

捕获型线对内转式进气道外压段 几何与气动特性的影响

王 娇, 黄河峡, 谭慧俊

(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, 南京 210016)

摘 要: 以直内收缩锥流场为基准流场, 构建了一套内转式进气道外压段的设计与性能快速分析程序。进而以矩形捕获型线为例, 研究了决定捕获型线形状、位置的3个参数(中心距、旋转角和宽高比)对进气道外压段几何与气动特性的影响, 将捕获型线为矩形、带圆角矩形及圆形时的外压段进行了对比。结果表明: 捕获面平均半径是可作为评价外压缩段设计的一个重要几何参数, 平均半径越大, 总压恢复系数越高; 对于矩形捕获型线而言, 当中心距增加时, 前缘长度、弧长、湿润面积单调增加, 外收缩比单调减小, 而旋转角和宽高比对外压段几何参数的影响比较复杂; 在矩形捕获型线的3个参数中, 中心距对总压恢复系数的影响最显著。此外, 当捕获型线的中心距与面积保持不变时, 圆角半径对外压段几何与性能参数影响不大。

关 键 词: 内转式进气道; 捕获型线; 特征线法; 平均半径; 几何与气动特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Effect of flow capture shape on the geometry and aerodynamic characteristics for inward turning inlet's external compression segment

WANG Jiao, HUANG He-xia, TAN Hui-jun

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Taking the constant slope internal cone flow as the basic flowfield, a program was constructed to design and quickly analyze the external compression segment performance of inward turning inlet (ITI). Then taking the rectangular capture shape for example, the effects of three outline and position determinant parameters, including center distance, rotation angle and aspect ratio, on the external compression segment's geometry and aerodynamic characteristic were studied. At last, external compression segments with different flow capture shapes (FCS) (rectangular, rounded rectangular and circular) were compared. The results show that the average radius of flow capture shape can be used as an important geometric parameter to evaluate the total pressure recovery; as the average radius increases, the total pressure recovery goes higher. For rectangular capture shape, as the center distance increases, the length and arc length of external compression segment along with the wetted

收稿日期: 2015-09-10

基金项目: 国家自然科学基金(11172136, 11172133, 11532007)

作者简介: 王娇(1993—), 女, 硕士生, 主要从事飞行器进排气系统及隐身技术研究。

引用格式: 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. WANG Jiao, HUANG Hexia, TAN Huijun. Effect of flow capture shape on the geometry and aerodynamic characteristics for inward turning inlet's external compression segment[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 890-899.

surface area increase monotonically, the external contraction ratio decreases monotonically, while the effect of the rotation angle and aspect ratio on the external compression segment is relatively complicated. Besides, among the three parameters, the center distance is the most sensitive parameter for total pressure recovery. In addition, if the center distance and capture area keep invariant, the fillet radius has little effect on the geometry and performance parameters of the external compression segment.

Key words: inward turning inlet; flow capture shape; method of characteristics; average radius; geometry and aerodynamic characteristic

基于流线追踪的内转式进气道是近年来得到广泛关注的一类新型高超声速进气道^[1-5],与传统的进气道相比,其具有设计状态流量捕获能力强、三维压缩效率较高、湿润面积小以及便于一体化设计等优点^[6].

1966 年, Molder 等人率先将 Busemann 流场的概念引入高超声速进气道设计中^[7-9],通过截短基准 Busemann 流场并结合流线追踪技术设计出了性能优良的 Busemann 进气道,克服了基准 Busemann 流场长度过长及低马赫数难以启动的问题. 随后,许多学者又针对不同的基准流场,设计出了各具特点的内转式进气道. 美国航空航天局兰利研究中心 Smart 等人从高超声速推进系统机身/进气道一体化设计的角度出发,以倒置等熵喷管流场为基准流场,采用截面渐变技术设计出一种矩形转椭圆形的 REST(rectangular-to-elliptical shape transition)进气道^[10-12]. 之后,英国牛津大学的 Matthews 等人^[5]采用等压力和等楔角轴对称基准流场,设计了一种扇形进口,多模块布局的弹用乘波式进气道. 与此同时,美国空军实验室的 Malo-Molina 等人为了减少进气道内复杂的激波/边界层、激波/激波相互干扰,提出了一种新型三维高超声速进气道—Jaws 型进气道^[13-14]. 近几年来国内对内转式进气道也开展了大量的研究,尤延铨和梁德旺等^[15-16]采用特征线法求解了直母线内收缩锥流场并设计出内乘波进气道,该进气道在设计状态基本无溢流,能实现对外来流的全流量捕获. 此外,考虑到正向设计基准流场不具有较好的可控性,李永洲、南向军等人^[6,17-19]分别提出了型面压升规律和马赫数分布规律可控的基准流场反生成方法,并对相应设计的进气道开展了数值仿真研究.

内转式进气道虽然有很多不同的种类,但其设计方法大都相似,首先选择合适的基准流场,根据需求的前缘捕获型线 FCS (flow capture shape),从型线上选取若干离散点,在基准流场

中,从这些点向下游追踪流线,由这些流线所构成的流面即为进气道无粘型面.

可见,进气道的外压段型面取决于基准流场和捕获型线 FCS 的选取,然而目前的研究主要集中在基准流场的设计与改进上,关于捕获型线 FCS 的研究却鲜有涉及. 对于入射激波为曲激波的基准流场来说,当 FCS 的形状及其空间位置不同时,通过流线追踪生成的外压段就不同,进气道的特性也会表现出一定的差异. 因此在实际工程中,合适地选取 FCS 的形状并合理地布置 FCS 的位置,对设计出满足要求的高性能内转式进气道至关重要.

