

一体化乘波进气道改进设计和流动特征分析

曲俐鹏, 曾学军, 余安远, 杨大伟
(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为提高一体化乘波进气道的性能,通过采用壁面马赫数反正切分布内收缩基准流场和改进密切轴对称过程中的控制型线实现了对一体化乘波进气道的改进设计。通过数值仿真分析了该构型设计与非设计状态下的性能和流动特征。结果表明:设计状态下,该构型性能优良,具有前体/进气道一体化设计的特点,压缩面切除造成压缩面边界层内存在横向流动。不同攻角来流状态下,前缘弯曲激波的形状变化较小,有助于提高进气道非设计工况下的性能。侧滑来流状态下,内压缩段的流动不均匀,该构型的性能随侧滑角的变化是非线性的,内压缩段背风侧会出现低压区,诱导出流向涡,当截面内的气流流向低压区时,内压缩段内会形成双涡结构,当气流流出低压区时,第二个涡会被耗散掉,形成单涡结构。

关 键 词: 一体化乘波进气道; 内收缩基准流场; 密切轴对称方法; 流向涡; 进气道设计

中图分类号: V23 **文献标志码:** A

Improving design and flow characteristics analysis of an integrated wave-rider inlet

QU Lipeng, ZENG Xuejun, YU Anyuan, YANG Dawei
(Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Hypervelocity Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: For improving the performance of an integrated wave-rider inlet, the arc tangent Mach number basal flow and enhanced osculating axisymmetric control lines were adopted in the design process. Numerical simulation was conducted at on-design and off-design conditions and flow characteristics were analyzed respectively. At the design condition, the wave-rider inlet had excellent performance and the characteristic of forebody/inlet integration, however, the cross-flow phenomena appeared in the boundary-layer of compression surface as a result of cutting off. At different angles of attack, the configurations of leading edge shock were nearly the same, helping to enhance the flow capture capability at off-design conditions. For different angles of sideslip, the regularity of the performance varying with angle of sideslip was nonlinear as a result of flow's ununiformity. A low-pressure region appeared at the leeward side of inner compression part, leading to a stream wise vortex. As the gas flowed to the low-pressure region on different slices, a dual-vortex structure was formed at the inner compression part. As the gas flowed out of low-pressure region, the second vor-

tex was dissipated.

Key words: integrated wave-rider inlet; inward-turning basal flow; oscillating axisymmetric method; streamwise vortex; inlet design

高超声速飞行器需要采用机体/推进一体化设计,而高超声速进气道与前体的一体化设计是机体/推进一体化的关键内容,美国的 X-43A、X-51A 等试验飞行器均采用了前体/进气道一体化设计方案,采用这种设计既能够充分地利用前体对气流的预压缩作用又有利于提高飞行器的升阻比^[1-4]。

近年来国内外学者对前体/进气道一体化设计开展了大量的研究工作。Huang 等^[5]通过调整入口捕获型线实现了内转式进气道与锥形前体的双旁路进气和腹部进气一体化设计方案。Gol-lan 等^[6]开展了改进 REST 进气道与弹锥前体的一体化设计研究。Javaid 等^[7]研究了二元进气道与乘波前体的一体化设计实现了前缘激波封口和唇口反射激波入射到肩部的要求。以上研究关注的是不同前体与各类进气道间的组合方案,对于前体与进气道的衔接一般是根据不同的前体来几何匹配进气道,由于前体与进气道的初步设计均采用无黏设计方法,若两者间的匹配不合适,前体压缩波系会改变进气道的波系结构,从而造成进气道流场的不均匀,前体边界层会使得进气道入口的气流偏转超过设计要求而不能实现激波封口,从而影响进气道的性能。

为实现前体与进气道的气动衔接,贺旭照等^[8-9]提出一种基于内收缩基准流场的一体化乘波进气道设计概念,该进气道利用密切轴对称和流线追踪气动设计方法实现了前体与进气道间的平滑过渡,避免了前体与进气道间几何匹配带来的不足,具有较好的应用前景。但是目前对该类进气道的研究还只存在于方案设计和设计点性能分析,对该类进气道在各种来流状态下的流动特征的认识还不够深入。

为进一步提高一体化乘波进气道的性能,本

文采用壁面参数分布可控内收缩基准流场设计一体化乘波进气道,通过调整壁面马赫数的分布规律可以生成弯曲激波,与直激波一体化乘波进气道构型相比^[8-9],前缘激波采用弯曲激波可以进一步提高该类进气道在非设计工况下的性能;通过调整(flow capture tube,FCT)型线和(inlet capture curve,ICC)型线可以改变一体化乘波进气道的捕获形状,改善和提高内压缩段的流动均匀性。本文通过数值模拟获得了所设计进气道的性能数据,并对其设计状态、攻角状态和侧滑状态下的典型流动特征进行了分析,为下一步改进该类进气道在非设计工况下的流场品质和性能提供参考。

1 一体化乘波进气道设计

本文研究的一体化乘波进气道是一类具有乘波前体特点的曲面压缩进气道,为实现乘波以及对进气道捕获形状的控制,本文的设计过程中应用了内收缩基准流场并综合运用密切轴对称和流线追踪方法来设计。

