

文章编号: 1000-8055(2012)11-2484-08

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

李永洲, 张堃元, 南向军

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 提出了一种高超声速内收缩进气道设计方法. 在壁面马赫数分布规律给定的前提下, 通过有旋特征线法反设计出轴对称基准流场, 采用流线追踪技术来生成进气道的无黏型面并通过黏性修正得到进气道最终构型. 对相同约束条件下设计的几种典型马赫数分布规律的基准流场进行对比分析, 选取了反正切马赫数分布规律设计基准流场进而生成一种圆形进口的高超声速内收缩进气道, 数值仿真结果显示: 这种进气道具有良好的流量捕获特性和较高的压缩效率, 表明提出的设计方法可行, 拓宽了基准流场的选择范围, 值得进一步深入研究.

关 键 词: 高超声速进气道; 内收缩进气道; 马赫数分布规律; 设计方法; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design of hypersonic inward turning inlets base on concept of controllable Mach number distribution

LI Yong-zhou, ZHANG Kun-yuan, NAN Xiang-jun

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A method has been devised for the design of hypersonic inward turning inlets. On condition that the Mach number distribution along the surface has been given, this method applied the rotational method of characteristics to design the basic axisymmetric flowfield and applied stream tracing techniques to generate an inviscid configuration, and then, designed final inlets with viscous correction. Several categories of typical basic flowfield designed under the same constraint were analyzed comparatively. The hypersonic inward turning inlets with circular shape intake were designed using the basic flowfield of arc tangent Mach number distribution. The numerical simulation results indicate that the category of inlets has good mass capture ratio and compression efficiency. This design method is feasible and extends the scope of basic flowfield, so it deserves further investigations.

Key words: hypersonic inlet; inward turning inlet; Mach number distribution; design method; numerical simulation

以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速
飞行一直是世界各国航空航天研究者追求的目

标. 高超声速进气道作为超燃冲压发动机的关键
部件, 其正常和高效的工作直接关系着推进系统

收稿日期: 2011-11-21

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.013.html>

基金项目: 国家自然科学基金(90916029)

作者简介: 李永洲(1984—), 男, 宁夏固原人, 博士生, 主要研究方向为高超声速推进技术.

的性能. 上世纪六十年代以来, 国内外研究者对以 Busemann 进气道^[1-3]为代表的高超内收缩进气道开展了大量研究工作. 研究表明: 这类进气道具有捕获流量高、压缩效率较高、浸润面积小及适应性广等优点.

1942 年德国空气动力学家 Busemann 就提出了内锥型流场概念, 该流场由马赫波和结尾锥形激波共同完成压缩, 称之为“基准 Busemann 流场”. 1966 年, 加拿大 Mölder 等^[4]开始对基准 Busemann 流场进行研究, 它的控制方程为 Taylor-Maccoll 方程, 发现除了外锥形流和内锥形流外, 还有 ICFA (internal conical flow “A”) 和 ICFB (internal conical flow “B”) 流场满足该方程^[4]. 但是, 基准 Busemann 进气道也存在压缩面过长和起动困难的缺点. 适当截短压缩面^[5]可以减小黏性损失, 采用流线追踪技术^[6]减小内收缩比可以改善起动性能. 除了 Busemann 流场, 研究人员对其它类型的基准流场也进行了积极地探索. Matthews 等^[7]利用特征线法得到了等压力和等楔角轴对称基准流场. Barkmeyer 等^[8]基于喷管流场设计了一种出口为均匀流的新型基准流场, 该流场横截面内具有均匀的压力分布. O’Brien^[9]研究了 2 次、3 次和 4 次曲线为母线生成的轴对称流场的波系结构及总体性能. Smart^[10]以倒置等熵喷管流场为基准流场, 采用截面渐变函数光滑处理 3 个进气道型面得到矩形转椭圆进气道. 尤延铨等^[11]利用特征线方法计算了直母线锥基准流场并设计了内乘波进气道. 贺旭照等^[12]研究了基于逆置等熵轴对称喷管的三维内收缩进气道的设计方法. 近来, 南向军等^[13]研究了一种壁面压升规律可控的高超内收缩进气道反设计方法并对其进行了数值和实验研究^[14]. 各种类型内收缩进气道的设计过程类似, 首先根据某种方法设计出基准流场, 然后采用流线追踪/截面渐变技术得到内收缩进气道无黏型面后进行黏性修正. 目前轴对称基准流场的绝大部分设计是正向设计, 可控性较差; 壁面压升规律可控的方法作为一种初步的反设计方法, 通过调整压升规律可以实现高效的内收缩进气道设计, 从而拓宽了基准流场的选择范围. 在以上工作的基础上, 同时受到超声速管道设计中等马赫数分布规律的启发, 加之进气道设计中对出口马赫数有一定要求以满足燃烧室需要, 因此本文提出了一种给定沿程马赫数分布规律来设计基准流场的新方法. 根据该方法以期得到满足燃烧室进口马赫数要求的