本文首先构建了一套内转式进气道外压段的设计与性能快速分析程序,通过选取典型 FCS 形状,分析决定其形状及空间位置的主要参数,然后通过程序计算获得这些参数对外压段几何参数及内流性能影响规律,从而为内转式进气道的详细气动设计和性能快速评估奠定基础.

1 程序设计与分析方法

本文构建的程序主要包括两部分:一是求解基准流场并通过流线追踪得到进气道的外压段;二是将基准流场的二维计算结果拓展至三维空间,提取特征截面上各点的气动参数,并通过程序对特征截面进行网格划分以及平均参数的求解,实现对外压段性能的快速评估.

1.1 基准流场的求解

作为探索性研究,本文选择直内收缩锥流场(如图 1 所示)作为基准流场,内收缩角 $\delta=10^\circ$,中心体半径比 $R_2/R_1=0.1$ (其中 $R_1=10\text{ cm}$),来流条件为 $Ma_0=6.0, H=25\text{ km}$. 考虑到该基准流场具有轴对称、全场超声速流动的特点,选择其中一个子午面,采用二维有旋流特征线法对其进行求解,求解中用到了激波点、内点和壁面点 3 种单元过程^[20]. 在求解得到子午面上各点参数后,根据坐标对应关系,由二维计算结果可转换获得整个

三维基准流场中的参数分布. 例如, 对于三维流场中的任意一点 $P(x_i, y_i, z_i)$ (见图 1), 假设二维子午面上气动参数与之对应相等的一点为 $P'(x'_i, y'_i)$, 根据基准流场轴对称的特点可知, P 点和 P'

点的坐标满足以下关系:

$$x'_i = x_i, \quad y'_i = \sqrt{y_i^2 + z_i^2}$$

因此由 P' 点的计算结果即可获得 P 点的各气动参数.

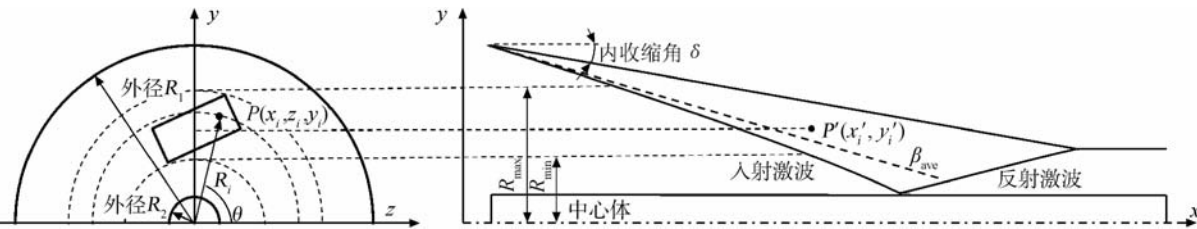


图 1 直内收缩锥流场示意图

Fig. 1 Sketch of constant slope internal cone flowfield

1.2 外压段特征截面平均参数的计算

如图 2 所示, 在内转式进气道的后缘点 B 作一个与自由来流方向垂直的截面, 定义该截面为进气道内通道的进口截面, 进口截面前的型面即为进气道的外压段. 本文所考察的外压段的特征截面主要包括捕获截面和进口截面. 为了适应各种复杂的形状, 本文采用网格划分的方法, 将特征截面离散成一系列网格单元, 由这些网格单元求得这两个截面上的平均参数 (如平均静压和总压).

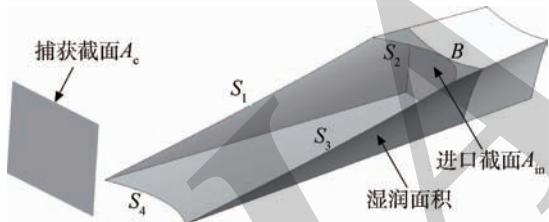


图 2 外压段特征截面的定义

Fig. 2 Definition of the characteristic section of the external compression segment

外压段的特征截面通常为单连通图形, 如图 3 所示, 对任意单连通图形而言, 其轮廓曲线可被均匀地离散成 n 个点, 因而该图形可被视为一个 n 边形. 在图形内部取一点 O , 为了使最后得到的网格尽量分布均匀, 通常取 O 点为形心, 将曲线

上每一点和 O 点的连线分成 M 等份, 按照图中方式连线, 即可将整个图形划分成一系列四边形和三角形. 然后采用 MATLAB 编写程序, 计算得到每个网格单元的面积和形心坐标, 用形心参数代替整个网格单元的参数, 通过面积加权平均, 即可获得截面上的平均参数.

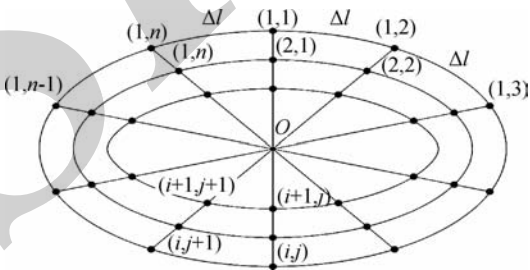


图 3 任意单连通图形的网格划分示意图

Fig. 3 Sketch of mesh distribution of arbitrary single connected graph

1.3 计算结果与程序校核

图 4 是采用特征线法计算所得直内收缩锥流场压力云图, 从图中可以看出, 整个流场由入射激波、反射激波及两者之间的一系列等熵压缩波组成, 其中入射激波为一道曲激波, 越靠近中心体, 激波弯曲程度越大, 强度越强, 波后压力也越高, 马赫数越小, 与此同时气流的总压损失也越大. 气