1.1 壁面参数分布可控内收缩基准流场

内收缩基准流场指的是一类气流逐渐向对称轴偏折,流通面积逐步收缩的流场,其内为轴对称流动。本文的基准流场采用“两波三区”波系配置方案^[10],两波即前缘激波和唇口反射激波,三区即前缘激波区(A区)、波间等熵压缩区(B区)和唇口反射激波区(C区),如图1所示。为避免前缘激波汇聚于对称轴处形成马赫盘,需在基准流场中添加中心体(图中 R_c)。

本文的基准流场内为无黏定常等熵有旋超声速流动,采用特征线方法(MOC)进行设计。南京航空航天大学南向军、李永洲等^[11-13]分别对壁面压升规律和马赫数减速规律基准流场进行了研究,通过改变壁面参数分布可以实现对波系配置

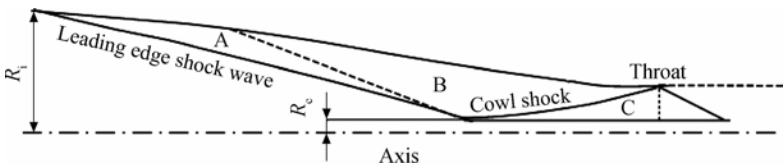


图 1 内收缩基准流场示意

Fig.1 Schematic of the inward turning basal flow

方案的精细化设计。本文所研究基准流场的壁面参数分布采用马赫数反正切减速规律,采用该规律可以生成弯曲激波同时降低壁面后部的逆压梯度,防止肩部的边界层分离^[12],马赫数反正切减速规律为

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

式中 Ma_r 为前缘激波后的壁面马赫数,本文通过给定的初始气流折转角 δ_{initial} 后根据斜激波关系式求得,其中 a 主要控制马赫数的变化梯度,型面中部马赫数变化梯度随 a 的增大而增大; b 控制马赫数梯度过渡点的位置; c 主要控制马赫数变化的绝对量。通过对参数 a 、 b 、 c 的调整可实现对前缘激波和唇口反射激波的强度的控制。中心体采用等直中心体,基准流场的设计攻角 α 和侧滑角 β 都为 0° ,本文选取的基准流场设计参数见表 1。

表 1 基准流场设计参数

Table 1 Design parameters of the basal flow

Ma_0	$\delta_{\text{initial}} / (^\circ)$	R_c / R_i	a	b	c
6.0	6	0.55	1.00	0.80	1.00

采用特征线方法设计的内收缩基准流场的马赫数分布如图 2 所示,基准流场的总收缩比为 8.87,内收缩比为 2.89,前缘至喉道处的长度为 2.05,设计状态下喉道截面的压升比为 29.09,总压恢复系数为 0.77。

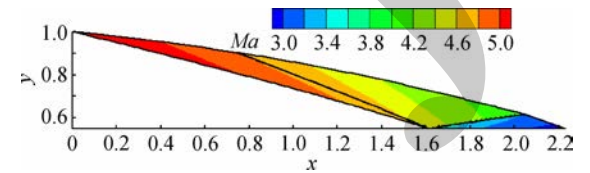


图 2 内收缩基准流场马赫数等值线分布

Fig. 2 Mach number contours of the inward turning basal flow

1.2 基于密切轴对称方法的一体化乘波进气道设计

密切轴对称方法是利用局部轴对称流动来代替当地三维流动的气动反设计方法^[14],在基准流场确定的前提下,一体化乘波进气道构型由 FCT 型线和 ICC 型线控制,为提高进气道的流动均匀性,本文 FCT 和 ICC 型线在靠近对称面处的变化曲率相对较小,其中 FCT 型线添加了平直段,

FCT 型线在 yOz 平面上的投影采用指数率函数控制,函数方程如下:

$$\begin{cases} y = y_{\text{up}} & 0 < z \leq z_1 \\ y = y_{\text{up}} - B_1(z - z_1)^{n_1} & z_1 < z \leq z_2 \end{cases} \quad (2)$$

一体化乘波进气道的唇口激波形状与 ICC 型线一致,本文利用超椭圆曲线控制 ICC 型线,前缘曲面激波的横向曲率可以通过调整超椭圆曲线的参数来控制,超椭圆曲线方程^[15]定义如下:

$$\begin{cases} z = B_2 \gamma (\cos \theta)^{2/n_2} \\ y = (\sin \theta)^{2/n_2} \end{cases} \quad (3)$$

式中 γ 为长短轴之比, n_2 为超椭圆函数的指数, θ 为 (y, z) 与原点的连线与 y 轴所夹的锐角。本文所选取的型线控制参数见表 2。

表 2 FCT 和 ICC 型线设计参数

Table 2 Design parameters of the FCT and ICC

y_{up}	B_1	n_1	z_1	z_2	B_2	γ	n_2
3.0	0.30	2.5	0.22	2.2	0.552	6.0	2.0

密切轴对称过程以 ICC 型线上的点 B 为例,如图 3 所示,图中点 A 为 ICC 型线上的点 B 所对应的曲率中心,点 C 为密切平面 AD 与 FCT 型线的交点,根据 B 点处的曲率半径 AB 与基准流场中心体曲率半径的比值对无黏基准流场进行比例放缩,点 D 为在密切平面 AD 内的比例放缩基准流场的外缘边界,在比例放缩基准流场中确定点 C 在前缘激波上的位置,以 C 为起始点进行流线追踪并将获得的流线变换到对应的密切平面 AD 上即可获得一条进气道的压缩面型线。

