a)红色部分。图 9(b)中曲线 AB 为唇口前缘至喉道的唇罩内型线,BC 为喉道下游型线,点A,B分别为唇罩内型线的起始点与终点,曲线 AB 在 B 点与喉道下游型线相切,改变唇罩内型线 AB 在 A 点的起始角度来调整唇罩压缩角 6。通过唇罩内型线、压缩面上型线、进口截面型线、喉道截面型线采用曲线网络技术重构进气道内型面,并约束该内型面与外压缩面和喉道下游隔离段型面相切。本文对唇罩压缩角分别取 13°,9°,6°,3°,0°,-3°做规律性研究,唇罩压缩角等于9°时,为原型方案进气道。

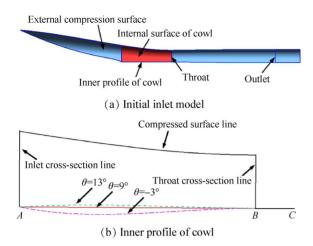


Fig. 9 Inlet model with internal surface of cowl control

3.3 唇罩内型面对进气道流动特性影响的对比分析

图 10 以 θ=13°为例,分析进气道内部的波系结构。从图可以看出,在进气道内通道,唇罩激波与肩部边界层干扰,诱发了进气道肩部小的流动分离,并形成了分离激波与再附激波。同时从图可以看出,在唇罩激波下游受型面外凸影响产生了膨胀波束,唇罩激波在该膨胀波的干扰下发生弯曲。唇罩激波的反射激波依然较强,在唇罩一侧形成了较强的反射激波,该反射激波与侧壁边界层干扰,将影响流向涡在下游的发展与分布,下文将详细分析。

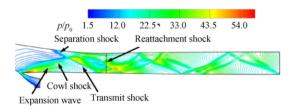


Fig. 10 Pressure distribution at symmetry plane (θ =13°)

图 11 给出了各方案进气道对称面压力分布云图。从图可知,唇罩压缩角影响唇罩激波强度、形态以及内部波系结构。θ=13°时,唇罩激波角较大,并且受其下游膨胀波的影响,唇罩激波发生外凸弯曲、激

波强度减弱,在唇罩激波下游至肩部分离激波之前唇罩一侧压力逐渐减小;θ=9°时,唇罩对称面型线为直线,此时唇罩激波相对较为平直;θ=0°,-3°时,在唇罩一侧形成压缩波系,并且该压缩波汇聚成一道内凹的弯曲激波。激波强度与形态的变化势必影响激波与侧壁边界层的扫掠激波/边界层干扰强度及干扰区域,进而影响流向涡的产生与发展。

从图 11 还可以看出,随着唇罩压缩角减小,唇罩压缩波系角度逐渐变小,扫掠激波/边界层干扰区域在流向上逐渐增大,进而影响流向涡的发展与传输轨迹。同时唇罩激波反射点后移、激波反射次数减少,反射激波变弱,波系结构的改变也影响隔离段下游流向涡的发展与空间分布。

以唇罩压缩角 θ=13°时的进气道为例,分析内转式进气道内流道的流动特性。图12给出了唇罩激波干扰区的壁面压力分布、壁面摩擦力线与干扰区横截面的流场结构。从横截面流场图可以直观看出唇罩激波(CS)与侧壁边界层发生了扫掠激波/边界层干扰,并诱发了流动分离,产生了分离激波(SS)与再附激波(RS),形成了λ波结构,在λ波下方为主旋涡。从壁面摩擦力线可以看出,该近壁面漩涡(即流向涡)与前体压缩面摩擦力线挤压形成分离线,在下游唇侧形成再附线,如图12中的红色实线与白色点划线所示。分离线与再附线相交于唇罩前缘,以一定扩张角度α向压缩面一侧扩张,分离线与再附线之间的区域则为由唇罩激波引起的主涡区。

从图 13 还可以看出,由于肩部分离激波的透射激波过强,与唇罩侧壁面相干也诱导了一个小分离并形成了新的分离线及再附线,如图红色虚线框的局部放大图所示。唇罩激波的反射激波相对较强,形成了一定的扫掠激波/边界层干扰,造成壁面壁面摩擦力线自唇罩向压缩面一侧偏转,这将使流向涡空间分布上进一步向压缩面一侧偏移。

