

文章编号:1000-8055(2013)11-2543-10

高超声速内收缩进气道轴对称基准流场改进

李永洲, 张堃元, 罗 蕾, 王 磊

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对轴对称基准流场中前缘曲激波靠近中心体的部分激波强度过大现象, 基于马赫数分布可控反设计方法, 将这前缘曲激波分解为一道较弱弯曲激波和部分等熵压缩波, 改进的基准流场存在“四波四区”结构且压缩效率明显提高. 基于该改进的基准流场和常规“两波三区”基准流场分别设计了圆形进口的内收缩进气道并对其流场特点和性能进行数值研究. 结果表明: 改进的进气道的流场能较好保持基准流场的特点; 在来流马赫数为 4.0~7.0 范围内具有较高的压缩效率和良好的流量捕获能力, 设计点的出口压比和总压恢复系数分别为 17.56 和 0.540; 改进的进气道采用来流马赫数从高到低前缘弯曲激波和汇集的等熵压缩波依次封口的设计概念, 在提高流量捕获能力的同时减小了总压损失, 总体性能优于常规进气道, 来流马赫数为 7.0 时总压恢复系数相对提高了 23.6%, 来流马赫数为 4.0 时流量系数相对提高了 5.7%.

关 键 词: 高超声速; 内收缩进气道; 基准流场; 马赫数分布; 设计方法; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Modified axisymmetric basic flowfield for hypersonic inward turning inlet

LI Yong-zhou, ZHANG Kun-yuan, LUO Lei, WANG Lei

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The leading edge shock wave near the center body, which is too intensive in axisymmetric basic flowfield, was separated into one curved shock and partial isentropic compression wave using the design method of controllable Mach number distribution. With a structure of four shock waves and four regions, the modified basic flowfield could improve compression efficiency obviously. The circular intake inward turning inlets for modified basic flowfield and common basic flowfield of two shock waves and three regions were designed, and also numerically studied to obtain the flowfield characteristics and general performance. The results indicate the modified inlet has similar flowfield characteristics for the basic flowfield. It features high compression ratio and mass flow capture capability for Mach number of 4.0 to 7.0, and the pressure ratio and total pressure recovery coefficient are 17.56 and 0.540, respectively, at the design point. Besides, the leading shock and converged isentropic compression wave attached the cowl lip in turn while the Mach number of incoming flow varied from high to low, increasing the mass capture ratio and decreasing the total pressure loss. Its overall performance is better than common one with 23.6% higher total pressure recovery coefficient at Mach number of 7.0 and 5.7% higher mass flow coefficient at Mach number of 4.0.

收稿日期: 2012-10-31

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.018.html>

基金项目: 国家自然科学基金(90916029, 91116001)

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

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

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的重要组成部分,其主要作用是高效压缩来流以满足燃烧室的特定要求.高超声速进气道主要包括二元进气道、轴对称进气道、侧压进气道以及内收缩进气道等.高超声速内收缩进气道设计过程主要采用流线追踪技术在基准流场中选取捕获边界上的流线构成流面生成进气道无黏型面,然后对其进行黏性修正得到最终进气道型面.流线追踪技术不但保证了进气道流场结构与基准流场类似而且进气道的性能也直接由基准流场决定,因此提高基准流场的性能就显得尤为重要.目前研究的基准流场主要有 Busemann 流场^[1-2]、倒置等熵喷管流场^[3-4]、等楔角流场与等压力梯度流场^[5]、直/曲母线锥形流场^[6]、压升梯度可控流场^[7]、马赫数分布规律可控流场^[8]以及 ICFC (internal conical flow C)和 ICFD (internal conical flow D)基准流场^[9]等.基准 Busemann 流场进气道由全场等熵压缩波以及末端的锥形激波完成压缩,压缩效率高且进出口均匀,但是其存在长度过长的问题.虽然前缘截短^[10-11]可以显著缩短进气道尺寸,但是截短后 Busemann 流场产生的前缘曲激波会造成压缩效率降低,尤其在对称轴附近总压损失较高甚至出现马赫盘. ICFC 和 ICFD 是 ICFA (internal conical flow A)和 Busemann 流场不同的组合形式,目的是改善出口均匀性,进出口激波均为直激波且压缩效率较低.其他轴对称内收缩基准流场也是通过前缘曲激波和结尾锥形反射激波压缩,靠近中心体前缘激波强度最大,这样不但造成较大的激波损失且反射激波过强也容易造成设计的进气道肩部边界层分离.为了避免靠近中心体的弯曲激波强度过大,受到二元和轴对称进气道多波系配置设计^[12-14]思想的启发,本文提出了一种基准流场设计方法,即壁面后半段发出的压缩波不要与前缘激波迭加,这样不但减弱了靠近中心体前缘激波强度而且减弱了反射波系的强度,因此可以提高压缩效率及避免进气道肩部边界层分离.本文基于马赫数分布可控方法设计了这种轴对称基准流场并分析了其流场特点,以期获得性能更优的基准流场来提高进气道的性能.

1 轴对称基准流场设计与特征

高超声速内收缩进气道设计中使用的轴对称

基准流场主要通过前缘曲激波、反射激波以及两波之间的等熵压缩波进行压缩.相对二元高超声速进气道而言,压缩能力强且压缩效率高.马赫数分布规律可控基准流场作为一种初步的反设计流场^[8],其设计参数包括:进口马赫数(Ma_i)、进口半径(R_i)、前缘压缩角(δ)、中心体半径(R_c)和马赫数分布规律($Ma(x)$)的系数 a, b, c .反正切马赫数分布规律(式(1))作为一种较优的分布规律,可以在减弱前缘激波强度同时减小内收缩比(R_{ci})以提高进气道的起动性能.

$$Ma(x) =$$

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

其中 Ma_r 为前缘激波后壁面起始点处马赫数.

