

文章编号: 1000-8055(2014)09-2070-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.09.008

咽式进气道设计工况下性能初步分析

辜天来, 付 磊, 张 帅, 郑 耀

(浙江大学 航空航天学院, 杭州 310027)

摘 要: 介绍了三维内收缩高超声速咽式进气道的设计方法, 开发了相应的设计程序. 在高度为 30 km, 设计马赫数为 5 和攻角为 0° 工况下进行设计, 使用 CFD 模拟技术, 对设计方法和程序进行了验证. 最后采用设计程序, 考虑咽式进气道的设计参数, 即流线追踪出口形状、基准流场压缩角和设计马赫数等, 对比分析了其对咽式进气道设计工况下几何与气动性能的影响. 结果表明: 矩形出口宽高比接近 2 时, 总长、润周面积等几何性能相比较小宽高比时更好. 初步设计可以将压缩角配置在 $8^\circ \sim 12^\circ$ 范围内, 且后压缩角小于前压缩角.

关 键 词: 高超声速飞行器; 三维内收缩; 咽式进气道; 流线追踪; 计算流体力学

中图分类号: V235.213

文献标志码: A

Preliminary analysis of jaws inlet performance under design conditions

GU Tian-lai, FU Lei, ZHANG Shuai, ZHENG Yao

(School of Aeronautics and Astronautics,
Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: The design method of the three-dimensional inward turning hypersonic jaws inlet was introduced. Corresponding design codes were developed. Thereafter, a CFD technology was used to verify this method and the design codes with the generated jaws inlet model under the height of 30 km, design Mach number of 5 and attack angle of 0° , respectively. Finally, geometry and aerodynamic performances of jaws inlet under design conditions affected by the design parameters, such as the streamline tracing outlet profile, the compression angle set of base field and the design Mach number, were compared and analyzed. Result shows that compared with a low aspect ratio, the geometry performance will be better if the aspect ratio of rectangle-outlet approaches 2 with shorter total length and smaller surface area. Moreover, the compression angles should be set between 8° and 12° in preliminary design for relatively better performances, with the latter compression angle smaller than the former.

Key words: hypersonic vehicle; three-dimensional inward turning; jaws inlet; streamline tracing; CFD

高超声速进气道的相关研究一直是高超声速飞行器研制过程中的重点, 美国 NASA 兰利研究中心于 2002 年发布的超燃推进“白皮书”指出仍

需进一步加强进气道的研究^[1]. 有别于传统进气道中气流统一向一侧偏转或向外扩散, 内收缩进气道(inward turning inlet)中气流向中心汇聚.

收稿日期: 2013-06-03

基金项目: 浙江省自然科学基金(Y13E060006)

作者简介: 辜天来(1990—), 男, 湖北孝感人, 博士生, 主要从事高超声速飞行器设计研究.

通讯作者: 张帅(1977—), 男, 江苏南京人, 副教授, 博士, 主要从事高超声速飞行器设计研究. E-mail: shuaizhang@zju.edu.cn

鉴于其良好的综合性能,近年来三维内收缩进气道的设计已经引起越来越多的重视^[2].文献[3]综述了当前的内收缩进气道,将其分为直接流线追踪内收缩进气道、几何过渡变截面内收缩进气道和气动过渡变截面内收缩进气道3种类型;同时分析指出高超声速进气道向三维内收缩进气道方向发展将成为必然趋势,也必将引起高超声速飞行器总体方案的再一次变革.2005年HyCause飞行器验证了内收缩进气道的工作特性^[4];美国下一代高超声速飞行器FALCON^[5]方案已确定采用两侧进气的三维内收缩进气道;2010年美国公布的《技术地平线》报告展示了美国Astrox公司正在设计的两级入轨高超声速飞行器,该飞行器采用了三维内收缩进气道与机体一体化的总体布局方案^[6].目前正在发展的三维内收缩进气道主要包括Busemann^[7],Jaws^[8],REST^[9]以及内乘波式进气道^[10]等.其中Jaws进气道的提出相对较新,公开文献展示的优越性能使得其研究非常值得关注.

Jaws(咽式)进气道由美国空军实验室Malo-Molina等^[8]于2005年提出,研究结果表明这种咽式进气道可比二元矩形截面进气道多捕获20%的来流流量,且保持较低的摩擦阻力,使推进系统推力提高了24.87%.在当前高超声速飞行器推力裕度不足背景下,咽式进气道的设计、性能以及机体一体化具有较高的研究价值.目前仅有少量国内外关于咽式进气道工作进展的公开报道.美国空军实验室的Malo-Molina等^[8, 11-12]提出了咽式进气道的设计方法,采用GASP和GPACT等程序、美国空军和NASA的风洞实验等手段,验证并分析了圆形和矩形出口咽式进气道的性能;将其与应用于HiFIRE-II项目中的Busemann进气道(Scoop进气道)进行了对比;对基于咽式进气道的碳氢燃料超燃冲压发动机设计方案进行了全流道的热态模拟分析.其研究结果表明,圆形出口的咽式进气道具有优于SCOOP进气道的总体性能.美国空军实验室的Crocker^[13]采用AVUS和FDL3DI等程序以及风洞实验,对咽式进气道的设计和边界层修正方法进行了验证.国内南京航空航天大学^[14-16]自2010年左右开始进行三维内收缩进气道的研究,实现并验证了其设计方法,开展了其设计和非设计工况的性能研究,并开展了基于咽式进气道机体一体化的初步研究.概括而言,国内外咽式进气道的相关研究尚属于起步阶段.