理想分布规律的高性能基准流场, 从而为高超内收缩进气道的设计奠定良好的基础. 从气动原理上讲, 静压和马赫数并非简单的线性关系, 因此在马赫数分布规律研究的基础上, 分析其对应的压升规律可以进一步加深对压升分布规律的认识. 本文给出了基于马赫数分布规律可控轴对称基准流场的高超内收缩进气道完整的设计方法, 在比较了几种典型的马赫数分布规律基础上选取了反正切马赫数分布规律完成圆形进口内收缩进气道的设计和性能评估.

1 马赫数分布可控基准流场的设计

1.1 基准流场的设计方法

特征线法 (method of characteristic, MOC) 作为无黏超声速流场的一种精确解法, 计算效率高且计算过程相对简单. 本文研究的基准流场是二维轴对称, 全场超声速流动, 因此可以采用特征线法来设计新型基准流场, 运用了激波过程、内点过程和固壁过程且激波下游为定常等熵有旋流场^[15], 然后根据给定的壁面沿程马赫数分布逐点算出壁面的空间坐标生成壁面型线. 为了防止入射激波在对称轴上转捩为马赫反射, 通过在对称轴位置加上圆柱形中心体以产生稳定的正规反射^[16]. 当给定来流条件、马赫数分布规律及几何边界条件后便可以采用特征线法求解得到轴对称基准流场, 因此基准流场设计参数包括: 进口马赫数 Ma_i 、进口半径 R_i 、前缘压缩角 δ 、马赫数分布规律 $Ma(x)$ 和中心体半径 R_c . 以反正切马赫数分布规律 (式 (1)) 为例进行具体说明, 设计参数见表 1.

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

其中 Ma_r 为前缘激波后靠近壁面处马赫数.

表 1 反正切马赫数分布规律基准流场设计参数
Table 1 Design parameters of axisymmetric basic flowfield

Ma_i	$\delta/(^\circ)$	R_i/m	R_c/R_i
6.0	4.0	0.25	0.1

由编制的特征线程序计算得出对应的轴对称基准流场, 特征线网格见图 1, 图 2 给出了特征线法和 Fluent 软件无黏计算的同一基准流场的等马赫线图. 可以看出: 该基准流场由入射激波、反

射激波、中间沿程马赫数分布可控的压缩曲面及圆柱形中心体 4 部分组成,入射激波为弯曲激波,从壁面到轴线强度逐渐的增大,弯曲激波后还经受了等熵压缩,实现了较高的压缩效率,反射激波近似为直线.此外,2 种方法计算的流场特征和参数分布相同且特征线法计算的激波分辨率较高,马赫数等值线更加清晰,说明本文的特征线程序计算结果可靠.