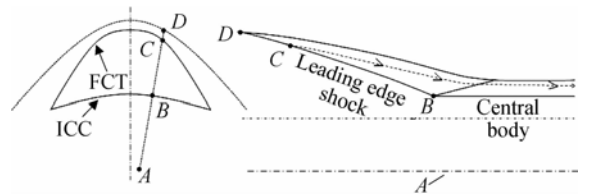


图 3 密切轴对称方法过程示意

Fig. 3 Schematic of the osculating axisymmetric flow method

一般选取的 FCT 型线要宽于前缘捕获宽度和进气道入口捕获宽度的要求,为进一步减小波阻,压缩面从距前缘 435 mm 的位置开始截断,使得压缩面的宽度过渡到进气道入口的宽度^[16],获得的一体化乘波进气道构型及尺寸如图 4 所示,该构型的总收缩比为 6.93,内收缩比为 2.74,喉道位于 1353.5 mm 处,为提升起动性能,唇口侧

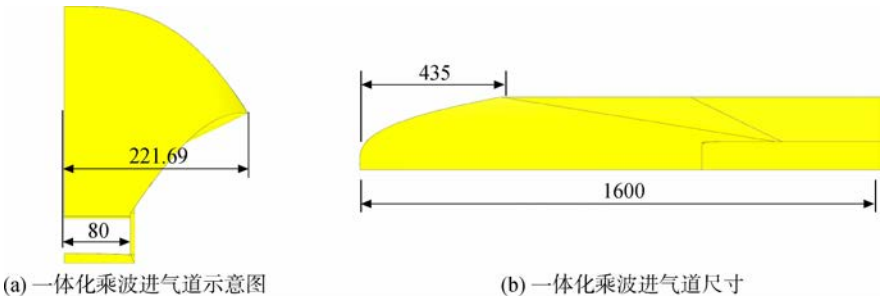


图 4 一体化乘波进气道示意及尺寸(单位:mm)
Fig. 4 Schematic of the integrated wave-rider inlet (unit:mm)

板采取后掠设计,以侧板后掠根部计的内收缩比为 1.1。

为验证设计方法并获得该进气道的典型流动特征,本文采用自研 AHL3D 软件进行数值模拟,该软件经过了大量的工程验证^[17-18],通过与一体化乘波进气道试验数据的对比^[19],证明该软件对此类构型模拟具有较高的精度,三维结构化半模网格量为 1 000 万左右,壁面第 1 层网格加密至 $y^+=O(1)$,无黏对流量采用 AUSMPW+ 格式离散,湍流模型采用 $k-\omega$ SST,壁面采用绝热壁,来流状态如表 3 所示。

表 3 设计状态来流参数		
Table 3 Parameters of freestream on the design point		
Ma_0	静压/Pa	静温/K
6.0	2 153.4	222.6

在设计来流情况下,一体化乘波进气道无黏流场的马赫数等值线分布如图 5 所示。由于密切轴对称方法将轴对称基准流场沿展向排布,导致进气道的总收缩比和内收缩比小于基准流场,在无黏情况下,前缘激波入射到唇罩内侧,反射激波入射到肩部之后,未实现激波封口。

有黏情况下,该构型的三维流场结构如图 6 所示,设计状态下前缘激波附着于乘波压缩面的

边缘,几乎没有横向溢流,保证了乘波的特点,唇口处前缘激波面的形状与唇口形状吻合,实现激波封口,唇口激波恰好入射到进气道肩部,仅形成了微小的分离,这表明本文的设计方法是有效的,可用于一体化乘波进气道的设计。本文所设计的基准流场可以直接应用于该尺度的一体化乘波进气道设计。当设计进气道的尺度发生改变时,前缘激波的入射位置也会随之变化,为保证激波封口,可以通过改变壁面马赫数设计参数来调节。当前缘激波入射到唇罩内侧时,需增加 a 和 c ,同时减小 b 值,以增加激波曲率保证封口;反之则要减小 a 和 c ,同时增大 b 值。

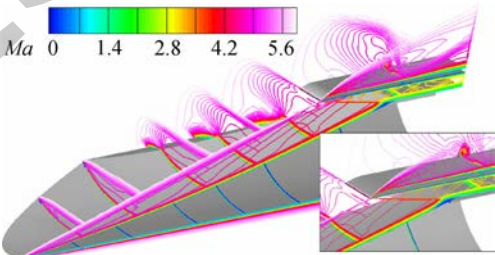


图 6 一体化乘波进气道马赫数等值线分布
Fig. 6 Mach number contours of the integrated wave-rider inlet

2 一体化乘波进气道流动特征

2.1 设计状态下一体化乘波进气道的流动特征

该构型在设计点喉道处的性能数据如表 4 所示,与无黏计算结果相比,有黏计算结果的总压恢复系数 σ 下降了 21.5%,压升比 R_p 上升 23.8%,喉道马赫数 Ma_{throat} 下降了 13.0%,因此在设计无黏基准流场时对总压恢复系数和压升比等参数的选取应留取一定的设计裕度。对于无黏和有黏情况,该构型的流量捕获系数均大于 1.0,本文采用的流量捕获系数计算公式如下:

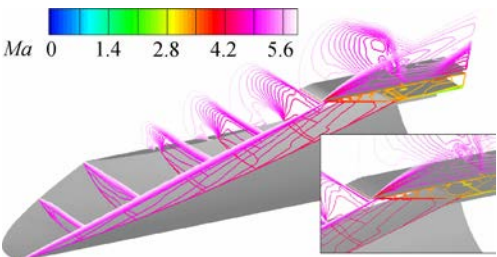


图 5 一体化乘波进气道无黏马赫数等值线分布
Fig. 5 Inviscid Mach number contours of the integrated wave-rider inlet

$$\Phi = \frac{\dot{m}_{throat}}{\rho U_{\infty} A_{cap}} \tag{4}$$

式中 $\dot{m}_{throat}$ 为喉道质量流量, U_{∞} 为来流速度, A_{cap} 为以唇罩捕获宽度计的几何捕获面积, 该进气道采用的是曲面压缩, 由于内收缩作用, A_{cap} 外的流线有向对称面汇聚的趋势使得计算出的流量系数大于 1.0。

表 4 无黏和有黏计算的性能数据

Table 4 Performance of the waverider-inlet for inviscid and viscous cases

分类	σ	R_p	Φ	Ma_{throat}
无黏	0.781	22.356	1.065	3.280
有黏	0.613	27.681	1.019	2.855

一体化乘波进气道的截面形状从前缘的曲面压缩逐步过渡到喉道处的近二维压缩, 如前文图 4(a) 所示, 该构型喉道平面的马赫数和压升比分布如图 7 所示, 由图可得喉道处的马赫数和压升比横向分布均匀, 具有明显的二维特性, 这说明在选取 FCT 型线和 ICC 型线时, 降低靠近对称面的型线变化曲率能够保证设计状态下进气道内压缩段内的流动具有明显的二维特征。

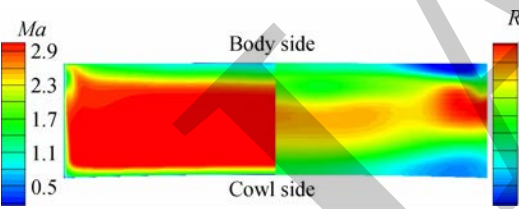


图 7 一体化乘波进气道喉道处参数分布
Fig. 7 Distribution of the flow parameters on throat plane of wave-rider inlet

设计状态下压缩面上的压升比等值线分布如图 8 所示, 不同位置的压升比等值线从对称面呈圆弧状向外延展, 靠近对称面处的等值线曲率小, 压缩面边缘处的等值线曲率大, 压缩面边界层内存在横向压力梯度, 图 8 中的红色线代表不同

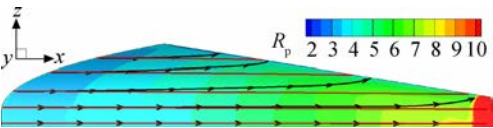


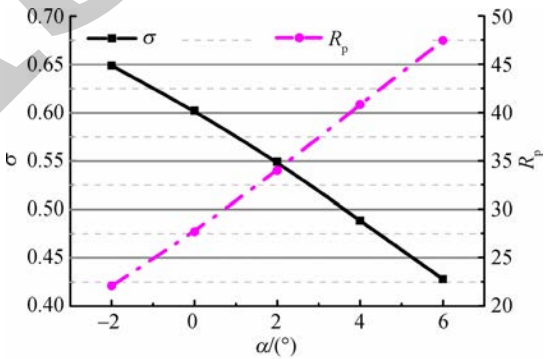
图 8 一体化乘波进气道壁面摩擦力线和压升比分布
Fig. 8 Distribution of the skin friction lines and rise of pressure on compression surface of integrated wave-rider inlet

FCT 型线上点为起始点的密切平面, 由图可得在乘波部分, 壁面摩擦力线与密切平面线基本吻合, 横向流动不明显, 在由前缘向唇口过渡的部分, 摩擦力线明显偏移密切平面线, 越靠近压缩面边缘, 流线的偏移越明显。这说明压缩面几何切除是造成边界层内横流的主要原因, 密切轴对称过程产生的横向压力梯度几乎不会造成横向流动, 为进一步提高捕获流量, 设计时应针对几何切除的型线进行优化设计。

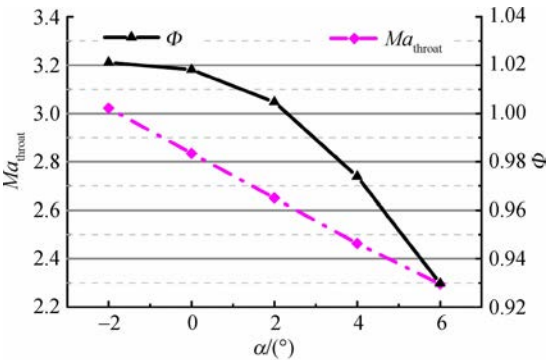
2.2 攻角状态下一体化乘波进气道的流动特征

本文一体化乘波进气道的设计攻角 $\alpha = 0^\circ$, 在设计条件下, 该构型可实现激波封口, 但是进气道在处于爬升等飞行状态下时, 一般在一定攻角条件下工作, 带攻角条件下的一体化乘波进气道的激波形面和壁面横流等现象值得关注。