作为咽式进气道的初步研究,本文开发咽式进气道设计及其边界层修正的程序,其正确性将通过设计结果的CFD模拟进行验证,确认后的设计程序将用于分析咽式进气道设计工况下的性能.本文将对比咽式进气道的全部设计参数(即设计马赫数、基准流场压缩角和流线追踪出口形状)对咽式进气道的几何、气动和总体性能的影响,分析性能变化的趋势,从而为其概念设计和后续非设计工况的性能分析提供参考.

1 设计方法

咽式进气道的设计采用了流线追踪技术,其设计思路与乘波体设计方法相同,主要分为两个部分^[2]:选择一个合适的已知流场,在流场内选择一个合适的封闭曲线;然后对封闭曲线离散得到系列离散点,根据已知流场的流线进行向前或向后追踪,得到的线族即构成了设计外形的壁面.当考虑壁面的边界层效应时,设计外形需要进行边界层修正.如图1所示,咽式进气道设计使用的基准流场基于4道斜激波面构成,具体设计方法可参考文献[8, 14].此种进气道能够实现对来流先后进行俯仰和偏航方向的双重压缩,具有较高的压缩效率,而在经过压缩后仍然保持原先流动方向.

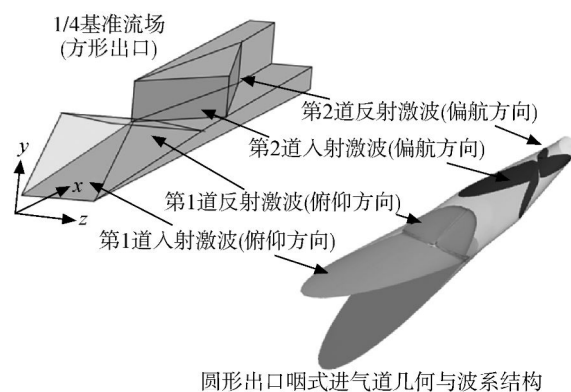


图1 咽式进气道设计使用的基准流场

Fig. 1 Base flow field used in design of jaws inlet

三维内收缩进气道的流场受边界层影响较大,因此必须对无黏设计进行黏性边界层修正.目前常用的边界层修正方法主要有两种:一种是根据平板边界层发展的布拉修斯公式,将边界层厚度折算为气流转折角,常用于二元进气道设计^[17];一种是选取进气道壁面流线,采用含湍流模型计算的二维有限差分方法,计算流线上各处的位移或动量边界层厚度,并将其沿着流线法向叠加修正^[18].本

文采用了第 2 种方法,使用 Cebeci-Smith 一方方程湍流模型进行可压缩边界层的修正,具体方法可参考文献 [15, 18-20],该方法也曾应用于对 REST 进气道进行的三维边界层修正中,并被证明具有很好的效果^[9].图 2 为根据咽式进气道设计方法和 Cebeci-Bradshaw 边界层修正方法而开发的程序流程图,运行该程序可得系列离散点.图 3 显示了使用软件 UG 拟合离散点得到的咽式进气道三维外形.图 4 则对比了圆形出口咽式进气道在边界层修正前后的 CAD 外形比较.

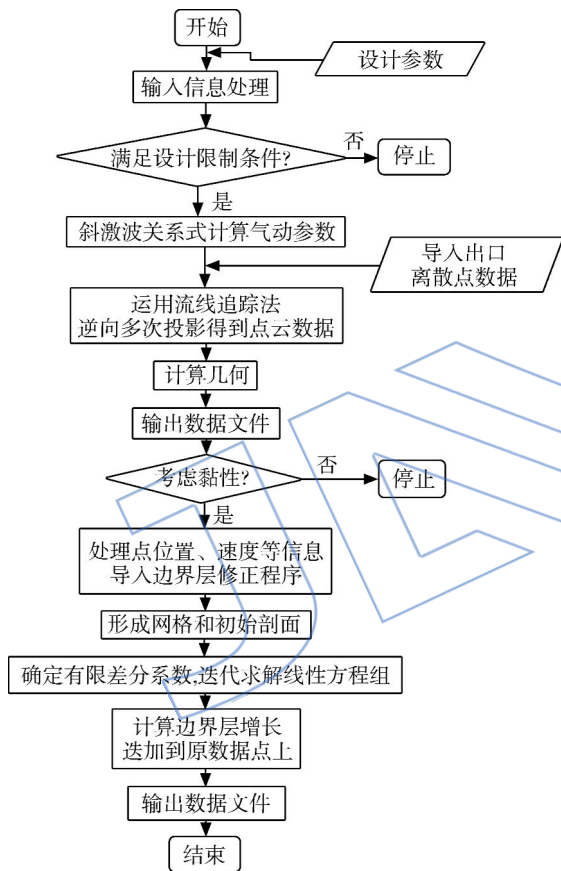
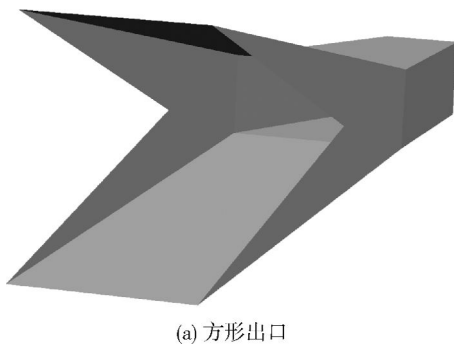
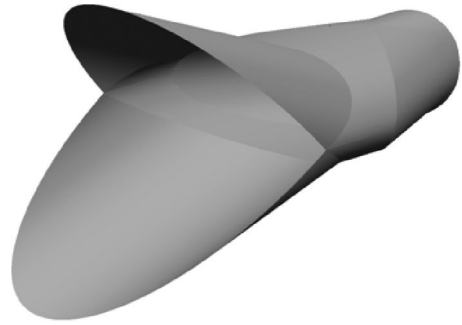