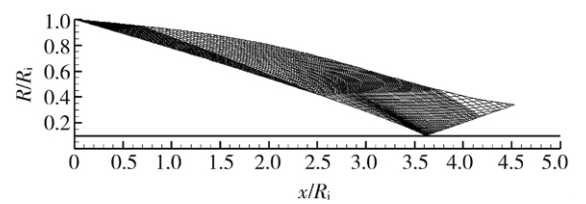


图 1 特征线计算网格
Fig. 1 Mesh of characteristic method

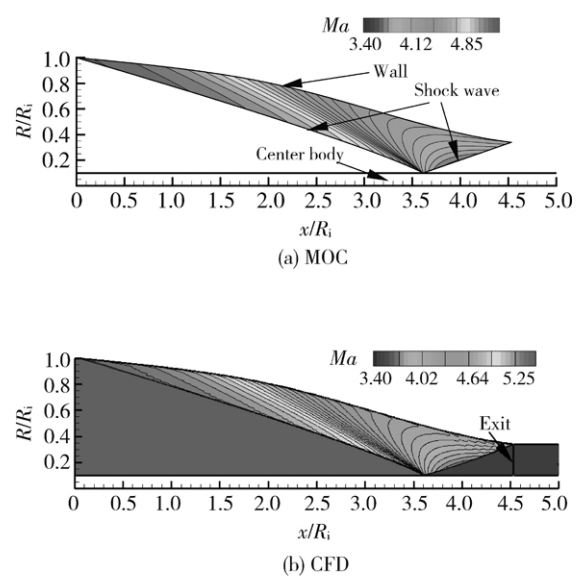


图 2 基准流场等马赫线图

Fig. 2 Mach contours of axisymmetric basic flowfield

1.2 不同马赫数分布规律对基准流场性能的影响

高超声速内收缩进气道的总体性能与基准流场性能密切相关,对不同马赫数分布规律基准流场的研究十分必要.首先在设计马赫数 $Ma = 6.0$,截短角度 $\delta = 4^\circ$,总收缩比 $R_{ct} = 9.4$ 的条件下设计了典型的截短基准 Busemann 流场 (BF-1),其次在保持 $Ma_i = 6.0, \delta = 4^\circ, R_{ct} = 9.4, R_c = 0.1 \cdot R_i$ 相同的约束条件下选取 4 种典型的马赫数分布规律设计轴对称基准流场,它们分别是等马赫数梯度 (BF-2)、马赫数梯度增加 (BF-3)、马赫数梯度减小 (BF-4) 和反正切马赫数分布规律

(BF-5)(见式(1)),对应的数学表达式为

$$Ma(x) = Ma_r - c_1 \cdot x \tag{2}$$

$$Ma(x) = Ma_r - c_2 \cdot x^2 \tag{3}$$

$$Ma(x) = Ma_r - c_3 \sqrt{x} \tag{4}$$

马赫数分布规律如图 3 所示.图 4 给出了对应的压力分布情况.对马赫数分布而言,Busemann 基准流场与等马赫数梯度基准流场十分接近,这说明 Busemann 流场实际是近似等马赫数梯度分布规律的基准流场.虽然基准流场 BF-4 和 BF-5 后半段马赫数梯度都减小且绝对值不大,但是其对应的压力梯度明显较大.压力分布总体而言,BF-5 的压力分布近似为反正切规律,后半段压力梯度逐渐减小,其余流场的后半段压力梯度都较大且不断增加,容易造成其附近附面层分离.马赫数梯度的变化与对应的压力梯度变化是一种非线性的关系,如果要减小末尾段压力梯度可以通过进一步减小后半段的马赫数梯度来实现,这也说明研究马赫数分布规律可以进一步拓宽内收缩进气道的设计思路.