在保持 $Ma_i = 6.0$, $R_i = 0.25$, $R_c/R_i = 10\%$ 不变及反正切分布规律条件下,图1给出了通常的“两波三区”马赫数分布可控基准流场(BF-A),气流在前缘压缩角处产生一道斜激波,依次与壁面发出的压缩波相交,前缘激波越来越弯曲,越靠近中心体的弯曲激波强度越大,在中心体处产生了5.8倍的压比.另外,反射激波强度主要取决于波前流场,较强的入射激波造成反射激波强度也较强,在中心体处的压比达到3.5倍,这样会导致设计的进气道唇口激波过强.定义反射激波与壁面交点所在平面为基准流场的出口. BF-A 的波系结构清晰,可以明显划分为“两波三区”:两波为前缘曲激波和反射激波;三区为前缘激波波前区、波间压缩区、波后调整区.

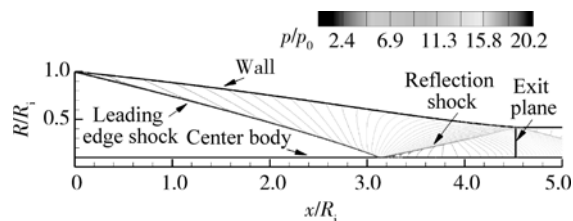


图1 “两波三区”轴对称基准流场(BF-A)

Fig. 1 Axisymmetric basic flowfield with two shock waves and three regions (BF-A)

本文在保证出口马赫数(Ma_e)与 BF-A 相等的情况下,通过调整设计参数设计了一种“四波四区”基准流场(BF-B),见图2.基准流场壁面的前半段压缩波仍然与前缘激波相交形成弯曲激波,

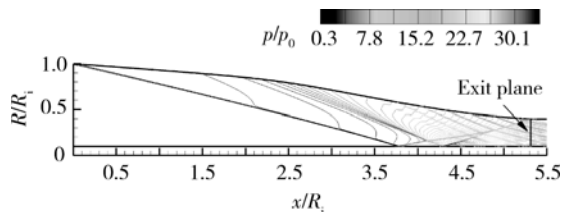


图 2 “四波四区”轴对称基准流场(BF-B)

Fig. 2 Axisymmetric basic flowfield with four shock waves and four regions (BF-B)

但是壁面后半段更加平缓,此段发出的等熵压缩波不再与前缘曲激波相交迭加而是形成反射压缩波束,从而减弱了靠近中心体前缘激波强度和反射激波强度.此例中后半段部分压缩波汇聚形成激波,但是在中心体处前缘激波及其反射激波分别产生了 3.4 倍和 2.5 倍压比. BF-B 的流场可分为“四波四区”:四波为前缘曲激波及其反射激波、压缩波汇聚激波及其反射激波;四区为前缘激波波前区、前缘激波与反射激波间压缩区、反射激波间压缩区、反射激波波后调整区.

两个基准流场均采用反正切马赫数分布规律,从图 3 中可以看出,由于选择的设计参数不同, BF-A 的反正切规律已不明显,但是从其对应的马赫数梯度可以看出,其仍然是先增加后减小的梯度分布. BF-B 不论是马赫数分布还是梯度分布,反正切规律都明显且末尾段梯度更小. 对于两者对应的压力以及梯度分布,由图 4 可以看出, BF-A 对应的压力分布不是反正切规律,其压力梯度是不断增加的,这说明了马赫数分布与对应压力分布是非线性关系. BF-B 对应的压力分布是典型的反正切规律. 总之, BF-B 在末尾段的梯度明显最小,中间段压力梯度较大以完成对气流的等熵压缩.

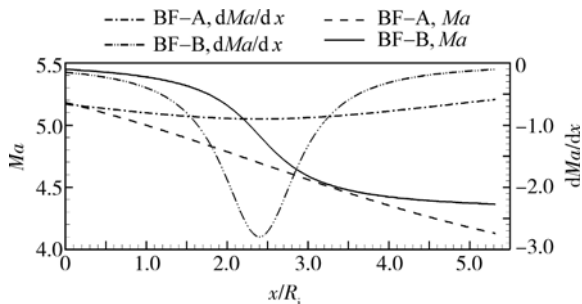


图 3 基准流场壁面马赫数分布及对应的马赫数梯度分布

Fig. 3 Mach number distribution and corresponding gradient distribution of basic flowfield wall

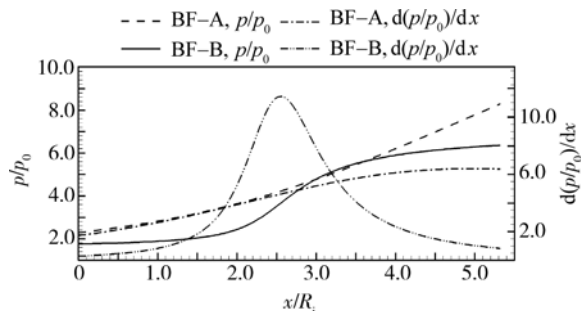
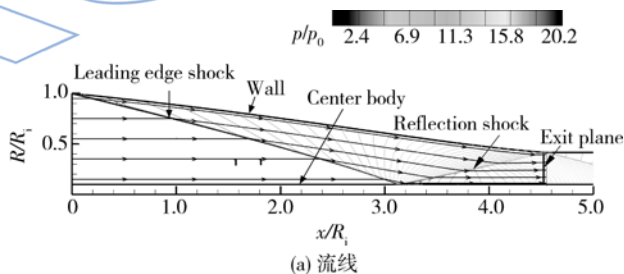