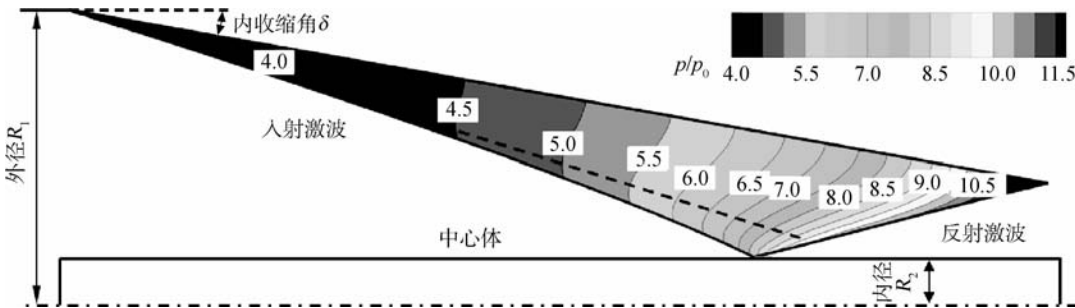


图 4 直内收缩锥流场压力云图

Fig. 4 Pressure contour of constant slope internal cone flow-field

流经过入射激波后,还受到一系列等熵波的压缩,压力、温度持续上升,而总压保持不变。

为了对本文特征线程序求解流场的正确性进行校验,选取由图 5 所示矩形捕获型线追踪得到的进气道外压段为计算模型,采用商业软件 Fluent 对其进行无黏 Euler 方程数值求解,关于 Fluent 软件计算结果的正确性已在文献[21-23]中得到了验证. 计算条件为进气道设计状态,来流参数为 $Ma_0=6.0$, $H=25\text{ km}$, $p=2\,549.22\text{ Pa}$, $T=221.552\text{ K}$. 考虑到几何条件和流动状态的对称性,只选取模型的一半进行流场计算。

图 6 给出了外压段壁面网格分布,网格量总数在 150 万左右(为便于演示,将网格调稀)。

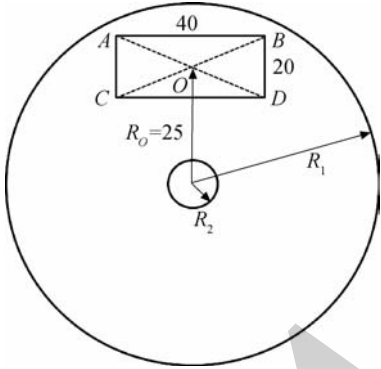


图 5 捕获型线形状、位置示意图(单位:mm)
Fig. 5 Sketch of the outline and position of capture shape (unit:mm)

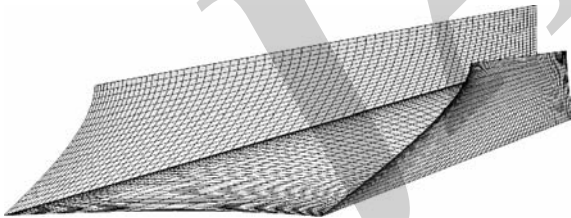


图 6 外压段壁面网格
Fig. 6 Mesh on the external compression segment wall

图 7 为特征线法与 CFD 无黏计算所得模型壁面压力等值线图,对比可发现两种方法计算得到的压力分布吻合较好,而且特征线法计算的压力等值线清晰光滑,说明本文编写的特征线程序计算结果可靠。

表 1 分别给出了 MATLAB 程序与 CFD 无黏计算所得模型进口截面平均压比 p/p_0 与平均总压恢复系数 σ ,对比表中的参数可以看出,两种方法的计算结果较为接近,而且程序计算耗时短,只需几秒钟,说明由 MATLAB 程序计算所得特征截面上的平均参数具有一定的可信度,并且采

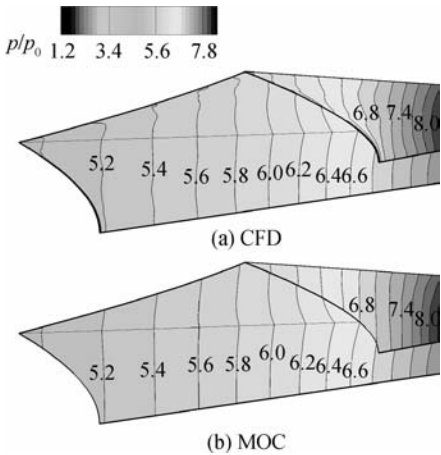


图 7 MOC 与 CFD 计算所得壁面压力等值线图
Fig. 7 Pressure contour on the wall computed by MOC and CFD

用该程序能实现对外压段性能的快速评估. 需要说明的是,对于单道入射激波的轴对称基准流场,该程序均适用. 此外,由于程序中采用了特征线法,因此计算结果为无黏的。

表 1 MATLAB 与 CFD 计算所得进口截面参数对比
Table 1 Comparison of parameters on entrance section computed by MATLAB and CFD

计算方法	p/p_0	σ	计算时间/s
MATLAB	6.971	0.6024	6.82
CFD	6.937	0.6106	

2 矩形捕获型线的参数化

高超声速飞行器由于机身/进气道一体化设计,使得内转式进气道一方面需满足其自身的几何与性能需求,另一方面还需服从机身设计要求,在目前的研究中,REST(rectangular to elliptical shape transition)进气道是较为常见的一种,其进口捕获型线为矩形,因此本文利用前述程序,首先对矩形捕获型线进行了研究。

2.1 外压段的几何和性能参数

本文所考察的外压段的几何与性能参数主要有捕获截面的平均半径 R_{ave} 、进气道外收缩比 R_{ce} 、前缘长度 L_e 、前缘弧长 L_f 、湿润面积 A_w 以及进口截面的压比和总压恢复系数。

平均半径的计算采用面积加权的方式,其定义为 $R_{ave} = \int \frac{RdA}{A}$, dA 代表径向位置为 R 的 FCS 微元面面积,平均半径可综合反映出 FCS 距离中心体的远近程度. 对于流线追踪进气道来说,若给定追踪点的径向位置相同,则所得流线以及气流

经历的压缩过程也就完全一致. 基于这一特点可知, 对于一个给定的 FCS, 如果其大半径处所占面积比例越大, 则相应外压段内的流动更趋向于大半径处的流动, 为此这一参数与进气道的流动特性直接相关.