在 $Ma_0 = 6.0$ 带攻角来流条件下, 该构型的总压恢复系数、压升比和喉道马赫数等性能数据如图 9 所示。由图可得, 随着攻角的增加, 总压恢复、喉道马赫数随之减小, 压升比随之增加, 流量捕获系数逐渐减小, 流量捕获系数的减少速率随着攻角的增加而逐渐增大, 由于采用曲面压缩, 本



(a) 总压恢复系数、压升比



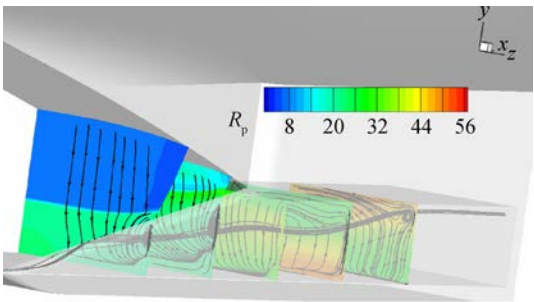
(b) 喉道马赫数、流量捕获系数

图 9 一体化乘波进气道性能参数随攻角变化
Fig. 9 Performance of the integrated wave-rider inlet for different angles of attack

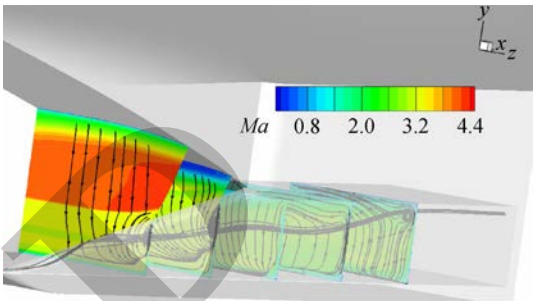
文构型设计状态下的流量捕获系数略大于 1.0。

在 $Ma_0=6.0, \alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 时, 该构型 3 个典型截面的激波形态如图 10 所示。在乘波部分, 不同攻角下的激波形面几乎没有差别, 在压缩型面的后部, 不同攻角下的激波形面差别主要存在于压缩面截断的部分, 激波中部具有明显的二维特征, 随着攻角的增大, 压缩面截断部分的激波形面外缘边界逐渐扩大, 激波中部形面未发生明显改变, 这说明前缘弯曲激波的激波曲率随攻角的变化并不明显, 前缘激波采用弯曲激波有助于提高乘波进气道在变攻角状态下的性能。

$Ma_0=6.0, \alpha=-2^\circ, 0^\circ, 2^\circ$ 时, 该构型进气道不同截面上的压升比和流线分布如图 11 所示。唇口激波与侧板边界层相互作用^[20], 在后掠侧板边缘生成分离涡, 对于不同攻角来流状态, 从唇缘



(c) 2°攻角来流下不同截面的压升比分布



(d) 2°攻角来流下不同截面的马赫数分布

图 11 一体化乘波进气道攻角下的压升比和马赫数分布
Fig. 11 Distribution of rise of pressure and Mach number for different angles of attack of integrated wave-rider inlet

到侧板后掠根部, 分离涡的大小逐步增加, 侧板分离涡一直延伸至内压缩段内形成流向涡, 随着反射激波和截面内气流投影方向的变化, 流向涡经历耗散和生长, 随着攻角的增加唇口激波入射到机身压缩面的位置前移, 侧板分离涡开始耗散的位置前移, $\alpha=2^\circ$ 时, 喉道截面(第 3 个截面)的涡结构已经被耗散掉。

2.3 侧滑状态下一体化乘波进气道的流动特征

侧滑对高超声速进气道性能的影响是非设计状态性能评估的重要内容, 在一定侧滑角来流条件下, 本文构型的性能参数变化规律和内压缩段内的流动均匀性等是本节关注的重点。

在 $Ma_0=6.0, \alpha=0^\circ$ 时, 侧滑角 β 由 0° 变化到 10° , 该构型的性能参数如图 12 所示, 其中质量加权平均总压恢复系数随着侧滑角的变化规律与随攻角的变化规律不同, 总压恢复系数随攻角的变化是近似线性的, 而随侧滑角的变化是非线性的, 总压恢复系数随着侧滑角的增加先增大再减小, 在侧滑角增大至为 $6^\circ, 8^\circ$ 时达到较大值; 压升比随着侧滑角的增加先减少再增加, 在 $\beta=6^\circ$ 时达到最低值; 喉道马赫数随着侧滑角的增加而增加, 当 $\beta>8^\circ$ 时喉道马赫数开始减小; 流量捕获系数随着侧滑角的增加逐渐减小且减小的速率逐渐变大。