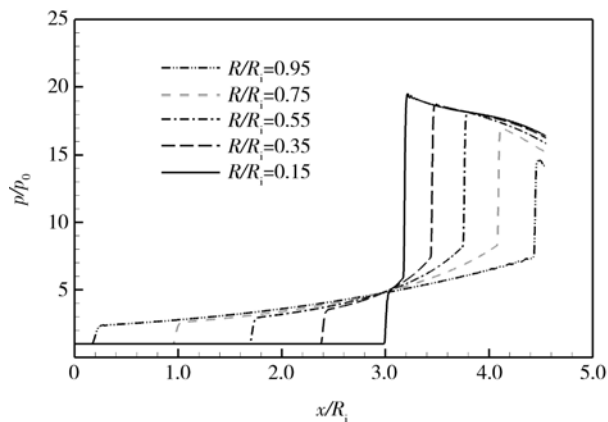
图 4 基准流场壁面压力分布及对应的压力梯度分布

Fig. 4 Pressure distribution and corresponding gradient distribution of basic flowfield wall

对于不同半径位置流线的沿程静压分布(图 5), BF-A 显著的特点是经过两道激波时,静压都明显地突升. 经过前缘弯曲激波后,波后参数不均匀,越靠近中心体,压力上升越明显. 两道激波间存在明显的等熵压缩区,压力上升,总压保持不变. 不同半径流线上气流的等熵压缩程度不同,越靠近中心体,其所占整个压缩的比例越小,压缩效率越低. 由于反射激波前气流参数不均匀,不同径向位置反射激波强度不等. 靠近中心体的反射激波强度越大,压力上升越显著,总压下降越多. 在波后调整区,越靠近壁面气流向上偏转越大,压力下降越明显,出口处压力越小.



(a) 流线



(b) 沿程静压分布

图 5 基准流场 BF-A 的流线及对应的沿程静压分布

Fig. 5 Streamlines and corresponding static pressure distribution of basic flowfield BF-A

基准流场 BF-B 波系结构比较复杂,由图 6 可以看出,越靠近中心体,反射激波系后的压力越大.反射激波系后的气流更加偏上,造成其压力下降梯度大于 BF-A,出口压力相差不大.对于前缘激波,由于后半段压缩波未与其相交,靠近中心体的激波不至于太弯曲,总压损失不大,不同半径处的气流经过前缘曲激波后压升差别较小.在 $R/R_i > 0.75$ 的流线上,壁面后半段产生的压缩波未汇聚,因此其压升规律与 BF-A 类似,只有经过前缘及其反射激波之后有 2 次阶跃压升.在 $R/R_i = 0.55$ 的流线上,气流经过一道前缘激波和两道反射激波,存在 3 次阶跃压升;其他更靠近中心体的流线经过 4 道激波压缩,存在 4 次阶跃压升,这与 BF-A 靠近中心体的流线压力分布存在明显的差别,虽然反射激波系后压力远高于 BF-A,但是通过增加激波数目,显著降低了激波损失进而增加了压缩效率.

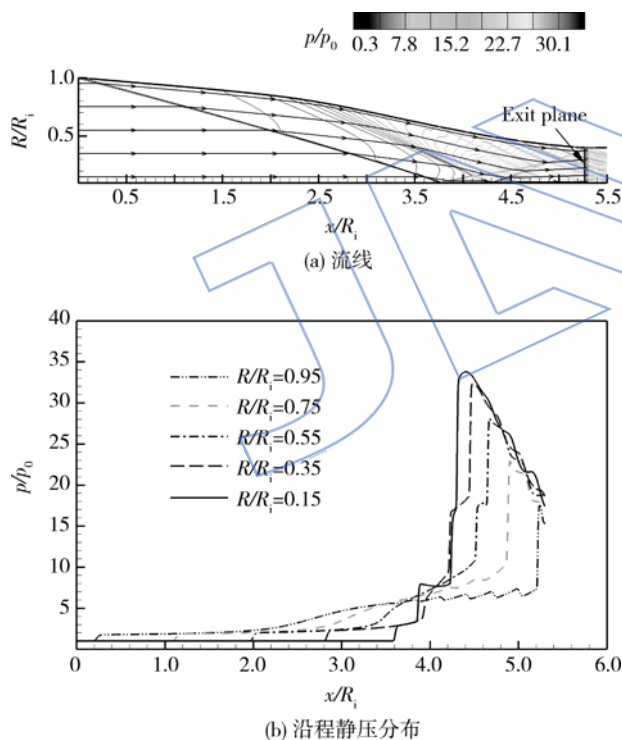


图6 基准流场 BF-B 的流线及对应的沿程静压分布

Fig. 6 Streamlines and corresponding static pressure distribution of basic flowfield BF-A

图 7 给出了基准流场反射激波系后初始点沿径向的总压恢复系数.对于 BF-A,由于越靠近中心体,前缘激波和反射激波越弯曲,激波强度也越大,所以总压恢复系数不断减小且梯度不断增大. BF-B 越靠近中心体,由于前缘激波的弯曲程度下

降,前缘激波造成总压损失差别不大;对于后面的反射激波系,当两者在靠近壁面处汇聚后形成一道较强的反射激波,造成了总压损失较大,但这段对应前缘激波和反射激波近似为直线,总压恢复系数存在一个平台;当两道反射激波未相交时,3 道激波压缩降低了激波强度使总压恢复系数突升且较大,越靠近中心体压比不断增加,总压恢复系数不断减小但趋势较缓;在很靠近中心体时,存在 4 道激波压缩但压比很大,总压迅速下降.总体而言,在相同半径处, BF-B 的总压恢复系数大于 BF-A,尤其是靠近中心体处差别更明显,这也说明 BF-B 的设计方法可行,可以提高靠近中心体处的总压恢复系数.此外,对于后半段压缩波汇聚为激波的现象应该尽可能避免,这样可以进一步提高靠近中心体处的等熵压缩比例,进而提高压缩效率.