图 2 咽式进气道设计流程图

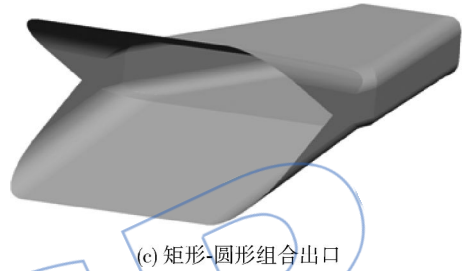
Fig. 2 Flow chart in design of jaws inlet



(a) 方形出口



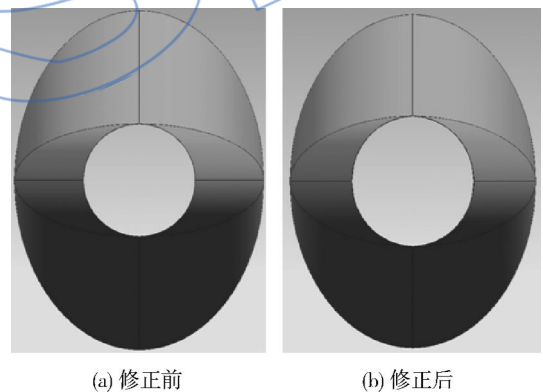
(b) 圆形出口



(c) 矩形-圆形组合出口

图 3 咽式进气道 CAD 模型

Fig. 3 CAD models of jaws inlet



(a) 修正前

(b) 修正后

图 4 边界层修正前后咽式进气道 CAD 外形比较

Fig. 4 Comparison of CAD profiles of jaws inlet before and after boundary layer correction

2 数值验证

为验证设计方法和相应的开发程序,选取设计参数如下:设计马赫数 Ma_1 为 5.0,前、后压缩角 δ_1, δ_2 都为 8° ,出口型面分别为方形和圆形(如图 3(a)和图 3(b)所示),设计并进行 CFD 模拟验证. CFD 模拟中取攻角为 0° ,来流参数根据飞行高度为 30 km 计算.

2.1 数值模拟方案

本文采用 Pointwise 和 Fluent 软件分别进行网格划分和数值求解.为减少计算量,计算域取进气道的 1/4,定义压力远场、压力出口、壁面和对

称等边界条件. 采用隐式定常的时间积分格式和基于密度的求解算法, 有黏时采用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 两方程湍流模型.

如图 5 所示, 经过验证后选定方形出口咽式进气道约为 160 万六面体网格, 对几何转折处和偏航压缩区域进行了加密处理, 同时选取黏性边界层网格 y^+ 在 1 以内. 采用同样的网格尺寸, 圆形出口咽式进气道模拟采用约为 240 万四面体网格. 为对比格式对模拟的影响, 分别采用不同格式对无黏方形出口咽式进气道进行了模拟计算. 以上计算中, 1 阶迎风格式收敛最快, 精度相对最低; 3 阶 MUSCL (monotonic upwind scheme for conservation laws) 格式收敛最慢, 在网格数量较少时精度高于 2 阶迎风格式, 但在网格数量较多时与 2 阶迎风格式计算精度相差不大. 图 6 对比了壁面静压比分布的模拟结果和理论解, 图中 z 表示轴向. 3 种离散格式下各道激波面前的最大相对误差分别为 19.1%, 7.8%, 12.6%. 为兼顾收敛速度和计算精度, 后续计算将统一采用 2 阶迎风格式.