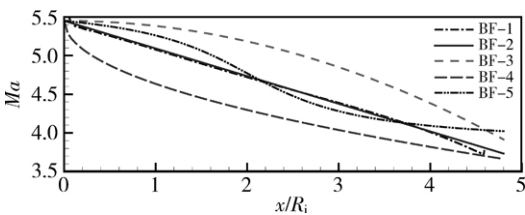


图 3 5 种基准流场壁面处马赫数分布规律

Fig. 3 Mach number distribution of five categories of basic flowfield

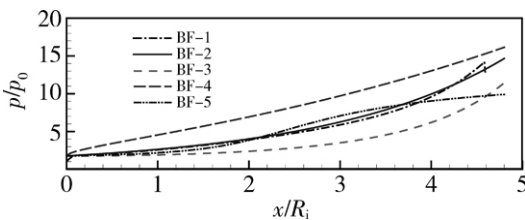


图 4 5 种基准流场壁面对应的压升规律

Fig. 4 Pressure rise law of five categories of basic flowfield

利用 Fluent 软件对 5 种基准流场进行无黏数值模拟,图 5 和图 6 比较了其几何和总体性能参数,其中内收缩比 R_{ci} 定义为前缘激波与中心体交点处横截面积和出口面积之比.可以看出:BF-4 的总压恢复系数最小,压比最大,但是长度也最短,BF-3 正好相反.5 种基准流场的出口马赫数 Ma_e 相差很小. BF-1, BF-2 和 BF-5 的总压恢复系

数,压比和长度相当.对于内收缩比,BF-5 的内收缩比最小,BF-4 次之,BF-3 最大.经过 5 种基准流场的比较发现,初始段马赫数梯度较小可以提高总压恢复系数;末尾段的马赫数梯度较小有利于减小内收缩比,可以提高起动性能;提高前半部分马赫数梯度可以缩短长度.综合考虑起动性、总体性能以及附面层稳定等因素,反正切规律是一种较好的马赫数分布规律,初始段马赫数梯度较小有利于减弱前缘激波提高压缩效率,前半段马赫数梯度整体较大,主要完成对气流的等熵压缩,效率高且可以缩短尺寸;末尾段马赫数梯度不大且逐渐减小,可以降低内压缩量,利于此处附面层的稳定且可以提高起动性能.因此,本文选取了反正切马赫数分布规律设计基准流场进而完成高超内收缩进气道的设计.

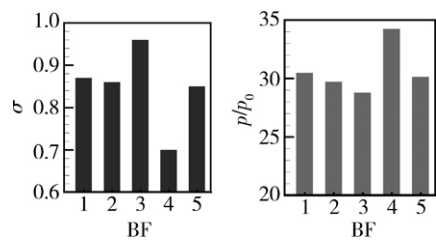


图 5 5 种基准流场的总压恢复系数和压比

Fig. 5 Coefficient of total pressure recovery and compression ratio of five categories of basic flowfield

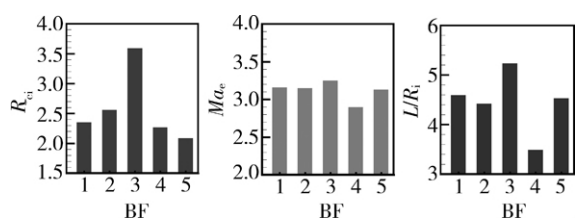


图 6 5 种基准流场的内收缩比,出口马赫数和长度

Fig. 6 Internal contraction ratio,exit Mach number and length of five categories of basic flowfield

对反正切马赫数分布规律中的系数 a, b, c 进行参数化研究发现:基准流场总体性能随着系数 a 和 c 的增加基本是单调变化的,随着系数 b 的变化比较复杂,因为其决定了马赫数分布曲线的拐点位置,三者之中系数 c 的影响最大.在此基础上选取了一个综合性能较好的基准流场进行研究,表 2 给出了具体的性能参数,相对文献[17]中采用反正切压升规律设计的基准流场 BF-A ($\sigma=0.825, p/p_0=28.04$),本文基准流场总压恢复系

数更高且压比更大.图 7 给出了基准流场内部不同位置处的流线及对应的沿程马赫数分布,从中可以看出:壁面处的流线即第一条流线与给定的马赫数分布规律吻合,随着向中心体靠近,各条流线较好地保持反正切规律,但是其梯度呈现整体增大的趋势,这样会造成基准流场后部区域整体压缩量较大.