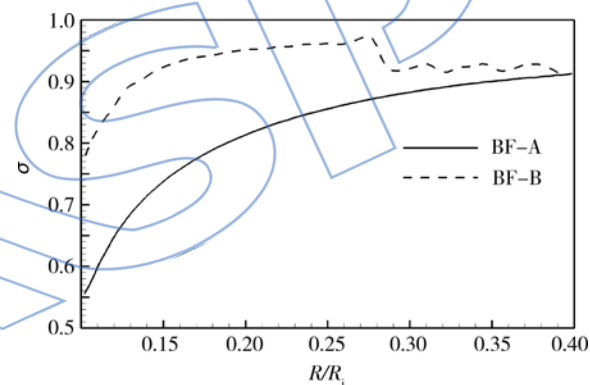


图7 反射激波系后的总压恢复系数

Fig. 7 Total pressure recovery coefficient just behind reflection shock wave

对两种基准流场在设计点来流马赫数 $Ma_\infty = 6.0$ 进行无黏数值计算,表 1 给出了其几何和性能参数,其中总收缩比(R_{ct})定义为进口和出口横截面面积之比,内收缩比(R_{ci})定义为前缘激波和中心体交点处的横截面面积与出口截面面积之比(见图 2),性能参数均使用流量平均,相对常规基准流场(BF-A),本文基准流场(BF-B)的总收缩

表1 设计点 BF-A 和 BF-B 几何和性能参数

Table 1 Geometry and performance parameters of BF-A and BF-B at design point

	R_{ct}	R_{ci}	L/R_i	σ	p/p_0	Ma_e
BF-A	6.1	2.06	4.54	0.851	15.3	3.60
BF-B	6.6	2.15	5.32	0.924	16.8	3.60

比和内收缩比更大,在压比(p/p_0)增加 9.8% 的基础上,总压恢复系数(σ)提高了 8.6%,这表明减弱靠近中心体的前缘激波强度可以明显提高压缩效率,但是基准流场的长度(L/R_i)也较大。

由图 8 可以看出,在接力点($Ma_\infty=4.0$)BF-A 的波系仍然是前缘曲激波及唇口反射激波系,而 BF-B 的波系是前缘曲激波、压缩波汇聚的激波以及反射激波系。另外,BF-B 汇聚的压缩波几乎打在设计点前缘激波与中心体的交点处($x/R_i=3.8$)(见图 2),这样设计的进气道可以实现来流马赫数从高到低,前缘弯曲激波和等熵压缩波依次封口的设计概念,这对提高低马赫数下的流量系数有利。从表 2 可知,随着来流马赫数减小,激波强度变弱,BF-B 的总压恢复系数仍略大于 BF-A,但其压比相对提高了 36.9%,流量系数(φ)增大 0.024,说明在接力点 BF-B 的压缩效率也更高。

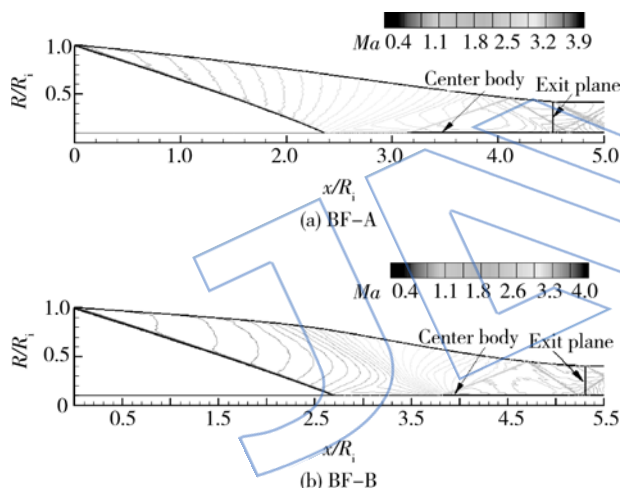


图 8 接力点基准流场的流场结构

Fig. 8 Flowfield structure of basic flowfield at relay point

表 2 接力点 BF-A 和 BF-B 性能参数

Table 2 Performance parameters of BF-A and BF-B at relay point

	φ	σ	p/p_0	Ma_∞
BF-A	0.909	0.952	15.7	2.11
BF-B	0.933	0.955	21.5	1.93

2 内收缩进气道的设计

在相同圆形进口条件下,采用流线追踪技术分别基于 BF-A 和 BF-B 设计了圆形进口进气道

model A 和 model B,如图 9 所示。进气道在 $Ma=4.0\sim 7.0$ 范围内工作,设计点 $Ma=6.0$ 。由于基准流场 BF-B 存在压缩波与反射激波相交、压缩波相交为激波以及激波相交等复杂波系,虽然特征线法对于简单波系的计算精度高,但是对于复杂波系的计算存在困难,因此结合 CFD 技术对其进行改进设计^[15]。通过这种改进方法设计的内收缩进气道从唇口到喉道截面的型面完全由流线构成。按照文献[16]的附面层计算方法对无黏型面进行修正得到最终进气道型面,修正后 model A 的总收缩比 $R_{ct}=4.7$,内收缩比 $R_{ci}=1.8$;model B 的 $R_{ct}=4.4$, $R_{ci}=1.8$ 。隔离段长度取 7 倍的喉道当量直径,总体性能参数按质量平均得出。