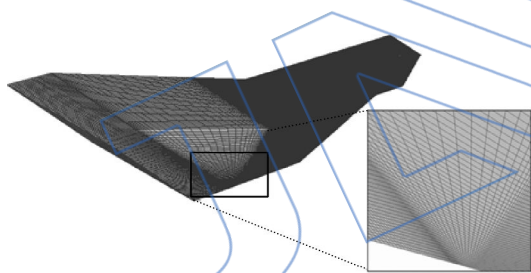


图 5 方形出口咽式进气道网格

Fig. 5 Mesh of square-outlet jaws inlet

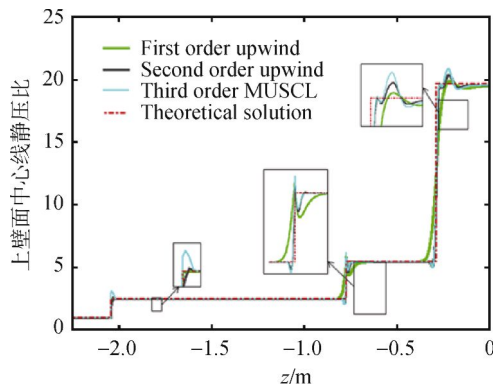


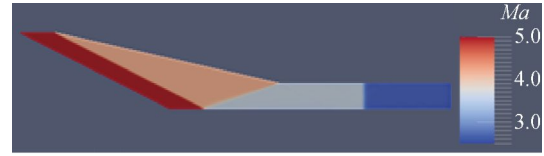
图 6 方形出口咽式进气道上壁面中心线静压比

Fig. 6 Centerline static pressure ratio on up-wall of square-outlet jaws inlet

2.2 设计方法与程序验证

采用上述的数值模拟方案, 对咽式进气道设

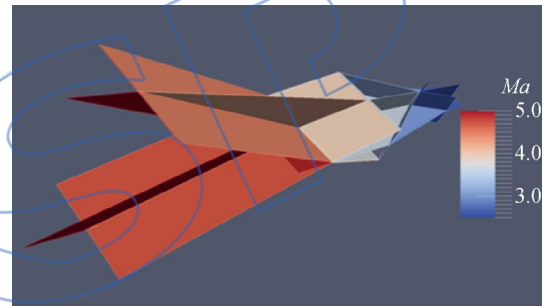
计结果进行了数值模拟. 无黏设计的模拟结果见图 7, 图 7(a)、图 7(b) 和图 7(d) 显示了垂直和水平 2 个对称面的马赫数云图, 图 7(c) 和图 7(e) 为



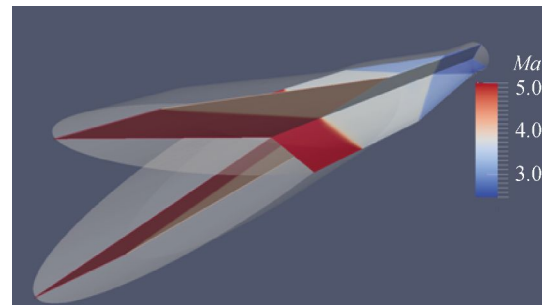
(a) 方形出口垂直对称面马赫数云图



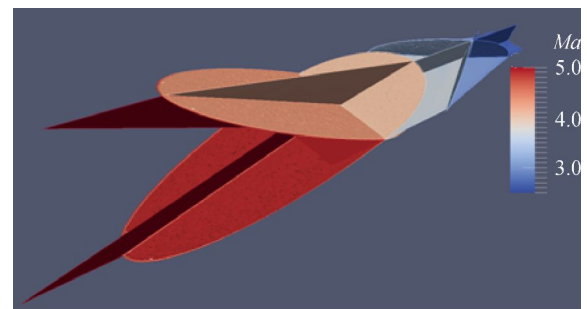
(b) 方形出口水平对称面马赫数云图



(c) 方形出口马赫数等值面 and 对称面马赫数云图



(d) 圆形出口对称面马赫数云图



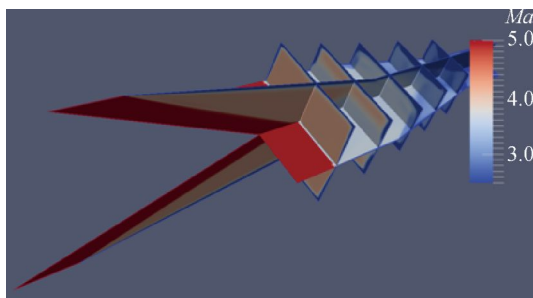
(e) 圆形出口马赫数等值面 and 对称面马赫数云图

图 7 无黏咽式进气道数值模拟结果

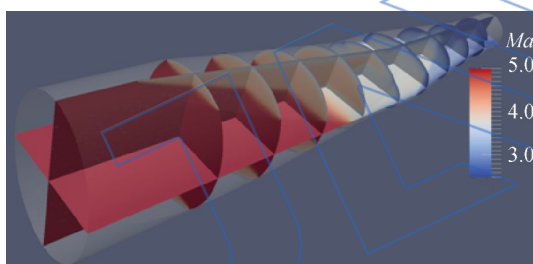
Fig. 7 Numerical simulation results of non-viscous jaws inlet

进气道流场内马赫数的等值面. 观察模拟结果, 可发现4道斜激波面将进气道内流场分为了4个等值区域, 与设计基准流场一致, 从而验证了无黏设计方法和设计程序的准确性.

图8为边界层修正后的模拟结果. 沿进气方向, 图中在咽式进气道内部做了切片, 由马赫数云图可观察到黏性边界层的发展, 与黏性修正预测基本一致; 由图中2个对称面的马赫数云图可见, 咽式进气道主流区域的波系分布与设计基准流场一致. 由此可见边界层修正设计的有效性.



(a) 方形出口对称面和轴向切片马赫数云图



(b) 圆形出口对称面和轴向切片马赫数云图

图8 边界层修正后咽式进气道数值模拟结果

Fig. 8 Numerical simulation results of jaws inlet after boundary layer correction

值得讨论的是, 方形出口的边界层修正方法需要开展进一步的研究. 如图9所示, 气流与进口

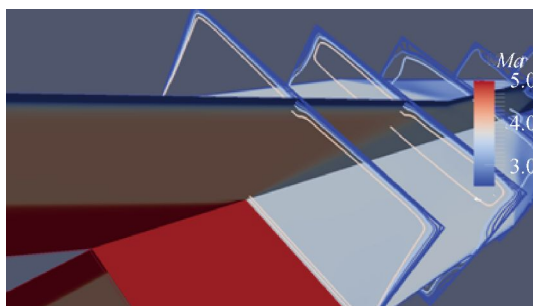


图9 边界层修正后方形出口咽式进气道的局部数值模拟结果

Fig. 9 Local numerical simulation results of square-outlet jaws inlet after boundary layer correction

上、下壁面的接触先于与侧壁面的接触, 因此上、下壁面的边界层厚度大于侧壁面的边界层厚度; 当前的边界层厚度修正均沿各流线的法向进行计算, 拐角处两侧不同边界层厚度的影响还无法加以考虑.