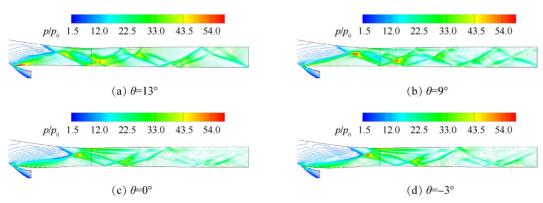


Fig. 11 Pressure distribution at symmetry plane

由此可见,唇罩激波诱导的流向涡近似以一定的扩张角α自唇罩前缘向压缩面一侧逐渐发展、增长,同时受到隔离段内波系的干扰。

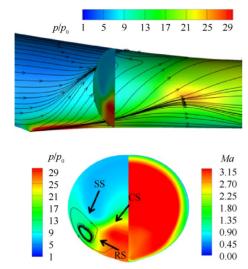


Fig. 12 Cross-section parameters distribution of interference zone (θ =13°)

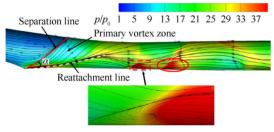


Fig. 13 Friction line and pressure distribution on the inlet wall (θ =13°)

唇罩压缩角影响唇罩激波强度、激波形态及内 流道波系结构,这势必影响流向涡的生成、传输与空 间分布。图14给出了各方案进气道壁面摩擦力线以 及壁面压力分布图,由图所示,随着唇罩压缩角的减 小,分离线与水平方向角度越来越小,干扰区呈现向 唇罩侧偏移的趋势,干扰区主旋涡发展的扩张角α变 化不大。以 θ =13°与 θ =-3°的进气道方案进行对比, 在干扰区垂直于X轴方向相同流向位置给出横截面 $X_1 \sim X_4$ 如图 15 所示。图中给出了典型横截面的分流 区,直观反映了唇罩激波干扰区流向涡的发展与传 输路径,其中红色点划线为流向涡旋转中心的轨迹 线。研究发现,唇罩压缩角影响了干扰区内三维流 向涡的发展。截面上的流线是围绕焦点F的螺旋形 曲线,在图中连接焦点 F_1,F_2,F_3,F_4 近似画出流向涡 发展的涡轴R。对比发现唇罩压缩角越大,涡轴与水 平方向夹角越大。三维流向涡呈现类锥形由唇罩侧 向压缩侧发展,当 θ =13°时,流向涡强度更强且向压缩侧发展速度更快; θ =-3°时,流向涡强度更弱且空间分布更靠近唇罩侧。

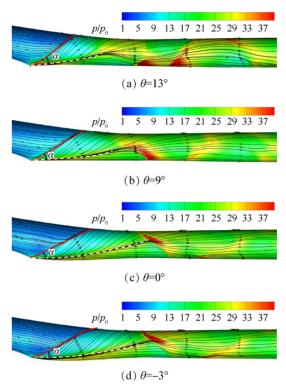


Fig. 14 Friction lines distribution on the inlet wall

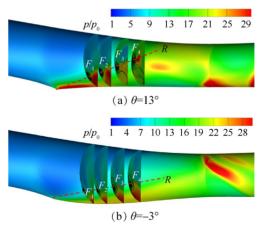


Fig. 15 Flow vortex distribution in cross-section

由上文分析可知,唇罩激波与侧壁边界层干扰 形成流向涡。图16给出了各方案进气道近壁面流线 以及横截面密流分布图。从近壁面流线空间发展可 以明显地看到三维流向涡,且在整个进气道内部流 向涡在压缩侧沿流向发展。唇罩激波干扰区是流向 涡的起源,流向涡的发展与空间分布受唇罩激波/侧 壁边界层干扰、内流道波系结构以及内流道气流流 动等多重因素的影响。沿流向从左至右给出5个横 截面依次为 $X_5 \sim X_9$,可以看出,在 X_5 截面前低能流比较贴近压缩面,这是由于两侧流向涡在此汇聚,低能流往压缩面堆积导致的。唇罩激波反射激波下游流线向下偏折,流向涡在唇罩激波下游气流的带动下向主流区发展。同时,空间流向涡的旋转将带动高能气流的迁移。从图可以看出, X_5 截面后,流向涡逐步向空间主流区发展。

图 17 给出了唇罩压缩角 θ=13°, -3°进气道 X₆~X₉ 横截面的密流分布。从图可以发现,随着唇罩压缩角增大,靠近唇罩侧主流区的密流减小。根据流量守恒定律,当流过相同的流量时,密流越小,需要的流通面积越大,这将一定程度上限制流向涡向唇罩一侧的空间发展。