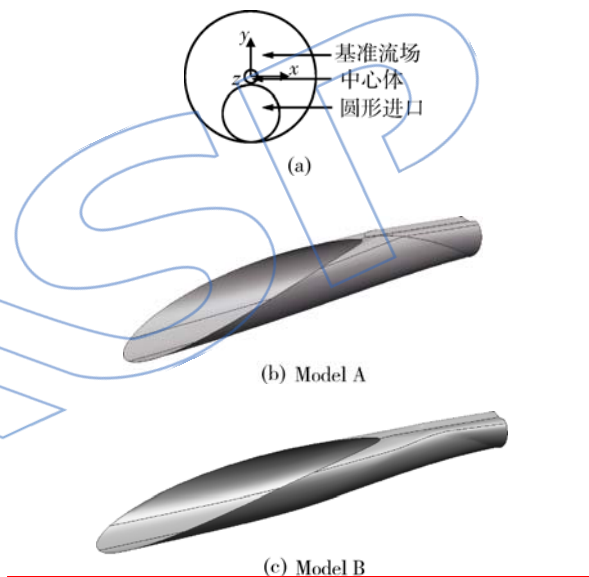


图 9 进气道圆形进口截面及气动构型

Fig. 9 Section of circular intake inlet and aerodynamic configuration

3 进气道数值计算结果

3.1 数值计算方法

采用商用 Fluent 软件进行三维有黏计算,通量差分采用 Roe-FDS(flux different splitting)格式,湍流模型为 RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 模型。流动方程、 k 方程、 ϵ 方程均选择 2 阶迎风格式离散,在近壁区采用标准壁面函数处理。由于进气道几何条件及流动状态的对称性,取模型的一半计算,壁面附近对网格进行加密,分子黏度采用 Sutherland 公式计算。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。文献[17-18]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:数值仿真获得的沿程静压和出口马赫数等参数分布、总体性能参数以及主要流动结构与实验结果吻合良好,该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,具有较高的可信度.具体来流条件见表3, H 为飞行高度, p 为静压, T 为静温, q 为动载, T^* 为总温.

3.2 进气道流场结构及性能分析

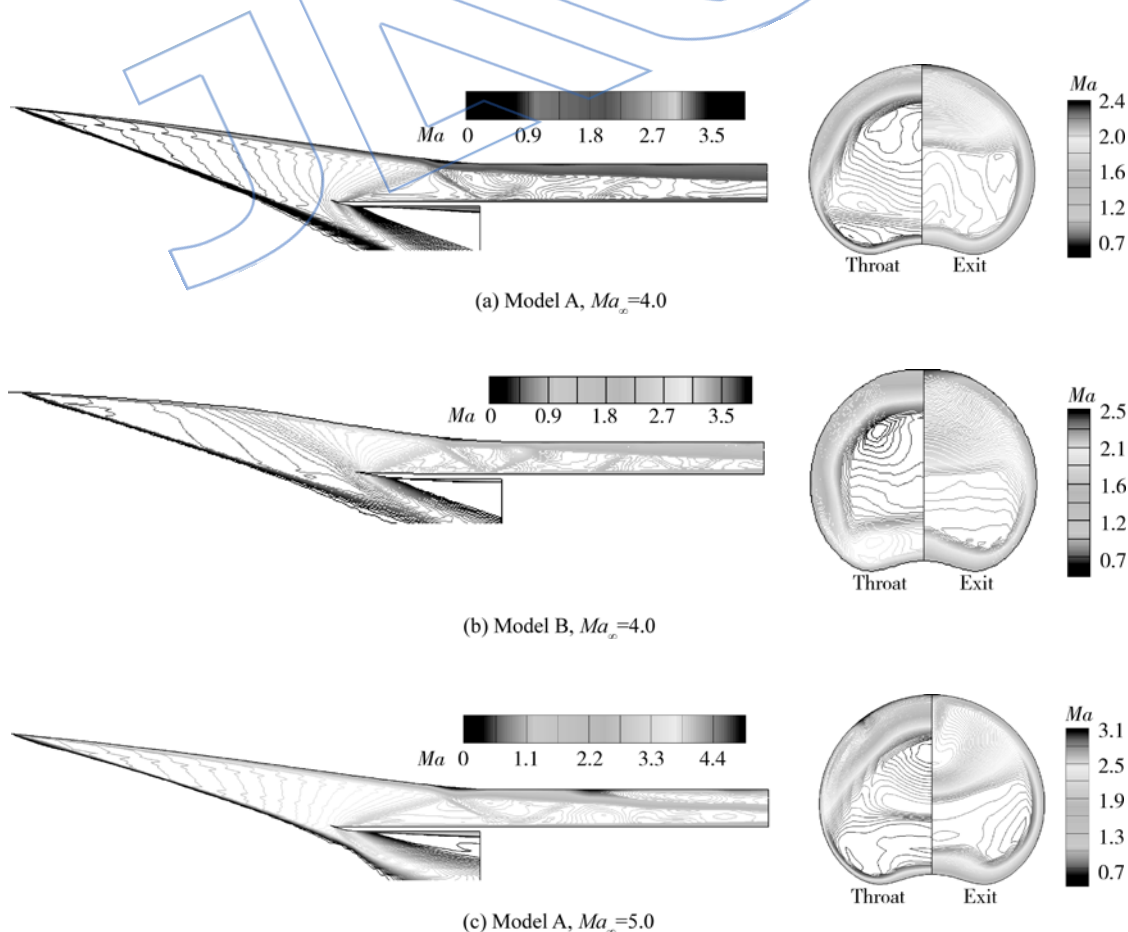
按照表3给出的来流条件在 $Ma_\infty = 4.0 \sim 7.0$ 范围内对进气道进行有黏数值计算,图10给出了不同来流马赫数下进气道对称面、喉道和出口截面的马赫数分布.不同来流马赫数下,model B的外压段明显存在一道前缘激波和部分汇聚的压缩波,较好地保持了基本流场的特征;model A的外压段只有一道前缘曲激波.当来流马赫数较高($Ma_\infty = 6.0 \sim 7.0$)时,model B的等熵压缩波分散打在内压缩段,这样保证在减弱唇口激波同时减小了进气道的总压损失;唇口激波和压缩波的反射激波分别打在进气道肩部前后,减弱了肩部激波强度,利于该处附面层稳定,隔离段内的反射激波系也较弱, $Ma_\infty = 7.0$ 时主流区约占出口面积的 $1/3$;不论在喉道还是出口截面 model B