3 设计参数分析

咽式进气道设计过程中, 设计参数共4个, 即设计马赫数 Ma_1 、流线追踪出口形状和基准流场前、后压缩角 (δ_1, δ_2). 其中, 出口形状决定了咽式进气道的外形特征, 如图3所示; 压缩角配置决定了基准流场的特性, 从而决定了咽式进气设计工况下的气动和总体性能, 如出口马赫数 Ma_2 、升阻比、增压比 Π 、静温比 φ 、总压恢复系数 σ 、压缩效率 η 等; 设计马赫数则主要影响咽式进气道的起动性能. 此外, 4个设计参数共同影响着咽式进气道的几何特征, 如总长 L 、总高 H 、总宽 W 、截面形状和润周面积 A_s 等.

为方便对比分析, 文中取方形和圆形2种典型出口形状, 并定义出口面积 A_2 恒定为 31416 mm^2 , 以保证在同一设计基准流场时具有相同的气流捕获量. 此外, 如无说明, 前、后压缩角都为 8° , 设计马赫数为 5.0.

3.1 设计马赫数

不同出口形状受设计马赫数的影响相似, 本文以方形出口为例, 考虑不同设计马赫数对咽式进气道性能的影响, 结果见表1.

表1 设计马赫数对性能的影响

Table 1 Effects of design Mach number on performance

参数	$Ma_1 = 5$	$Ma_1 = 6$	$Ma_1 = 7$
L/mm	2042.42	2616.13 (+28.09%)	3205.07 (+56.93%)
W/mm	394.78	446.54 (+13.11%)	495.08 (+25.41%)
H/mm	533.79	643.28 (+20.51%)	760.29 (+42.43%)
A_i/mm^2	210733.14	287259.57 (+36.31%)	376409.12 (+78.62%)
A_s/mm^2	2170546.59	3043525.98 (+40.22%)	4039062.83 (+86.09%)
C_r	6.71	9.14 (+36.21%)	11.98 (+78.54%)
Ma_2	2.68	3.05 (+13.81%)	3.36 (+35.45%)

续表

参数	$Ma_1=5$	$Ma_1=6$	$Ma_1=7$
η	0.92	0.90 (-2.22%)	0.88 (-4.44%)
Π	19.62	30.44 (+55.15%)	45.47 (+131.75%)
φ	2.46	2.87 (+16.67%)	3.32 (+34.96%)
σ	0.84	0.76 (-9.52%)	0.68 (-19.05%)

注: A_1 为进口面积, C_r 为收缩比, 括号内为相对于 $Ma_1=5$ 的各参数增量百分比。

结果分析可知,设计马赫数增加后,无黏理想压缩效率降低;总压恢复系数呈线性下降趋势;其他几何和气动性能则呈现上升趋势,尤其以出口马赫数、静温比和增压比的增长为剧,其他则基本上为线性增长。设计马赫数对咽式进气道一维几何参数中的总长影响最大,而总宽对其最不敏感;二维几何参数中,润周面积和进口面积有较大的增长。

由此可知,设计马赫数增长后,来流的冲压效果增强,压差阻力和摩擦阻力将随压力和润周面积的增大而加剧,从而降低咽式进气道的压缩效率;同时,增大的收缩比表明起动机性能随之恶化。

3.2 出口形状

当压缩角配置和出口面积相同时,不同的出口形状设计得到的咽式进气道,其设计工况下的气动和总体性能相同。因此,下文将集中于几何特性的分析;值得注意的是,虽不在本文讨论范围之内,不同的几何外形和参数也将影响黏性状态下的气动和总体性能。

首先,考虑典型的方形和圆形出口对咽式进气道设计的影响。分析咽式进气道的设计基准流场,可知压缩角配置确定后,咽式进气道的总高和总宽分别由出口形状的高和宽决定,其相对增量分别由俯仰和偏航方向的压缩角决定。面积相同的条件下,圆形出口直径是方形出口宽度或高度的 $2/\sqrt{\pi}$ 倍,因此圆形出口相比方形出口的宽度更宽、高度更高;当 2 个压缩角均为 8° 时,将圆形出口和方形出口所得的总高和总宽进行对比,其相对增量应相等。同时,咽式进气道在俯仰和偏航方向的长度,分别与总高和总宽的增量成正比。由表 2 可知,圆形出口设计所得总长、总高和总宽均增加了 12.84%;而 2 种出口设计所得进口面积和

收缩比完全相同。由此可知,在压缩角配置和出口面积相同时,方形出口设计的几何尺寸相对更优。

表 2 不同出口形状设计咽式进气道几何参数对比

Table 2 Comparison of geometry parameters between different outlet profiles designs of jaws inlet

参数	方形出口	圆形出口
L/mm	2042.42	2304.62(+12.84%)
W/mm	394.78	445.46(+12.84%)
H/mm	533.79	602.32(+12.84%)
A_s/mm^2	2170645.59	2050718.82(-5.52%)
A_1/mm^2	210733.14	210733.14
C_r	6.71	6.71