此外, 如图 2 所示, 外收缩比 R_{ce} 为捕获截面与进口截面面积之比, R_{ce} 的大小决定了气流在外压段内的压缩程度; 前缘长度 L_e 为进口截面前面的型面沿流向的投影长度, L_e 的大小反映了外压段的长度尺度; 湿润面积 A_w 为外压段 4 个表面的表面积, A_w 和进气道的摩擦阻力息息相关; 前缘弧长 L_f 为 S_1 至 S_4 各棱边弧长之和, 由于高超声速进气道前缘面临严酷的热负荷, 必须对前缘施加一定的热防护措施, 因此这个参数决定了需要热防护的尺度; 进口截面的压比和总压恢复系数分别为该截面上的平均静、总压与自由来流的静、总压之比, 这两个参数分别体现了气流流过外压段时受到的压缩量与总压损失大小.

2.2 捕获截面的形状和位置参数

如图 8 所示, 对于处于基准流场中的矩形捕获型线来说, 在捕获面积 A_c 不变的情况下, 决定矩形形状和位置的参数主要有 3 个: 形心 O 点距中心轴线的距离与基准流场外径之比 R_o/R_1 , 旋转角 α 和宽高比 R_a . 其中 $\alpha=0^\circ$ 状态对应矩形宽边 a 为水平状态, R_a 为矩形的宽 a 与高 b 的长度之比. 当这 2 个参数确定时, 矩形的形状和位置便唯一确定. 本文中保持矩形面积 $A_c=800\text{ mm}^2$ 不变, 分别研究了这 3 个参数对外压段的影响.

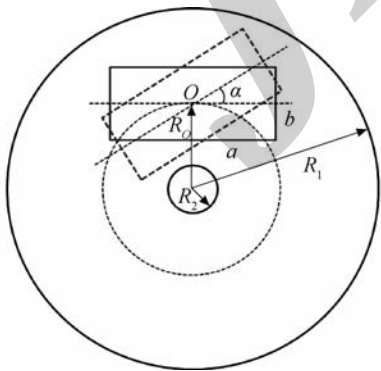


图 8 矩形捕获型线形状、位置示意图

Fig. 8 Sketch of outline and position of rectangular capture shape

2.3 R_o/R_1 的影响

在研究 R_o/R_1 的影响时, 取旋转角 $\alpha=0^\circ$ 、宽高比 $R_a=2$. 外压段的几何参数随 R_o/R_1 的变化曲线如图 9 所示, 图中分别采用特征长度 $L_e=$

$\sqrt{4\pi A_c}$ 及捕获面积 A_c 对长度和面积参数进行无量纲化. 由图可知, 随着 R_o/R_1 的增大, 外压段的长度、弧长及湿润面积都是逐渐增大的. 如图 1 所示, 由外压段流线追踪的过程可知, 前缘长度 L_e 主要取决于捕获型线上各点在基准流场中所处的最大、最小半径之差 Δ_R ($\Delta_R=R_{\max}-R_{\min}$) 及与捕获型线位置所对应的入射激波平均波角 β_{ave} . 当 R_o/R_1 增大时, Δ_R 虽有所减小, 但变化幅度不大, 占主导作用的是 β_{ave} , 随着 R_o/R_1 的增大, β_{ave} 减小, 从而导致前缘长度增加, 并伴随前缘弧长与湿润面积的增大. 因此从缩短进气道长度、减轻热防护负担、减小摩擦阻力的角度出发, 应将捕获型线 FCS 布置地尽量靠近中心体.

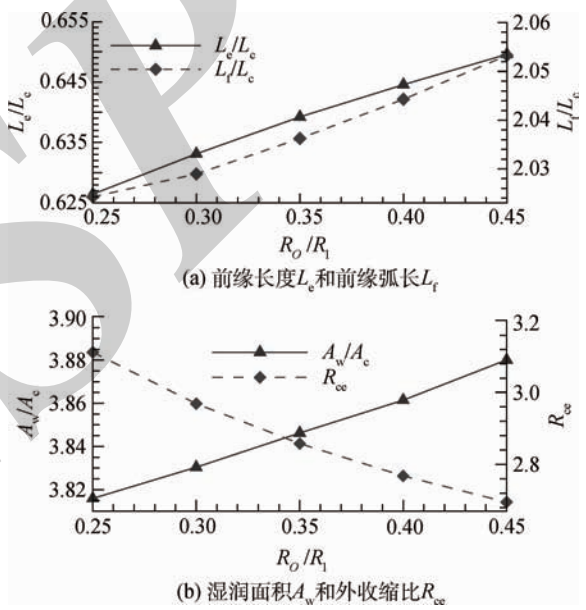


图 9 外压段几何参数随 R_o/R_1 的变化

Fig. 9 Variation of the geometry parameter of external compression segment with R_o/R_1

此外, 从图 9 还可以得知, 当 R_o/R_1 增大时, 进气道的外收缩比单调减小. 这一变化特点也与基准流场的流动特征密切相关: 在直内收缩锥流场中, 越靠近中心体, 气流偏转程度越大, 流线向内收缩越厉害, 因此 R_o/R_1 越小, 外收缩比越大. 如果保证进气道的总收缩比一定, 将捕获型线 FCS 布置地靠近中心体可使内收缩比减小, 从而改善进气道在低马赫数下的起动性能.