的主流区均大于 model A. 在接力点 $Ma_\infty = 4.0$, 由于 model B 内收缩段进口马赫数较高,唇口激波角较小,其打在肩部后较厚附面层上更易造成分离,出口主流区小于 model A; $Ma_\infty = 5.0$ 时,两者出口主流区近似相等.此外,model B 的前缘曲激波在设计点封口,而部分汇聚的压缩波在接力点几乎封口,实现了来流马赫数从高到低两道激波依次封口的设计概念;model A 的前缘激波只有在设计点封口.在设计点两者的流量系数几乎都达到 0.99,但是在接力点 model B 的前缘激波强度较弱,过唇口的流线在经过前缘激波时转折角变小,溢流窗随之减小,提高了流量捕获能力.

表3 不同飞行条件下的来流参数

Table 3 Flow parameters of different flight conditions

Ma_∞	H/km	p/Pa	T/K	T^*/K	q/kPa
4.0	17	8850	216.65	909.9	99.1
5.0	21	4729	217.58	1305.5	82.8
6.0	25	2549	221.55	1816.7	64.3
7.0	29	1390	225.52	2435.6	47.7



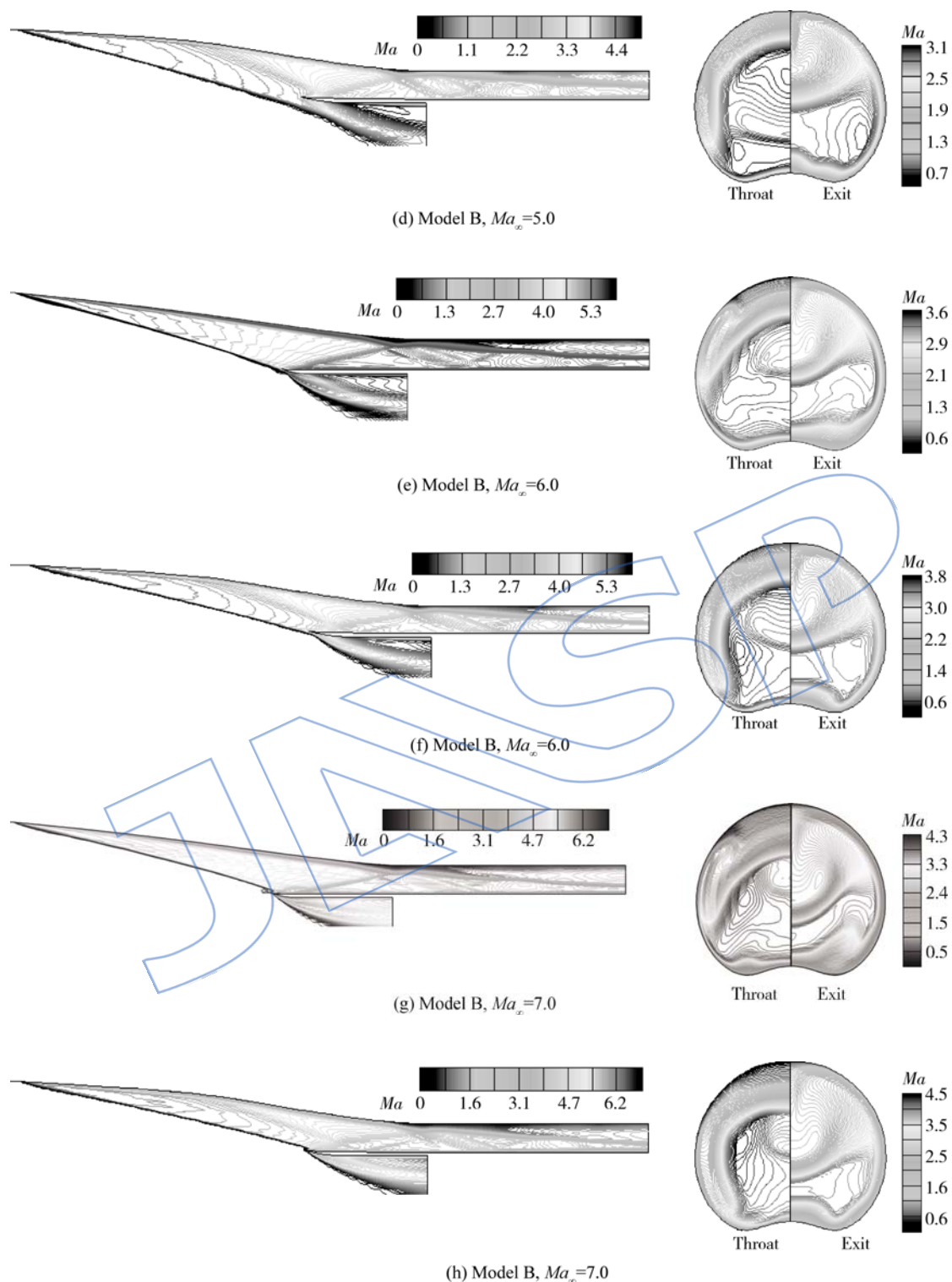


图 10 不同来流马赫数下进气道对称面、喉道和出口截面的马赫数分布

Fig. 10 Mach number distribution of symmetric plane, throat and exit plane of inlet with different free stream Mach numbers