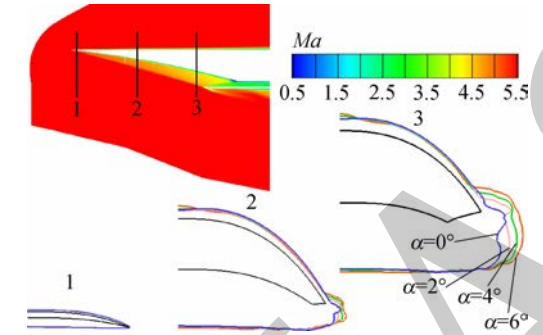
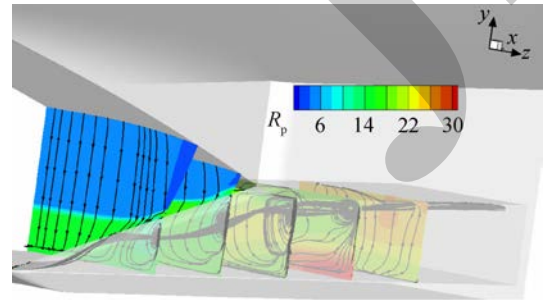
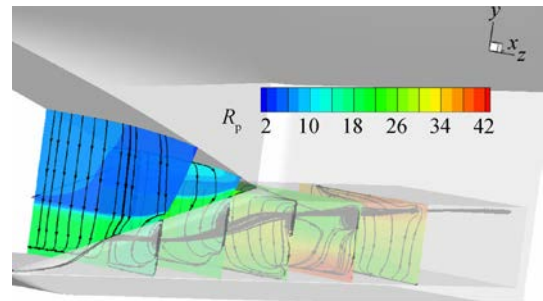


图 10 一体化乘波进气道不同截面的激波形态
Fig. 10 Compression shocks on different slices of the integrated wave-rider inlet



(a) -2°攻角来流下不同截面的压升比分布



(b) 0°攻角来流下不同截面的压升比分布

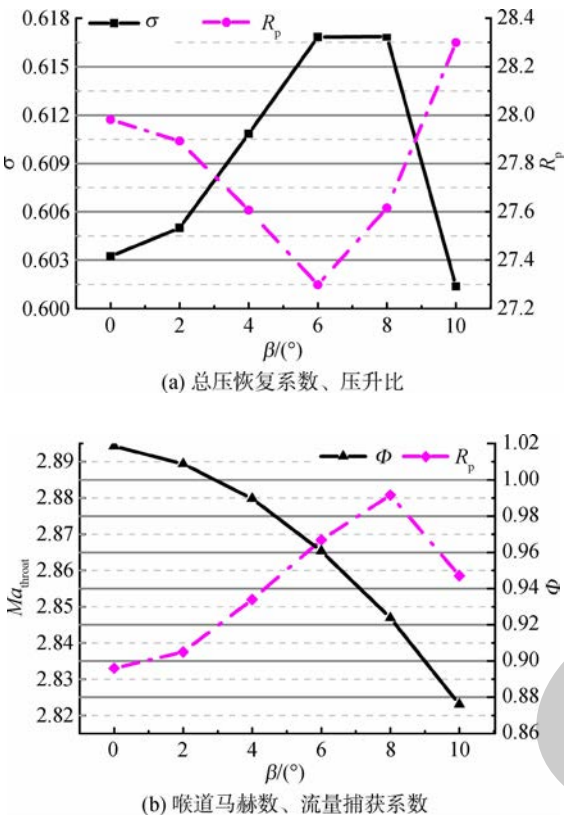


图 12 一体化乘波进气道性能参数随侧滑角变化
Fig. 12 Performance of the integrated wave-rider inlet for different angles of sideslip

在有侧滑状态下,该构型内压缩段内的流动均匀性显著下降如图 13 所示。图 13(a)为设计点下一体化乘波进气道对称面的压升比变化,该图清晰地展示了内压缩段内的波系结构,从中选取了 5 个截面来具体分析侧滑对流动均匀性的影响。图 13(b)为设计状态下 5 个截面上的压升比分布,从 2 截面和 4 截面上的压升比分布能够清晰地分辨出反射激波的位置,由于机身侧的边界层较厚,因此在机身侧边界层内的二次流现象明显,2 截面和 4 截面的机身侧角区位置形成了明显的涡结构。1 截面位于喉道处,该矩形截面的中心区域压升比较高,边缘区域的压升比相对较低,如前文图 7 所示,气流由机身侧壁面向唇罩侧壁面流动时,在反向压差的作用下形成了涡结构。2 截面上部流体经过膨胀,压升比降低,截面中部保持较高压升比,截面下部经过反射激波的作用压升比大幅上升,气流仍向唇罩侧运动,反向压差增加,涡结构所占面积增加。3 截面处反射激波基本运动到机身侧壁面,截面上的气流投影运动方向为由唇罩侧至机身侧,与压升比减弱的方向相同,反向压差消失,角区涡被削弱。截面 4 内反

射激波由机身侧向唇罩侧运动,气流向上运动,在反向压差的作用下又生成角区涡。5 截面内由于气流转向,反向压差消失,角区涡又被削弱。

从上面的分析和讨论可知,本文的一体化乘波进气道构型在机身侧的角区位置存在涡结构,涡结构的形成和变化不仅与上下壁面的压差有关^[21],而且与气流的投影运动方向相关。