表 2 基准流场的性能参数

Table 2 Performance parameters of basic flowfield

Ma_∞	σ	p/p_0	Ma_e
6.0	0.85	30.14	3.13

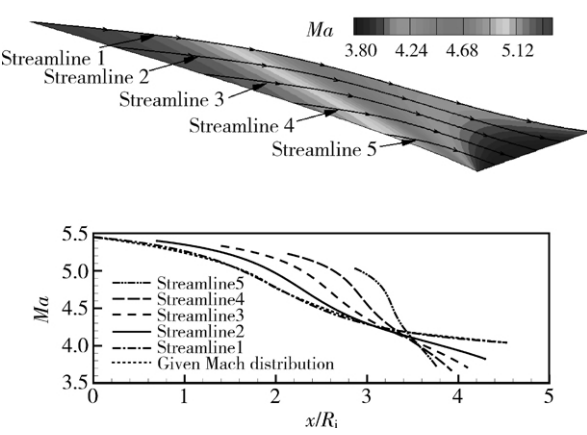


图 7 基准流场内部流线及对应的沿程马赫数分布

Fig. 7 Mach distribution on streamlines of basic flowfield

2 高超声速内收缩进气道的设计

一般而言,进气道完整的设计步骤可以分为 2 个部分^[10]:①无黏进气道形状的确定;②黏性修正计算.在上节给出的基准流场中采用流线追踪技术^[7]生成一个预先给定捕获面的无黏进气道型面,见图 8,进气道总收缩比 $R_{ct}=10.13$,内收缩比 $R_{ci}=2.22$,唇口板向下凹陷,这是因为进口流线向对称轴汇聚的过程中,中心体占据了对称轴附近的空



图 8 进气道进口截面及无黏气动构型

Fig. 8 Schematic of intake plane and inviscid configuration

无黏构型的黏性修正,使修正后的进气道有黏流场中包含一个与未修正进气道无黏计算相似的核心区.本文按照文献[18]所述方法计算出位移厚度(式(5)),然后沿流线进行附面层修正.黏性修正后,进气道的总收缩比减小到 7.07,内收缩比减小到 1.90.隔离段长度均为 7 倍的喉道当量直径.

$$\delta(x) = Ax + Bxe^{-x}$$

(5)

3 进气道流场及性能的数值研究

3.1 数值模拟方法

采用 Fluent 软件求解,无黏条件下采用 2 阶迎风格式求解欧拉方程,有黏条件下湍流模型为 RNG(re-normalization group) $k-\epsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数法.流动方程、 k 方程、 ϵ 方程均选择 2 阶迎风格式离散.由于各个模型的对称性,所以取模型的一半进行计算,壁面附近对网格进行加密,网格总数 80 万左右,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,对壁面取绝热无滑移、固体边界条件.采用压力远场和压力出口边界条件.各残差指标下降至少 3 个数量级,并且流量沿程守恒时认为收敛.设计点马赫数为 6.0,来流静压为 2549.22 Pa,静温为 221.55 K,单位雷诺数为 $4.95 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$;接力点马赫数为 4.0,静压为 5529.3 Pa,静温为 216.65 K,单位雷诺数 $7.38 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$.

文献[14]和文献[19]在设计点 ($Ma=6.0$) 通过风洞实验结果对本文所使用的计算方法进行了校核,结果表明:沿程静压分布、出口马赫数分布以及总体性能参数的数值模拟结果与试验结果吻合较好.本文的计算方法能够较准确地模拟高超声速进气道内部复杂流动结构,计算结果可信.

3.2 数值模拟结果分析

3.2.1 进气道无黏 INV(inviscid)计算结果

在设计点对进气道无黏型面进行无黏流场计算,图 9 给出了进气道对称面等马赫线图,前缘曲激波紧贴唇口,反射激波在喉道处几乎消波,隔离

段内反射波系很弱,气流经过隔离段性能几乎不变,见表 3.图 10 是进气道沿程横截面的等马赫线图,进气道外压段是轴对称激波并且紧贴进气道前缘,流量系数达到 1.0,隔离段出口气流比较均匀.流场结构与基准流场接近,很好的保持了基准流场的特点.即使在接力点 ($Ma=4.0$),进气道也具有良好的性能,喉道总压恢复系数达到了 0.93,流量系数达 0.76.