采用 MATLAB 程序, 计算得到捕获型线的平均半径随 R_o/R_1 的变化曲线如图 10 所示, 由图可知, 当 R_o/R_1 增大时, 平均半径随之增大, 说明捕获型线离中心体越来越远. 图 11 是根据程序计算得到的不同 R_o/R_1 下进口截面的总压恢复

系数云图,可以看出,该截面上的气动参数呈现等半径分布的特点,这是由基准流场的轴对称特性所决定的,而且 R_o/R_i 越小,总压恢复系数变化梯度越大且整体数值越小.

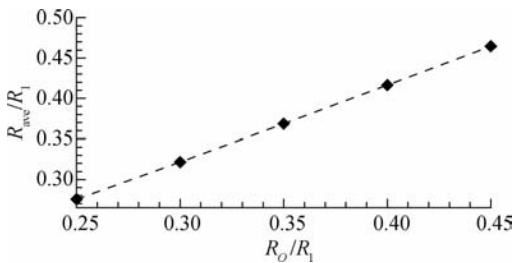


图 10 平均半径随 R_o/R_i 的变化

Fig. 10 Variation of average radius with R_o/R_i

图 12 给出了进口截面上两个性能参数随 R_o/R_i 的变化曲线,可见,当 R_o/R_i 从 0.25 变化至 0.45 时,外压段的压比降低了 25.56%,而总压恢复系数则上升了 15.80%. 根据基准流场的结构特点可知,其入射激波是一道弯曲激波,离中心体越近,激波强度越强,总压损失越大,而进口截面位于反射激波之前,气流在外压段内仅受到入射激波和等熵波的压缩,其中等熵压缩量与前缘长度有关,而 R_o/R_i 的改变对前缘长度影响不大,占主导作用的是入射激波的压缩,因此 R_o/R_i 越小,外压段的压比越大,总压恢复系数越小.

进一步地,对比图 10 与图 12 还可以看出,随着 R_o/R_i 的增大,平均半径与总压恢复系数的

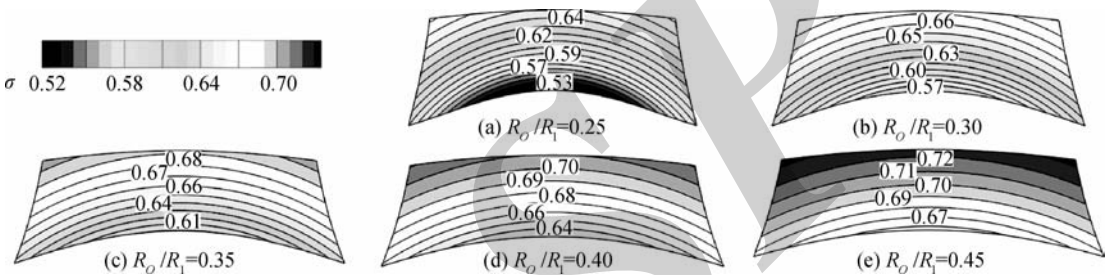


图 11 不同 R_o/R_i 下进口截面总压恢复系数云图

Fig. 11 Contour of total pressure recovery coefficient on the entrance section with different R_o/R_i

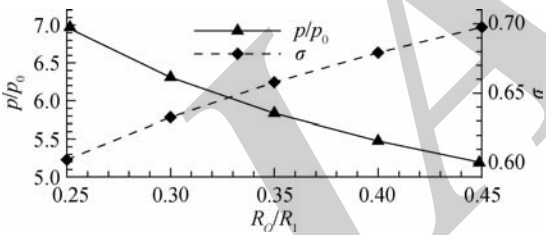


图 12 外压段性能参数随 R_o/R_i 的变化

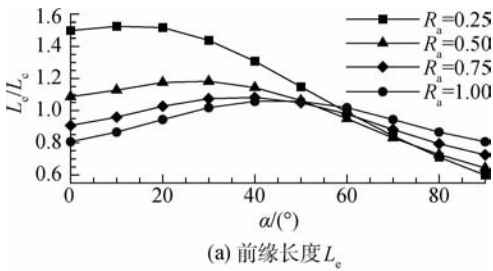
Fig. 12 Variation of the performance parameter of external compression segment with R_o/R_i

变化规律保持一致,这是因为外压段的总压损失仅来自入射激波,当 R_o/R_i 增大时,平均半径增大,反映捕获型线整体远离中心体,对应入射激波强度减弱,相应的总压恢复系数就高.由此说明可采用平均半径来评价总压恢复系数.

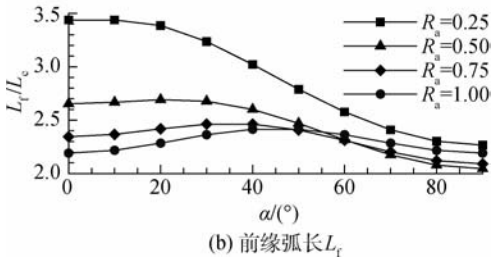
2.4 旋转角 α 的影响

在研究旋转角 α 的影响规律时,取中心距 $R_o/R_i=0.4$. 考虑到整个基准流场和矩形的对称性, α 只需在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 的范围内变化,所有的位置都可被包括在内. 图 13 给出了外压段的几何参数随旋转角的变化曲线,可以看到外压段的长度、弧长、湿润面积及外收缩比等几何参数随旋转角并

非单调变化的,而是存在一个极大值点. 由于宽高比可能会影响这些极大值点对应的旋转角,因此本文选取了几组不同的宽高比进行对比. 而且考虑到矩形的特殊性,宽高比为 $k, \alpha=\alpha_1$ 的矩形旋转 90° 后与宽高比为 $1/k, \alpha=90-\alpha_1$ 的矩形实质上是完全一样的(如 $R_a=2, \alpha=90^\circ$ 和 $R_a=0.5, \alpha=0^\circ$),故本文仅选择宽高比 $R_a \leq 1$ 的矩形进行对比.