图 18 为隔离段出口参数分布图,左侧为总压恢复系数分布图,右侧为马赫数分布图。从图可以看出,隔离段出口参数分布不均匀,在图中红色虚圆圈所示区域形成低速低总压区,而在两侧形成月牙形的高速高总压区。流场参数分布不均会对下游的燃烧组织及进气道的抗反压能力造成影响,靠近压缩面的低压区会限制进气道抗反压能力。随着唇罩压

缩角的减小,进气道压缩面一侧的低速低压区不断 向进气道中心区域移动,压缩面近壁区气流马赫数 与总压增加,流动参数周向分布相对更加均匀,这有 利于提高进气道的抗反压能力。

图 19给出了隔离段出口横截面的马赫数及总压恢复系数分布曲线。从图可以看出随着唇罩压缩角减小,近壁面气流马赫数与总压恢复系数增大,高速高压区向唇罩侧移动,三维流向涡引起的低速低压区不断向进气道中心移动,如图 19 中黑色虚线箭头所示,流场参数分布相对更加均匀、饱满。

由以上分析可见,调整进气道唇罩压缩角,可以调控流向涡的发展、传输与空间分布,进而影响流场参数分布。随着唇罩压缩角减小,隔离段出口流场参数周向分布均匀度提高。

3.4 唇罩内型面对进气道性能参数的影响

图 20分别给出了设计状态下,隔离段出口总压恢复系数与抗反压能力随唇罩压缩角的变化规律。由图可知,在研究范围内,随着唇罩压缩角的减小,隔离段出口总压恢复系数先增大后减小,当唇罩压缩角为9°时,进气道出口总压恢复系数最大。随着

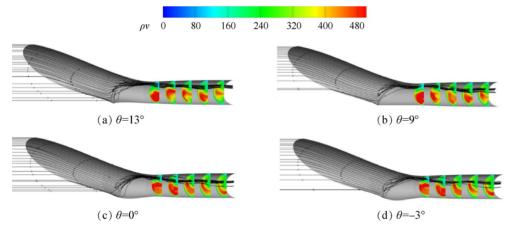


Fig. 16 Streamlines near the wall of inlet

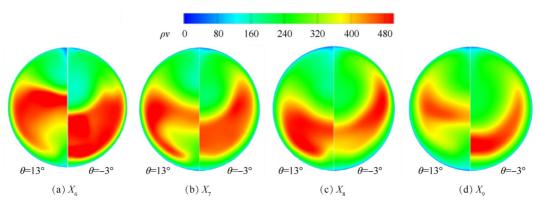


Fig. 17 Contrast of dense flow distribution in cross-section between θ =13° and θ =-3°

唇罩压缩角的减小,进气道的抗反压能力不断增大,与原型进气道方案相比,当唇罩压缩角为-3°时,抗反压能力相对提高了3.8%。

由以上分析可以看出,调整唇罩压缩角,可以调整流向涡的产生、发展与空间分布,进而调整进气道的流场参数分布,最终影响进气道的气动性能。

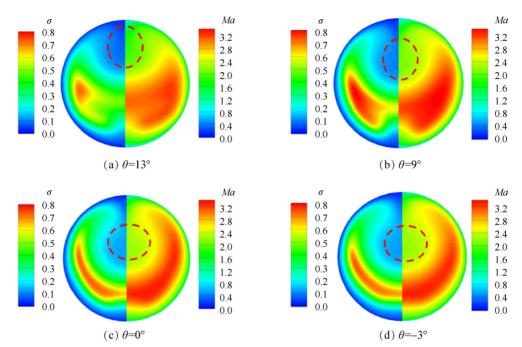


Fig.18 Flow parameters at the outlet of isolator

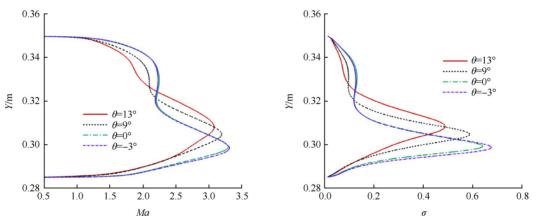


Fig.19 Parameters distribution of inlet symmetry plane outlet

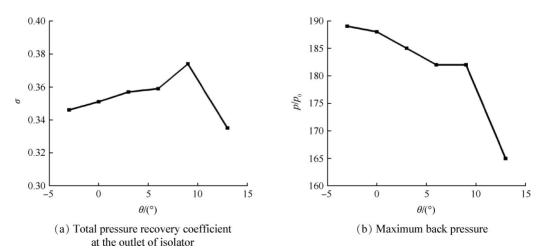


Fig. 20 Effect of cowl compression angle on inlet aerodynamic parameters

4 结 论

本文采用数值仿真的方法研究了唇罩内型面对内转式进气道流动特性的影响,得到如下主要结论:

- (1)内转式进气道受唇罩激波/侧壁边界层间的 扫掠激波边界层干扰诱发的流向涡影响,低能流由 唇罩侧向压缩面侧迁移堆积,导致流场参数分布不 均,在压缩面一侧存在低速低压区。
- (2)唇罩压缩角影响唇罩激波的强度、形态以及内流道波系结构,进而影响唇罩激波与侧壁边界层扫掠激波/边界层干扰诱发的三维流向涡的强度、发展、以及空间分布,影响内流道参数分布。随着唇罩压缩角减小,三维流向涡强度减弱,由压缩面逐渐向中心主流区发展,进气道流场参数周向分布更为均匀。
- (3)唇罩压缩角影响进气道的气动性能。随着唇罩压缩角减小,隔离段出口总压恢复系数先增大后减小,在 θ=9°时,总压恢复系数最大;在研究范围内,随着唇罩压缩角减小,进气道的抗反压能力不断增大,最高增长 12.7%,与原型进气方案道相比抗反压能力相对提高了 3.8%。

致 谢:感谢国家自然科学基金青年基金的资助。

参考文献:

- [1] Malomolina F J, Gaitonde D V, Kutschenreuter P H. Numerical Investigation of an Innovative Inward Turning Inlet[R]. AIAA 2005-4871.
- [2] Malomolina F J, Ebrahimi H B, Ruffin S. Analysis of an Innovative Inward Turning Inlet Using an Air-JP8 Combustion Mixture at Mach 7[R]. AIAA 2006-3041.
- [3] 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
- [4] Smart M K, White J A. Computational Investigation of the Performance and Back-Pressure Limits of a Hypersonic Inlet [R]. AIAA 2002-0508.
- [5] Smart M K. Experimental Testing of a Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 276-283.
- [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] You Y C, Liang D W, Huang G P. Cross Section Controllable Hypersonic Inlet Design Using Streamline-Tracing and Osculating Axisymmetric Concepts [R]. AIAA 2007-5379.
- [8] You Y C, Liang DW, Guo R. Numerical Research of Three-Dimensional Sections Controllable Internal Waverider Hypersonic Inlet[R]. AIAA 2008-4708.
- [9] You Yancheng, Liang Dewang, Guo Rongwei. High Enthalpy Wind Tunnel Tests of Three-Dimensional Section Controllable Internal Waverider Hypersonic Inlet [R]. AIAA 2009-31.
- [10] 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:技术科学,2009,(8):1483-1494.
- [11] Xiao Yabin, Yue Lianjie, Chen Lihong, et al. Iso-Contraction-Ratio Methodology for the Design of Hypersonic Inward Turning Inlets with Shape Transition [R]. AIAA 2012-5978.
- [12] 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.
- [13] 李永洲,张堃元,南向军.基于马赫数分布规律可控概念的高超声速内收缩进气道设计[J].航空动力学报,2012,27(11):2484-2491.
- [14] Jacobsen L S, Tam C J, Behdadnia R, et al. Starting and Operation of a Streamline-Traced Busemann Inlet at Mach 4[R]. AIAA 2006-4508.
- [15] Flock A K, Guelhan A. Experimental Investigation of the Starting Behavior of a Three-Dimensional Scramjet Intake with a Movable Cowl and Exchangeable Cowl Geometry at Different Mach Numbers [R]. AIAA 2014-2934.
- [16] 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, 2015, 37(2).
- [17] 王卫星,顾 强,郭荣伟. 内转式进气道流动控制研究[J]. 推进技术, 2017, 38(5): 6-12. (WANG Weixing, GU Qiang, GUO Rong-wei. The Study of Flow Control Inward Turning Inlet Probe[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5): 6-12.)
- [18] Drayna T, Nompelis I, Candler G. Hypersonic Inward
 Turning Inlets: Design and Optimization [R]. AIAA
 2006-297.
- [19] Dolling D S, Mcclure W B. Flowfield Scaling in Sharp Fin-Induced Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction[J]. AIAA Journal, 1985, 23(2): 201-206.

(编辑:朱立影)