图 13(c)为 $\beta=8^{\circ}$ 时 5 个截面上的压升比和流线分布,与设计状态相比,侧滑情况下内压缩段

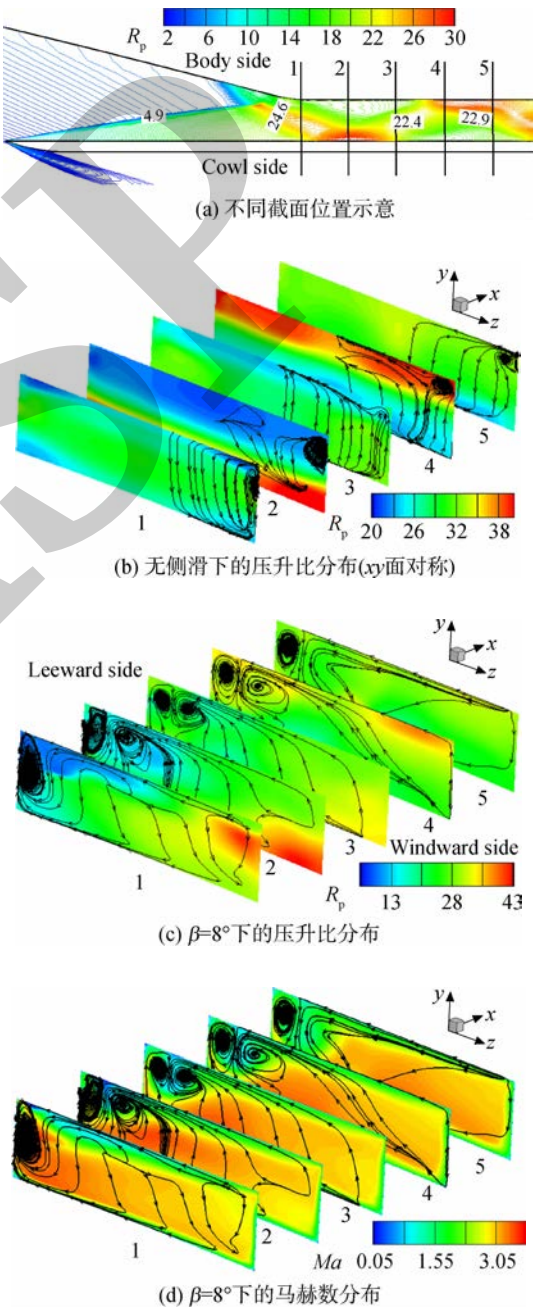


图 13 一体化乘波进气道侧滑下的压升比分布
Fig. 13 Distribution of rise of pressure for different angles of sideslip of integrated wave-rider inlet

内的参数分布失去了二维特征,反射激波的位置难以判断,背风侧壁面位置出现了明显的流向涡。由于侧滑的缘故,1 截面迎风侧的压升比被提高,背风侧出现了较大面积的低压区,低压区压升比降至 10.0 以下,受到低压区的诱导,截面内的气流向背风侧靠近,形成了较大的涡结构。2 截面内背风侧的低压区依旧明显,此时在反射激波的作用下,气流方向偏转变成由下至上,气流向低压区汇集成第 2 个涡,形成双涡结构。3 和 4 截面内的气流方向与 2 截面相同,因此双涡结构得以维持。5 截面内气流方向偏转为由上至下,促使第 2 个涡汇聚的能量消失,从而被耗散掉,由于不同位置背风侧大多处于低压区,因此不同截面角区位置的涡结构得以维持,并发展为流向涡。

以上分析了侧滑对乘波进气道流动均匀性的影响,在 $\beta=8^\circ$ 时,背风侧的压升比下降,在低压区的诱导下形成流向涡,当截面内的流线流向低压区时,会诱导出双涡结构,当截面内的流向流出低压区时,第 2 个涡会被削弱,变成单涡结构。

在 $Ma_0=6.0, \beta=8^\circ$ 时,压缩面上的摩擦力线如图 14 所示,由图可得外压缩面上的压升比分布沿着侧滑来流的方向逐渐升高,使得迎风侧截断部分的压升比较低,背风侧截断部分的压升比较高,在背风侧高压的作用下,中心区域捕获气流会向进气道入口方向偏转,有助于减少部分的流量损失,这说明侧滑改变了压缩面上的压力分布形式,使得一体化乘波进气道构型在侧滑姿态下承受一定滚转力矩,在设计采用该类进气道的高超声速飞行器时,应进一步考虑飞行器的横向稳定性。

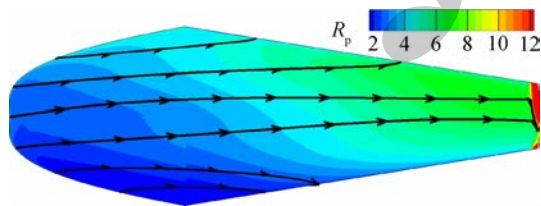


图 14 侧滑下乘波进气道壁面摩擦力线和压升比分布($\beta=8^\circ$)

Fig. 14 Distribution of skin friction lines and rise of pressure on compression surface of wave-rider inlet ($\beta=8^\circ$)

3 结 论

通过本文的研究,得出以下结论:

1) 设计方面,通过采用马赫数反正切减速规律内收缩基准流场生成弯曲激波一体化乘波进气道,有助于提高进气道非设计状态下的性能;通过采用具有平直段设计的 FCT 型线和 ICC 型线,保证了进气道内流动的均匀性。

2) 压缩面截断切除是造成压缩面边界层内横向流动的主要原因,密切轴对称过程产生的横向压力梯度对横向流动的影响较小。

3) 攻角来流状态下,本文设计的一体化乘波进气道构型的前缘弯曲激波曲率随攻角的变化很小,有助于提高进气道在变攻角状态下的性能;唇口激波与侧板边界层相互作用形成分离涡并延伸至内压缩段内形成流向涡,随着攻角的增加,分离涡开始耗散的位置前移。