(a) 前缘长度 L_e



(b) 前缘弧长 L_f

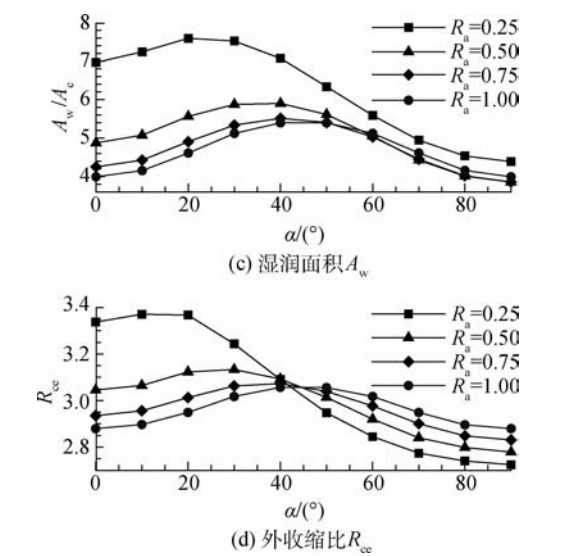


图 13 不同宽高比下外压段的几何参数随 α 的变化
Fig. 13 Variation of the geometry parameters of external compression segment with α at different aspect ratio

通过比较可以看出,在相同的宽高比下,外压段的长度、弧长、湿润面积与外收缩比等几何参数的极大值点所对应的旋转角 $\alpha_{\max}$ 基本相同,而且随着宽高比的增大, $\alpha_{\max}$ 也不断增大,当宽高比为 1.0 时, $\alpha_{\max} = 45^\circ$. 另外,对这些几何参数来说,宽高比越小时,各参数随旋转角的变化幅度越大,例如,宽高比为 0.25 时,前缘长度的最小值相对于最大值缩短了 60.75%,而宽高比为 1.0 时仅缩短了 23.74%.

图 14 与图 15 为不同宽高比下平均半径及外压段性能参数随旋转角的变化曲线. 结合两者可以发现,同一宽高比下平均半径与总压恢复系数的变化规律保持一致,再次证实了采用平均半径来评价总压恢复系数是可取的. 此外,通过对比还可以发现,随着旋转角的增大,压比与前缘长度表现出一致的变化趋势. 这是因为在捕获型线的中心距确定时,入射激波对气流的压缩量基本确定,

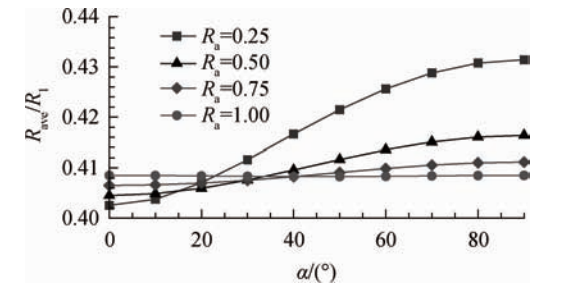


图 14 不同宽高比下平均半径随 α 的变化
Fig. 14 Variation of average radius with α at different aspect ratio

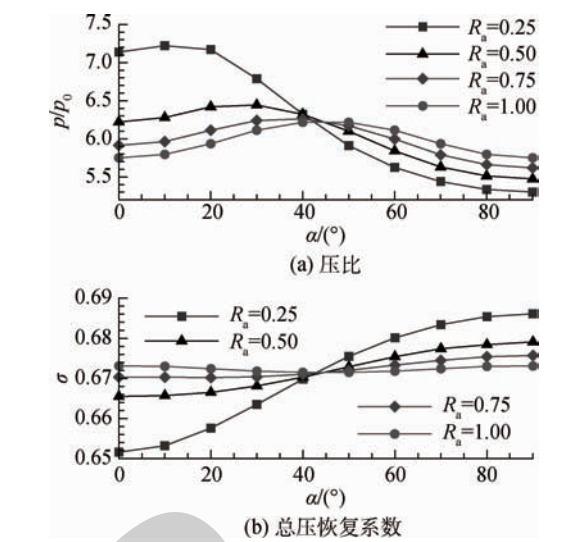


图 15 不同宽高比下外压段性能参数随 α 的变化
Fig. 15 Variation of the performance parameters of external compression segment with α at different aspect ratio

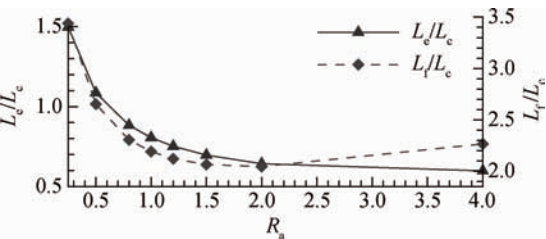
改变旋转角,前缘长度会发生变化,前缘越长,气流受到的等熵压缩越多,因此在前缘长度极大值点所对应的旋转角 $\alpha_{\max}$ 下,压比也最高.

根据旋转角对外压段各参数的影响规律可知,对应于每一个宽高比,都存在 $\alpha_{\max}$ 使得压比最高,但此时的前缘长度、弧长与湿润面积也都最大,这对于进气道的设计是不利的,因此在实际应用中,应综合考虑这些几何参数与性能参数,选取适当的旋转角.