注:括号内为圆形出口相对于方形出口各参数增量百分比。

其次,进一步考虑更为一般的出口形状。取宽高比 w/h 为 $1: \frac{1}{3}$, $1: \frac{1}{2}$, $1: 1$, $1: 2$ 和 $1: 3$ 的矩形出口,其设计结果的对比见图 10 和图 11。以上 5 种宽高比出口形状的咽式进气道中,随着宽高比的增大,总宽和总高分别呈递增和递减趋势,而以 $1: \frac{1}{2}$ 宽高比矩形出口形状的总长最短、润周面积最小。类似分析可用于椭圆、椭圆-矩形组合等出口形状。由上述分析可知,在气流捕获量相同时,可根据设计程序初步选择最优的出口形状。

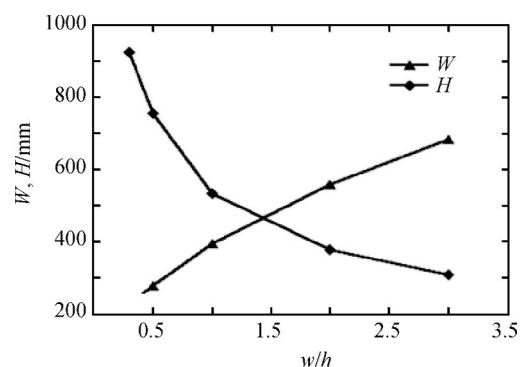


图 10 变出口形状对总宽和总高的影响

Fig. 10 Effects of different outlet profiles on total width and total height

以上分析中,出口形状的中心轴位于设计基准流场的水平对称面,出口形状的位置对设计性能的影响将在今后的研究中开展。

3.3 压缩角配置

压缩角配置决定了咽式进气道的设计基准流场,进而影响其各项几何和气动性能指标。本文选

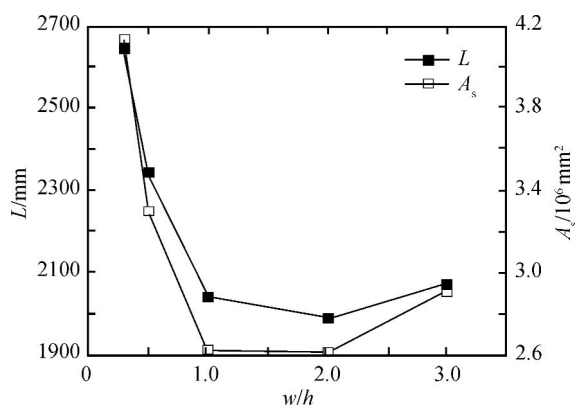


图 11 变出口形状对总长和润周面积的影响

Fig. 11 Effects of different outlet profiles on total length and surface area

取前后压缩角 δ_1, δ_2 在 $6^\circ \sim 16^\circ$ 范围内变化, 对结果进行对比分析。

图 12 表明方形出口咽式进气道的总宽随 δ_2 和 δ_1 的增大分别增加和减少; 且由于 δ_1 决定来流的俯仰压缩, 进入偏航压缩的马赫数等气流参数受 δ_1 确定, 在 δ_1 逐渐变大时 δ_2 继续变大对总宽的影响趋于平缓。总高仅由俯仰压缩段决定, 随 δ_1 的增大呈线性增长趋势, 与 δ_2 无关。如图 13 所示, 总长受到 2 个压缩角的综合影响, 压缩角越大则总长越短, 且压缩角较大时相应的总长变化尺度会更大; 较小的前压缩角 δ_1 下, 随 δ_2 增大总长会出现最大值。

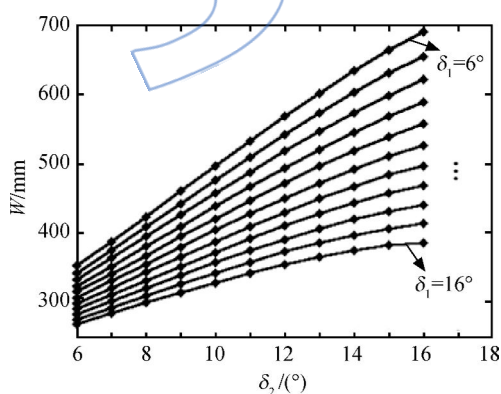


图 12 总宽随压缩角的变化

Fig. 12 Total width along with changes of compression angle

不同压缩角配置下咽式进气道的进口面积变化如图 14, 从图中可以看出, 确定 δ_2 时随着 δ_1 增大, 进口面积有先增加后减少的趋势, 在较大 δ_2 时更为明显。