4) 侧滑来流状态下,内压缩段内的流动不均匀,乘波进气道的性能参数随侧滑角的变化是非线性的,侧滑来流情况下,内压缩段背风侧会出现低压区,诱导出附着于角区附近的流向涡,当等 x 截面内的气流方向指向低压区时会生成双涡结构,当气流流出低压区时,第二个涡会被耗散掉。

参考文献:

- [1] 蔡国彪,徐大军.高超声速飞行器技术[M].北京:科学出版社,2012.
- [2] CURRAN E T, MURTHY S N B. Scramjet propulsion, progress in astronautics and aeronautics [M]. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
- [3] 吴先宇,刘睿,罗世彬,等.基于替代模型的高超声速前体/进气道一体化优化[J].航空动力学报,2008,23(5):796-802.
WU Xianyu, LIU Rui, LUO Shibin, et al. An integrated optimization of hypersonic forebody/inlet based on surrogate models[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 796-802. (in Chinese)
- [4] 陈雪冬,王发民.钝化前缘乘波布局及其一体化构型气动特性[J].航空动力学报,2013,28(2):379-384.
CHEN Xuedong, WANG Famin. Aerodynamic characteristics of waverider and its integrated configuration with blunt leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 379-384. (in Chinese)
- [5] HUANG G P, ZHOU M, CHEN J, et al. A new combined design of inlet and forebody for high-speed vehicle[R]. AIAA-2011-5828, 2011.
- [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] JAVAID K H, SERGHIDES V C. Airframe-propulsion integration methodology for waverider-derived hypersonic cruise aircraft design concepts[J]. Journal of Spacecraft

- and Rockets, 2005, 42(4): 663-671.
- [8] 贺旭照, 秦思, 周正, 等. 一种乘波前体进气道的一体化设计及性能分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1270-1276.
- HE Xuzhao, QIN Si, ZHOU Zheng, et al. Integrated design and performance analysis of waverider forebody and inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1270-1276. (in Chinese)
- [9] 贺旭照, 倪鸿礼. 密切内锥乘波体设计方法和性能分析[J]. 力学学报, 2011, 43(5): 896-902.
- HE Xuzhao, NI Hongli. Osculating inward turning cone design methods and performance analysis[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(5): 896-902. (in Chinese)
- [10] 卫锋, 贺旭照, 贺元元, 等. 三维内转式进气道双激波基准流场的设计方法[J]. 推进技术, 2015, 36(3): 358-364.
- WEI Feng, HE Xuzhao, HE Yuanyuan, et al. Design method of dual-shock wave basic flow-field for inward turning inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(3): 358-364. (in Chinese)
- [11] 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. Investigation on design methodology of hypersonic inward turning inlets with controlled pressure rise law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [12] 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.
- LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, NAN Xiangjun. Design of hypersonic inward turning inlets base on concept of controllable Mach number distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2484-2491. (in Chinese)
- [13] 李永洲, 张堃元, 钟启涛. 型面设计马赫数对马赫数分布可控高超声速内收缩进气道的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(2): 239-245.
- LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, ZHONG Qitao, et al. Influence of design Mach number on hypersonic inward turning inlets with controllable Mach number distribution[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(2): 239-245. (in Chinese)
- [14] 尤延铎, 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 技术科学, 2009, 39(8): 1483-1494.
- YOU Yancheng, LIANG Dewang. Design concept of the three-dimension section controllable internal waverider hypersonic inlet[J]. Science China: E Technological Sciences, 2009, 39(8): 1483-1494. (in Chinese)
- [15] 吴颖川, 贺元元, 贺伟, 等. 基于密切曲锥的乘波构型一体化飞行器设计方法研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(1): 8-12.
- WU Yingchuan, HE Yuanyuan, HE Wei, et al. The design of osculating curved cone waverider based hypersonic vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(1): 8-12. (in Chinese)
- [16] 吴颖川, 贺元元, 余安远, 等. 展向截断曲面乘波压缩进气道气动布局[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1570-1575.
- WU Yingchuan, HE Yuanyuan, YU Anyuan, et al. Aerodynamic layout of spanwise truncated curved waverider compression inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1570-1575. (in Chinese)
- [17] 赵慧勇. 超燃冲压整体发动机并行数值研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.
- ZHAO Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2005. (in Chinese)
- [18] 贺元元, 乐嘉陵, 倪鸿礼. 吸气式高超声速机体/推进一体化飞行器数值和试验研究[J]. 实验流体力学, 2007, 21(2): 29-34.
- HE Yuanyuan, LE Jialing, NI Hongli. Numerical and experimental study of air-breathing hypersonic airframe/propulsion integrative vehicle[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(2): 29-34. (in Chinese)
- [19] HE Xuzhao, LE Jialing, ZHOU Zheng, et al. Osculating inward turning cone waverider/inlet (OICWI) design methods and experimental study[R]. AIAA-2012-5810, 2012.
- [20] ALVI F S, SETTLES G S. Physical model of the swept shock wave/boundary-layer interaction flowfield [J]. AIAA Journal, 1992, 30(9): 2252-2258.
- [21] 梁德旺, 李博. 某典型二元高超声速进气道内二次流分析[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 139-143.
- LIANG Dewang, LI Bo. Analysis of secondary vortex in a 2-D typical scramjet inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 139-143. (in Chinese)

(编辑: 叶青)