图 11 给出了流量系数(φ)随来流马赫数的变化曲线,随着来流马赫数增加,进气道前缘激波不断贴近唇口,溢流窗减小,从而流量系数不断增加

但是幅度不断减小. 这是因为随着来流马赫数增加,一方面,变化同样的马赫数(例如 $\Delta Ma_\infty = 1.0$),激波角减小幅度降低;另一方面,附面层发

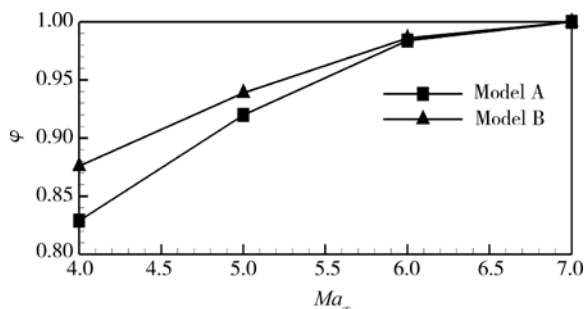


图 11 流量系数随来流马赫数变化

Fig. 11 Variation of mass flow coefficient with free stream Mach number

展得更快,前缘激波被进一步抬起,溢流量有所增加.当 $Ma_{\infty} < 6.0$ 时,随着马赫数减小,model B 的流量系数大于 model A 且两者的差距不断增加, $Ma_{\infty} = 4.0$ 时 model B 的流量系数为 0.876,比 model A 高 5.7%,说明其在低马赫数下流量捕获能力更高.

随着来流马赫数增加,激波强度不断增大,加之附面层发展更快以及由此造成激波与附面层相互作用增强,这些会导致在压比(p/p_0)不断增加的同时总压恢复系数(σ)不断降低.图 12 和图 13 分别给出了喉道和出口截面的总压恢复系数和压比随来流马赫数变化曲线,两个截面的变化趋势基本一致.对于总压恢复系数,model B 几乎线性变化,model A 下降的梯度明显大于 model B,两者的差距越来越大,这是因为来流马赫数较大时 model B 的部分等熵压缩波与前缘激波分别反射且未相交从而减小了总压损失. $Ma_{\infty} > 4.0$ 时,model A 的压比大于 model B,总压恢复系数正好相反. $Ma_{\infty} = 7.0$ 时,两者的出口压比分别为 25.0 和 22.4,总压恢复系数分别为 0.382 和 0.472,model B 相对 model A 提高了 23.6%.在设计点

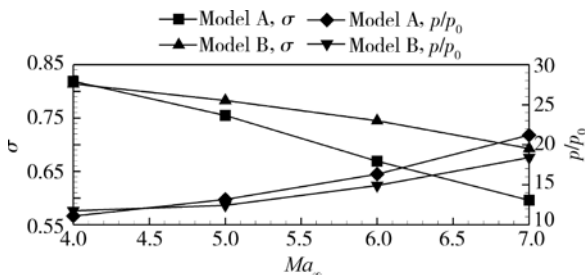


图 12 喉道总压恢复系数和压比随来流马赫数的变化

Fig. 12 Variation of total pressure recovery coefficient and pressure ratio at throat plane with free stream Mach number

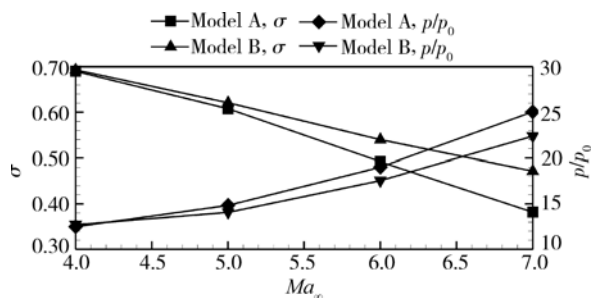


图 13 出口总压恢复系数和压比随来流马赫数的变化

Fig. 13 Variation of total pressure recovery coefficient and pressure ratio at exit plane with free stream Mach number

model B 的出口的压比和总压恢复系数分别为 17.56 和 0.540.

隔离段内激波不断反射以及涡流区不断发展都会造成出口的总压恢复系数不断降低(图 13),文中引入了参数 $\Delta\sigma = 1 - \sigma_e / \sigma_{th}$ 来表示隔离段内的损失大小(σ_{th} 和 σ_e 分别表示喉道和出口截面的总压恢复系数),参数越小说明损失越小.随着来流马赫数的增加,隔离段内的反射波系更强,涡流区更大, $\Delta\sigma$ 不断增加. $Ma_{\infty} < 6.0$ 时,model B 的斜率几乎不变, $Ma_{\infty} = 7.0$ 时 model B 的斜率有所降低,model A 的斜率持续不断增加. $Ma_{\infty} = 7.0$ 时两者差别最大,这从另一角度说明 model A 的隔离段内涡流区发展更快.