工程上通常以收缩比来初步估计进气道的起动性能, 而咽式进气道的进口面积与收缩比直接

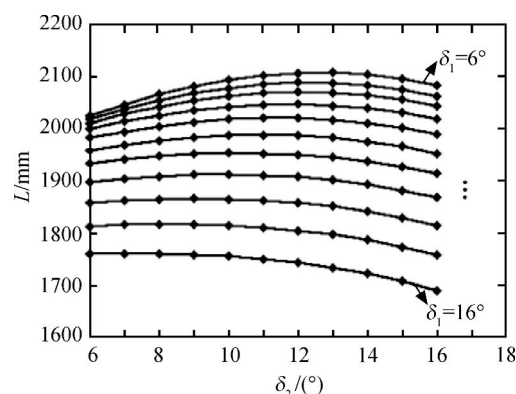


图 13 总长随压缩角的变化

Fig. 13 Total length along with changes of compression angle

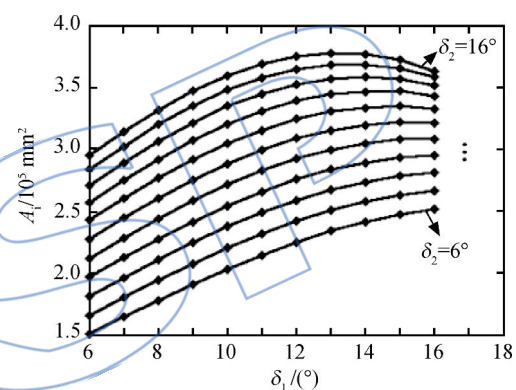


图 14 进口面积随压缩角的变化

Fig. 14 Inlet area along with changes of compression angle

相关, 在所讨论的压缩角配置下咽式进气道的收缩比变化范围在 4~14 之间。理论上有进气道起动和自起动最大收缩比限制。在 $Ma = 5$ 时, 一维等熵流理论计算得到的进气道起动最大收缩比^[21]为 25, Kantrowitz 限制自起动最大收缩比^[22]为 1.543。由此可见, 设计工况下咽式进气道均处于起动范围, 但达不到自起动要求。

图 15 中, 较大的压缩角配置对应了较大的咽式进气道润周面积, 但是在较大 δ_1 时, 随着 δ_2 增大, 润周面积的增加趋势会减缓。

随着配置压缩角的增大, 所产生激波的强度会增加, 激波后马赫数减小, 从而出口马赫数和压缩效率均会减小, 两者变化趋势一致, 如图 16 所示, 且近似为线性变化。

图 17~图 18 显示, δ_1, δ_2 增大时, 增压比、静温比的变化一致, 均呈现上升趋势, 但在 δ_1 较大时, 随着 δ_2 增大, 增压比上升趋势更甚。

如图 19 所示, 压缩角越小则总压恢复系数越低, 较小压缩角配置下总压恢复系数则保持在了

0.7 以上. 从趋势上看, δ_1 较小时, 随 δ_2 增大总压恢复系数会下降更快; 相反 δ_2 较大时, 随 δ_1 增大总压恢复系数会下降更快.

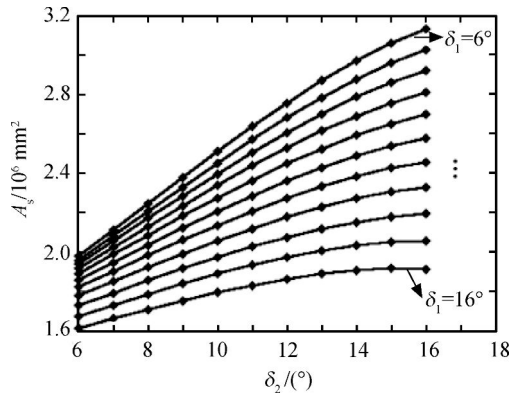


图 15 润周面积随压缩角的变化

Fig. 15 Surface area along with changes of compression angle

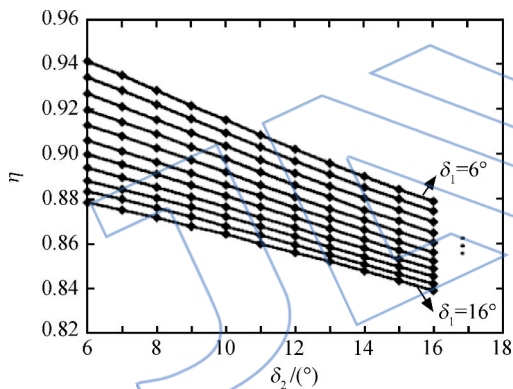


图 16 压缩效率随压缩角的变化

Fig. 16 Compression efficiency along with changes of compression angle

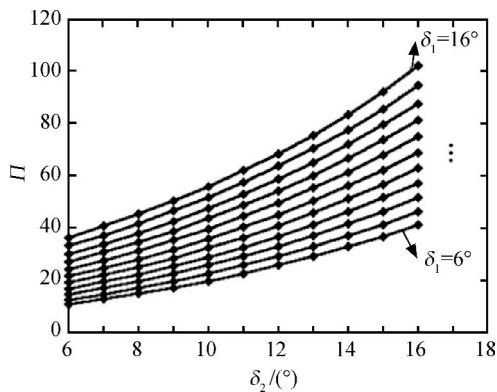


图 17 增压比随压缩角的变化

Fig. 17 Pressure ratio along with changes of compression angle

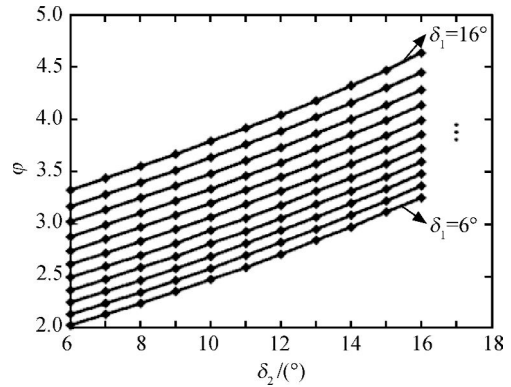


图 18 静温比随压缩角的变化

Fig. 18 Static temperature ratio along with changes of compression angle

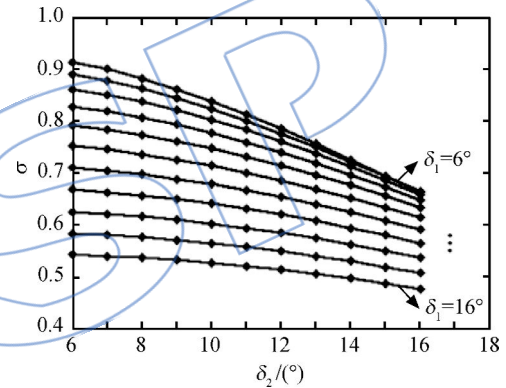


图 19 总压恢复系数随压缩角的变化

Fig. 19 Total pressure recovery coefficient along with changes of compression angle

4 结 论

作为初步研究, 本文开发了咽式进气道的设计程序, CFD 数值模拟验证了其正确性. 采用设计程序, 对咽式进气道的设计工况下的性能进行了分析, 结论如下:

1) 提高设计马赫数可以增加进气量, 增大静温比和增压比, 有利于发动机的后续燃烧; 但同时也带来总体尺寸的较大增长, 引起整机质量增加, 阻力上升, 气动性能下降.