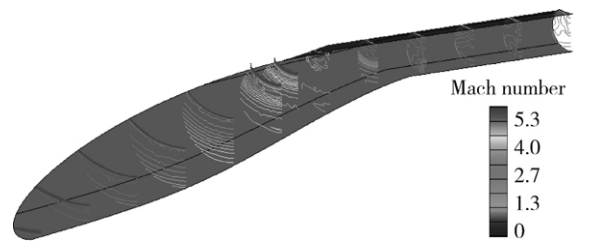


图 10 无黏时设计点进气道沿程横截面马赫数分布图

Fig. 10 Mach number distribution of cross sections along the flow direction at design point under inviscid condition

表 3 设计点进气道无黏总体性能参数
Table 3 General performance parameters of inlets at design point under inviscid condition

Throat plane				Exit plane			
Ma_∞	φ	σ_{th}	p_{th}/p_0	Ma_{th}	σ_e	p_e/p_0	Ma_e
6.0	1.00	0.82	34.50	3.02	0.81	34.57	3.01

图 11 和图 12 分别表示了顶板与对称面交线

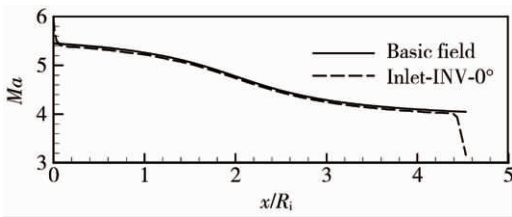


图 11 顶板与对称面交线的马赫数分布

Fig. 11 Mach distribution along the intersecting line of top wall and symmetry plane

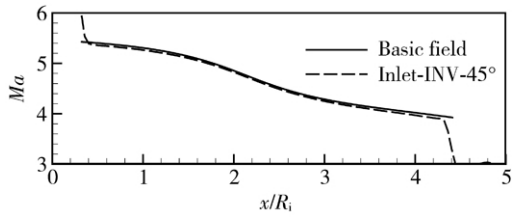


图 12 顶板与侧板交线的马赫数分布

Fig. 12 Mach distribution along the intersecting line of top wall and side wall

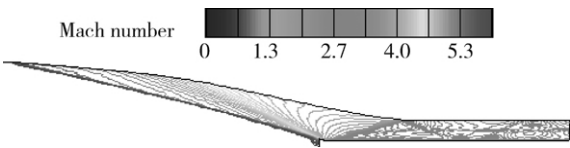


图 9 无黏时设计点进气道对称面马赫数分布图

Fig. 9 Mach number distribution of symmetry plane at design point under inviscid condition

和顶板与侧板交线的沿程马赫数分布,无黏时两者均是壁面流线,进气道的马赫数分布和基准流场吻合良好,即使在顶板与侧板的交线处也很好地保持了反正切马赫数分布规律.这说明流线追踪进气道可以保持基准流场的马赫数分布规律,选取合适的基准流场马赫数分布规律有利于设计出高性能的内收缩进气道.

3.2.2 进气道黏性修正后的计算结果

在设计点对黏性修正后的进气道进行三维黏性数值计算,进气道的流场结构见图 13 和图 14. 喉道截面之前的流场结构良好,虽然存在附面层,但是横截面的波系仍保持了锥形激波的特点且紧贴进气道的前缘线,只是在唇口附近存在很小的溢流,流量系数达到 0.98. 反射激波打在肩点之

后,此处附面层较厚,导致了顶板附面层发生分离. 喉道之后,气流在截面横向压力梯度下沿侧板附面层开始向对称面方向急剧下洗(图 15),下洗的气流在对称面处相撞卷起了对涡并在隔离段内不断地发展,到出口时达到了出口截面的一半左右. 主流区被挤向两侧,流场畸变增大,性能变差(表 4),总压恢复系数从喉道至出口降低了 30%,这说明有效控制隔离段内涡流区可以提高进气道的总体性能.