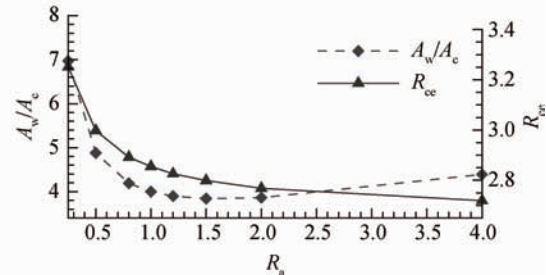
2.5 宽高比 R_a 的影响

在研究宽高比 R_a 的影响时,取中心距 $R_o/R_1 = 0.4$, 旋转角 $\alpha = 0^\circ$. 图 16 为外压段几何参数随宽高比的变化曲线,可见前缘长度、弧长、湿润面积和外收缩比起初均随宽高比的增加而急剧减小,当宽高比大于 1.0 后,这 4 个几何参数的减小程度变缓,而且在宽高比大于 2 后,前缘弧长和湿润面积略有增加. 根据前面所述, $R_a = 4.0, \alpha = 0^\circ$ 和 $R_a = 0.25, \alpha = 90^\circ$ 的两个矩形是完全一致的,因此,从图 13 也能看出宽高比大于 2.0 后, L_f 和 A_w 略有增加的变化特点.

同样给出外压段性能参数随宽高比的变化曲线如图 17 所示,当宽高比小于 1.0 时,宽高比的改变对压比和总压恢复系数的影响很大,而在宽高比大于 1.0 后,这一影响变弱. 从图 16 和图 17 中可以看到,选取宽高比在 1.0~2.0 之间有利于得到较小的前缘长度、弧长与湿润面积,同时能获得较高的总压恢复系数,但是也会带来压比较低



(a) 前缘长度 L_e 和前缘弧长 L_f



(b) 湿润面积 A_w 和外收缩比 R_{ce}

图 16 外压段几何参数随 R_a 的变化
Fig. 16 Variation of the geometry parameters of external compression segment with R_a

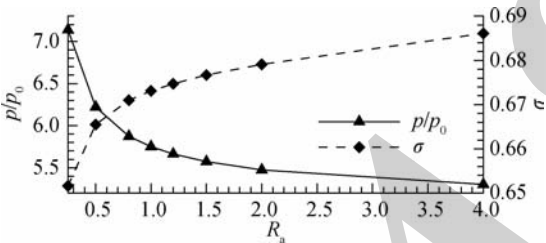


图 17 外压段性能参数随 R_a 的变化
Fig. 17 Variation of the performance parameters of external compression segment with R_a

的问题,因此必须综合考虑,使各指标均满足设计要求。

另外,将矩形的 3 个形状、位置参数对总压恢复系数的影响进行对比,可以发现,当旋转角从 0° 增加至 90° 时(以图 15(b)中 $R_a=0.25$ 的情况为例),总压恢复系数上升了 5.29%;当宽高比由 0.25 增加至 4.0 时(如图 17 所示),总压恢复系数同样增加了 5.29%;而当中心距从 0.25 变化至 0.45 时(如图 12 所示),总压恢复系数则上升了 15.80%,这说明对于矩形捕获型线而言,中心距是影响外压段总压恢复系数的主要参数。

3 不同捕获形状的进气道外压段性能对比

对于内转式进气道来说,其典型的捕获形状除了矩形外,还包括带圆角的矩形及圆形,因此本文还进一步对比了这几种典型捕获形状的外压段性能。

为了保证不同捕获形状的外压段具有可比性

性,本文选取捕获型线的面积 A_c 和形心位置 R_o/R_1 不变,分别为 800 mm^2 和 0.4。此外,选取矩形的宽高比为 1,旋转角为 0° 。图 18 给出了圆角半径与矩形半宽之比 r/a 分别为 0,0.5 和 1.0 时捕获型线与对应的几何模型,当 $r/a=0$ 时,型线为矩形,当 $r/a=1.0$ 时,型线为圆形。

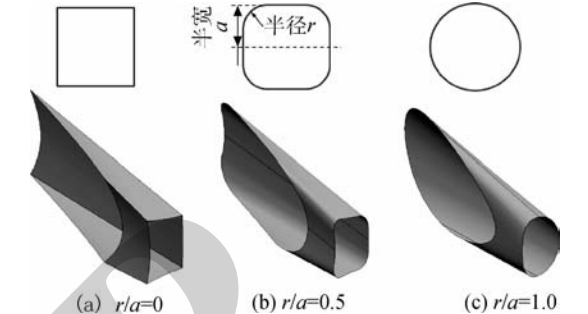
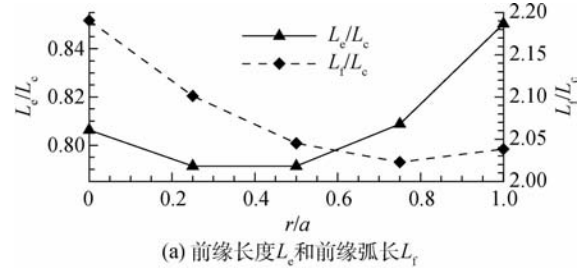
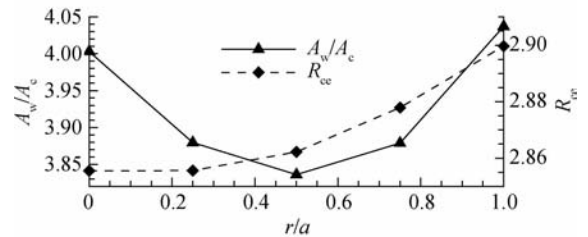


图 18 不同 r/a 下的外压段模型
Fig. 18 Models of external compression segment at different r/a

图 19 与图 20 分别为外压段几何及性能参数随 r/a 的变化曲线。从图中可以看出,随着 r/a 的增大,前缘长度与湿润面积均呈现出先减小后增大的变化特点,在 r/a 为 0.5 附近时,前缘长度与湿润面积取值较小。而前缘弧长开始随 r/a 的增大而减小,但在接近 1.0 时又稍有增加,外收缩比则随 r/a 的增大不断减小。进一步观察性能参数变化曲线可以发现,当 r/a 从 0 变化到 1.0 时,压比单调增加,总压恢复系数单调减小,但两者整体变化幅度不大。总的来说看,由 r/a 所引起的捕获