2) 从不同宽高比矩形出口咽式进气道的设计性能对比中发现, 宽高比接近 $1 : \frac{1}{2}$ 时, 总长、润周面积等几何性能更好, 随之摩擦阻力等气动性能也会相应提高; 可考虑结合矩形和椭圆出口的各自优缺点做外形的优化设计.

3) 压缩角配置决定了咽式进气道的基准流场, 因此有必要在设计之初对各压缩角配置下的

性能进行对比和筛选. 本文分析中初步确定压缩角在 $8^{\circ} \sim 12^{\circ}$ 之间且后压缩角略小于前压缩角的配置下, 咽式进气道各项性能相对更优.

咽式进气道作为三维内收缩进气道的一种, 设计简单, 设计原理与二元进气道相同, 因而可借鉴二元进气道相关的大量研究结论. 后续将采用 CFD 技术, 开展非设计工况下咽式进气道的性能分析, 如低马赫数起动和高背压再起起动等. 进而考虑前体/进气道的一体化, 对基准流场进行再设计和优化的研究.

参考文献:

- [1] Drummond J P, Cockrell C E, Jr., Pellett G L, et al. Hypersonic airbreathing propulsion: an aerodynamics, aerothermodynamics, and acoustics competency white paper [R]. NASA/TM-2002-211951, 2002.
- [2] Billing F S, Kothari A P. Streamline tracing: technique for designing hypersonic vehicles [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 465-471.
- [3] 尤延铖, 梁德旺, 郭荣伟, 等. 高超声速三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计研究评述 [J]. 力学进展, 2009, 39(5): 513-525.
YOU Yancheng, LIANG Dewang, GUO Rongwei, et al. Overview of the integration of three-dimensional inward turning hypersonic inlet and waverider forebody [J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(5): 513-525. (in Chinese)
- [4] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview [R]. AIAA-2005-3253, 2005.
- [5] Elvin J D. Integrated inward turning inlets and nozzles for hypersonic air vehicles, US, 7866599 B2 [P]. 2011-01-11.
- [6] Kothari A P, Livingston J W, Tarpley C, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space [R]. AIAA-2010-8905, 2010.
- [7] Moelder S. Internal, axisymmetric, conical flow [J]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1252-1255.
- [8] Malo-Molina F J, Gaitonde D V, Kutschenreuter P H, et al. Analysis of an innovative inward turning inlet with hydrocarbon fuel at Mach 7 [R]. Orlando, Florida; 16th Annual Thermal and Fluids Analysis Workshop, 2005.
- [9] 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.
- [10] You Y C, Liang D W. Design concept of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet [J]. Science in China: Technological Sciences, 2009, 52(7): 2017-2028.
- [11] Malo-Molina F J, Gaitonde D V, Ebrahimi H. Scramjet combustor analysis integrated to an innovative inward turning inlet [R]. AIAA-2008-4577, 2008.
- [12] Malo-Molina F J. Numerical study of innovative scramjet inlets coupled to combustors using hydrocarbon-air mixture [D]. Atlanta, US; Georgia Institute of Technology, 2010.
- [13] Croker C B. On the design of hypersonic inward-turning inlets [R]. Colombia, US; 3rd Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, 2007.
- [14] 董昊. 高超声速咽式进气道流场特性和设计方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
DONG Hao. Study of hypersonic jaws inlet flow field characteristics and design method [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [15] 孙晓玲. 内收缩高超声速进气道附面层修正研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
SUN Xiaoling. Study of boundary layer correction in hypersonic inward turning inlet [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [16] 向先宏. 基于三维内收缩进气道的高超声速飞行器一体化概念设计 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
XIANG Xianhong. Conceptual study on integrated design of hypersonic vehicles based on three-dimensional inward turning inlet [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [17] 陈懋章. 粘性流体动力学基础 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [18] Cebeci T, Bradshaw P. Physical and computational aspects of convective heat transfer [M]. Berlin, Germany: Springer-Verlag, 1984.
- [19] 董昊, 王成鹏, 程克明. 设计参数及附面层修正对“咽”式进气道性能的影响 [J]. 推进技术, 2010, 31(3): 255-269.
DONG Hao, WANG Chengpeng, CHENG Keming. Effect of design parameters and boundary layer correction on performance of jaws inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 255-269. (in Chinese)
- [20] 陈栋梁. 流线追踪 Busemann 进气道粘性修正方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
CHEN Dongliang. Study of viscous correction method in streamline tracing Busemann inlet [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)
- [21] 王成鹏, 程克明. 高超进气道临界启动特征 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 997-1002.
WANG Chengpeng, CHENG Keming. Critical starting characteristics of hypersonic inlets [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 997-1002. (in Chinese)
- [22] Kantrowitz A, Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffuser [R]. NACA Wartime Report L-713, 1945.