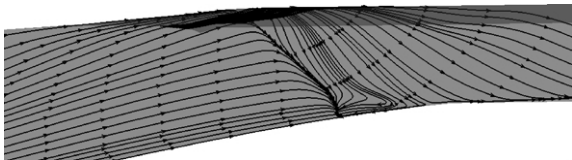


图 15 有黏时设计点进气道壁面极限流线图
Fig. 15 Surface limit streamlines of inlet at design point under viscous condition

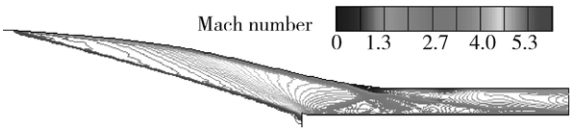
表 4 设计点进气道有黏总体性能参数

Table 4 General performance parameters of inlets at design point under viscous condition

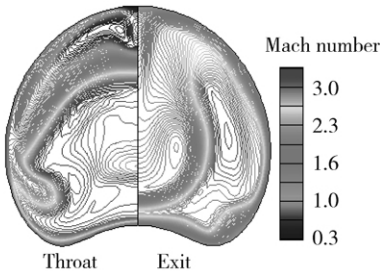
Throat plane				Exit plane			
Ma_∞	φ	σ_{th}	p_{th}/p_0	Ma_{th}	σ_e	p_e/p_0	Ma_e
6.0	0.98	0.67	32.60	2.78	0.47	35.59	2.46

随着对进气道黏性修正的完成,可以对进气道性能进行更加真实地估计,见表 4. 黏性的存在,不但产生了摩擦损失,而且也导致了隔离段内出现了对涡区,进而造成其总压恢复系数较无黏进气道显著下降,喉道和出口截面总压恢复系数分别下降了 18%,42%. 相对于常规的二元和侧压式进气道^[20],在相同的来流马赫数下($Ma=6.0$),进气道出口压比与二元进气道近似相等但是比侧压式进气道($p/p_0=30.4$)高 14.6%,总压恢复系数相对两者($\sigma_e=0.424$)提高了 10.8%,流量系数与二元近似相等但较侧压式进气道($\varphi=0.914$)提高了 7.2%. 与压力分布可控进气道^[17]相比,压力可控进气道喉道处压比为 23.77,总压恢复为 0.69,两者总体性能相当. 总体而言,马赫数分布可控的内收缩进气道表现出了良好的设计性能.

有黏情况下壁面马赫数为零,因此图 16 给出了基准流场、进气道无黏型面和黏性修正后型面在对称面与顶板交线处的压力分布,三者吻合良好,说明有黏修正效果比较理想. 压力分布虽然近



(a) 有黏时进气道马赫数分布



(b) 有黏时喉道及出口截面马赫数

图 13 有黏时进气道设计点对称面、喉道及出口截面马赫数分布

Fig. 13 Mach number distribution of symmetry, throat and exit plane at design point under viscous condition

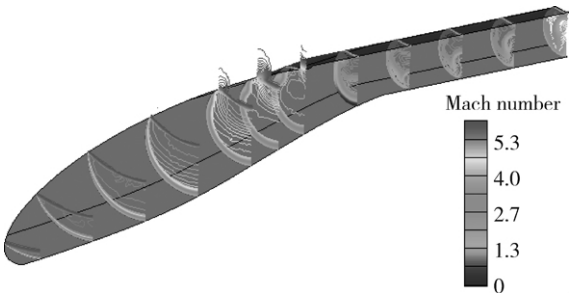


图 14 有黏时进气道沿程横截面马赫数分布图

Fig. 14 Mach number distribution of each cross section along the flow direction at design point under viscous condition

似于反正切规律,但是初始小梯度区所占比例明显较大而后部小梯度区所占比例较小.