(a) 前缘长度 L_e 和前缘弧长 L_f



(b) 湿润面积 A_w 和外收缩比 R_{ce}

图 19 外压段几何参数随 r/a 的变化曲线
Fig. 19 Variation of the geometry parameters of external compression segment with r/a

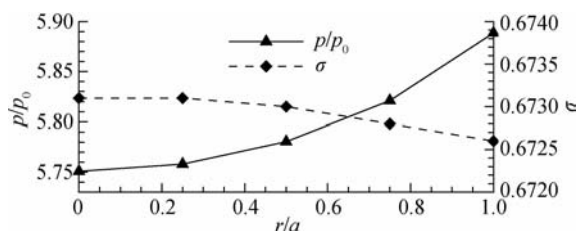


图20 外压段性能参数随 r/a 的变化曲线

Fig. 20 Variation of the performance parameters of external compression segment with r/a

型线的改变对外压段几何与性能参数的影响不大,适当采用倒圆之后的捕获型线可以改善矩形型线角区流动状况,还能缩短压缩面的长度及湿润面积。

4 结 论

本文首先构建了一套内转式进气道外压段的设计与性能快速分析程序,然后以直内收缩流场为基准流场,选取典型的FCS形状,研究了其形状、位置参数对进气道外压段几何和气动特性参数的影响规律,主要得到以下结论:

1) 平均半径是可作为评价外压段设计的一个重要几何参数,平均半径越大,反映捕获型线整体上远离中心体,进气道外压段的流动更接近大半径处的流动,内通道入口处的总压恢复系数越高。

2) 对于矩形捕获型线来说,随着中心距的增加,前缘长度、弧长、湿润面积和总压恢复系数单调增加,增压比单调减小。

3) 当矩形捕获型线的旋转角增加时,前缘长度、弧长、湿润面积和增压比存在极大值,极大值所对应的旋转角随宽高比的增加而增加,而总压恢复系数则随旋转角的增加单调增加。

4) 当宽高比小于1.0时,宽高比的改变对外压段各几何和性能参数的影响幅度较大,而在宽高比大于1.0后,这一影响幅度变缓。

5) 在中心距、旋转角和宽高比这3个参数中,中心距对外压段总压恢复系数的影响最为显著。

6) 当捕获型线的中心距与面积不变时,圆角半径对外压段各几何与气动特性参数的影响幅度较小。

参考文献:

[1] Bulman M J, Siebenhaar A. The rebirth of round hypersonic propulsion[R]. AIAA-2006-5035, 2006.

[2] Barkmeyer D E, Starkey R P, Lewis M J. Inverse waverider design for inward turning inlets[R]. AIAA-2005-3915, 2005.

[3] 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, 2006.

[4] Ungewitter R J, Ott J D, Dash S M. Advanced modeling methods for hypersonic scramjet evaluation[R]. AIAA-2006-4578, 2006.

[5] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA-2005-3379, 2005.

[6] 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)

[7] Molder S, Szpiro J. Buseman inlet for hypersonic speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.

[8] Molder S. Internal, axisymmetric, conical flow[J]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1252-1255.

[9] Molder S, Dsouza N. Applicability of hypersonic small-disturbance theory and similitude to internal hyper-sonic conical flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(2): 149-154.

[10] 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.

[11] 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.

[12] Smart M K, White J A. Computational investigation of the performance and back-pressure limits of a hypersonic inlet [R]. AIAA-2002-0508, 2002.

[13] Malo-Molina F J, Gaitonde D V, Kutschenreuter P H. Numerical investigation of an innovative inward turning inlet [R]. AIAA 2005-4871, 2005.

[14] Malo-Molina F J, Gaitonde D V, Ebrahimi H B, et al. Analysis of an innovative inward turning inlet using an Air-JP8 combustion mixture at Mach 7 [R]. AIAA-2006-3041, 2006.

[15] 尤延铖, 梁德旺, 黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 252-256.

YOU Yancheng, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Investigation of internal waverider-derived hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 252-256. (in Chinese)

[16] 尤延铖, 梁德旺. 内乘波式进气道内收缩基本流场研究[J]. 空气动力学报, 2008, 26(2): 203-207.

YOU Yancheng, LIANG Dewang. Investigation of internal compression flowfield for internal waverider-derived inlet

[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2008, 26(2): 203-207. (in Chinese)

[17] 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.

NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)

[18] 南向军,张堃元,金志光. 基于反正切曲线压升规律设计高超内收缩进气道[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(11): 2571-2577.

NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Design of hypersonic inward turning inlets with basic flowfield using arc tangent curve law of pressure rise[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(11): 2571-2577. (in Chinese)

[19] 李永洲,张堃元,王磊,等. 马赫数分布可控的基准流场灵敏度分析与优化设计[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(4): 765-774.

LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Sensitivity analysis and optimization design of basic flowfield with controllable Mach number distribution [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(4): 765-774. (in Chinese)

[20] 左克罗,霍夫曼. 气体动力学[M]. 北京:国防工业出版社, 1984.

[21] Taha A A, Tiwari S N, Mohieldin T O. Validation of fluent CFD code in supersonic flow fields[R]. AIAA-2001-2637, 2001.

[22] Koutsavdis E, Stuckert G. Numerical investigation of the flow characteristic of plug nozzles using fluent[R]. AIAA-2002-0511, 2002.

[23] Allamaprabhu C, Raghunandan B, Morinigo J. Improved prediction of flow separation in thrust optimized parabolic nozzles with fluent[R]. AIAA-2011-5689, 2011.

(编辑:叶 青)