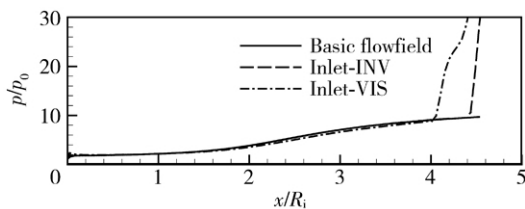


图 16 设计点顶板和对称面交线的压力分布

Fig. 16 Pressure distribution along the intersecting line of top wall and symmetry plane

4 结 论

本文提出了一种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方法,基于该方法研究了几种典型马赫数分布规律的轴对称基准流场并结合流线追踪技术生成了圆形进口的内收缩进气道,通过数值仿真研究得出以下结论:

- 1) 几种典型马赫数分布规律的基准流场中反正切规律设计的基准流场综合性能较好,对应压力分布也近似为反正切,压缩效率高且内收缩比小有利于提高进气道的起动性.
- 2) Busemann 基准流场非常接近等马赫数梯度分布规律,进而加深了对 Busemann 流场的认识.
- 3) 对于反正切马赫数分布规律设计的基准流场,内部流线较好地保持了反正切规律,越靠近中心体其梯度越大.
- 4) 黏性修正后的进气道有黏流场核心区较好地保持了基准流场的流动特点且进气道壁面沿程马赫数分布与基准流场吻合良好.
- 5) 进气道的无黏和有黏总体性能良好,与某反正切压升规律进气道性能相当,优于某常规二元和侧压式进气道,表明基于马赫数分布规律可控概念的内收缩进气道设计方法可行,丰富了此类进气道的设计方法.

参考文献:

[1] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
[2] Van Wie D, Mölder S. Applications of Busemann inlets design for flight at hypersonic speeds[R]. AIAA-1992-1210, 1992.
[3] 孙波, 张堃元, 金志光. 流线追踪 Busemann 进气道马赫数 3.85 实验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 396-399.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Experimental research of Mach 3.85 performance of a streamline traced

hypersonic Busemann inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 396-399. (in Chinese)
[4] Mölder S. Internal, axisymmetric, conical flow[J]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1252-1255.
[5] Vijay R, Mark L, Ryan S. Performance of various truncation strategies employed on hypersonic Busemann inlets [R]. AIAA-2009-7249, 2009.
[6] Billig F S, Baurle R A, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets [R]. AIAA-1999-4974, 1999.
[7] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA-2005-3379, 2005.
[8] Barkmeyer D E F, Starkey R P, Lewis M J. Inverse waverider design for inward turning inlets [R]. AIAA-2005-3915, 2005.
[9] O'Brien T F. Viscous optimized length constrained axisymmetric geometries for streamline tracing[R]. AIAA-2008-2511, 2008.
[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] 尤延铎, 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)
[12] 贺旭照, 乐嘉陵, 宋文燕, 等. 基于轴对称喷管的三维内收缩进气道的设计与初步评估 [J]. 推进技术, 2010, 31(2): 147-152.
HE Xuzhao, LE Jialing, SONG Wenyan, et al. 3-D inward turning inlet design basing on axisymmetric nozzle and its preliminary assessment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 147-152. (in Chinese)
[13] 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)
[14] NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Numerical and experimental investigation on hypersonic inward turning inlets with basic flow field using arc tangent curve law of pressure rise[R]. AIAA-2011-2270, 2011.
[15] 左克罗, 霍夫曼. 气体动力学(下) [M]. 王汝涌, 吴宗真, 吴宗善, 等. 译. 北京: 国防工业出版社, 1984.
[16] Hornung H G. Oblique shock reflection from an axis of symmetry[J]. Fluid Mech, 2001, 409(1): 1-12.
[17] 南向军, 张堃元. 采用新型基准流场高超内收缩进气道性能分析 [J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 254-259.
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Analysis of hypersonic inward turning inlets with innovative axisymmetric basic

flowfield[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(2): 254-259. (in Chinese)

[18] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization[R]. AIAA-2006-297, 2006.

[19] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 矩形转圆形高超声速内收缩进气道数值及实验研究[J]. 航空学报, 2011, 32(6): 988-996.

NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Numerical and experimental investigation of hypersonic inward turning inlets with rectangular to circular shape transition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 988-996. (in Chinese)

[20] 金志光, 张堃元. 典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1553-1560.

JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Performance comparison between 2-D scramjet inlets and 3-D sidewall compression scramjet inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1553-1560. (in Chinese)