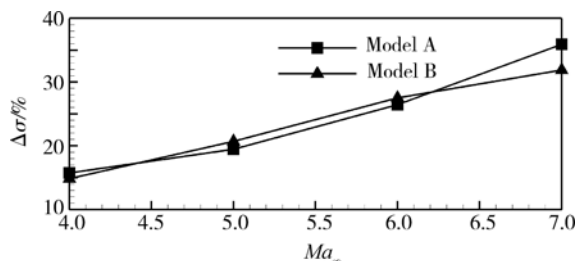
图 14 $\Delta\sigma$ 随来流马赫数的变化Fig. 14 Variation of $\Delta\sigma$ with free stream Mach number

图 15 为喉道和出口截面马赫数随来流马赫数的变化曲线.随着来流马赫数的增加,喉道和出口截面马赫数不断增加但是幅度逐渐减缓,这与总压损失不断增加相关.虽然 model A 和 model B 对应的基准流场出口马赫数相等,但是来流马赫数较高时 model B 的喉道马赫数大于 model A.由于 model A 和 model B 的 $\Delta\sigma$ 差别很小,两者喉道和出口截面马赫数变化趋势基本一致.

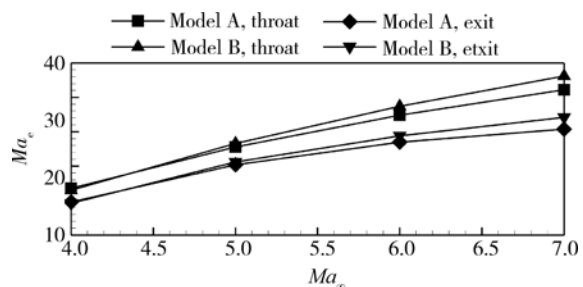


图 15 喉道和出口截面马赫数随着来流马赫数变化

Fig. 15 Variation of Mach number at throat and exit plane with free stream Mach number

4 结 论

本文基于马赫数分布可控的轴对称基准流场设计方法,研究了一种改进的基准流场并基于该流场设计了圆形进口内收缩进气道,得出以下结论:

1) 将基准流场的一道较强的前缘弯曲激波分解为一道较弱的弯曲激波和部分等熵压缩波,压缩效率明显提高.相对通常的“两波三区”基准流场 BF-A,本文的“四波四区”基准流场 BF-B 在设计点压比增加 9.8%,同时总压恢复系数提高了 8.6%,接力点压比和流量系数分别提高了 36.9%和 2.7%.

2) 通常的基准流场为“两波三区”,本文的基准流场可以概括为“四波四区”.BF-A 靠近中心体处的流线有 2 次明显的阶跃压升,BF-B 则存在 3 次和 4 次阶跃压升.

3) 本文设计的进气道 model B 流场结构较好地保持了基准流场特点,外压段明显存在一道前缘激波和部分压缩波且来流马赫数由高到低两者依次封口,接力点流量系数高达 0.876,比 model A 高 5.7%.

4) 不同来流马赫数下,新型进气道具有更高的压缩效率和流量捕获能力.当来流马赫数较高时,新型进气道唇口激波较弱且与等熵压缩波分别打在肩部附近,避免了肩部分离的同时提高了进气道性能. $Ma=7.0$ 时,model B 的出口总压恢复系数为 0.472,相对 model A 提高了 23.6%.

作为轴对称基准流场一种“四波四区”波系配置方式,该方案有待于进一步研究和实验验证.另外,这种设计理念完全可以应用到二维弯曲激波进气道设计中.

参考文献:

- [1] Van Wie D, Mölder S. Applications of Busemann inlets design for flight at hypersonic speeds[R]. AIAA 92-1210, 1992.
- [2] SUN Bo, ZHANG Kunyuan, WANG Chengpeng, et al. Investigation on a streamtraced hypersonic busemann inlet[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224(1): 57-63.
- [3] 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.
- [4] 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. 3D inward turning inlet design basing on axisymmetric nozzle and its preliminary assessment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 147-152. (in Chinese)
- [5] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA-2005-3379, 2005.
- [6] 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)
- [7] 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)
- [8] 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 based on concept of controllable Mach number distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2484-2491. (in Chinese)
- [9] 郭军亮, 黄国平, 尤延铖, 等. 改善内乘波式进气道出口均匀性的内收缩基本流场研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(5): 1934-1940.
GUO Junliang, HUANG Guoping, YOU Yancheng, et al. Study of internal compression flow field for improving the outflow uniformity of internal wave rider inlet[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5): 1934-1940. (in Chinese)
- [10] Billig F S, Baurle R A, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[R]. AIAA 99-4974, 1999.
- [11] Ramasubramanian V, Lewis M, Starkey R. Performance of various truncation strategies employed on hypersonic

- Busemann inlets[R]. AIAA 2009-7249, 2009.
- [12] Oswatish K. Pressure recovery in missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds [R]. NACA TM 1140, 1947.
- [13] Smart M K. Optimization of two-dimensional scramjet inlets[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 430-433.
- [14] 陈兵, 徐旭, 王元光, 等. 定几何混压式轴对称超声速进气道设计及性能计算[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 373-379.
- CHEN Bing, XU Xu, WANG Yuanguang, et al. Design and performance calculation the mixed-compression fixed-geometry axisymmetric supersonic inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 373-379. (in Chinese)
- [15] 李永洲, 张堃元, 李志华, 等. Ma 数分布可控的高超声速进气道改进设计初探[R]. 长沙: 2012 年火箭推进技术学术年会, 2012.
- [16] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization [R]. AIAA-2006-297, 2006.
- [17] 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)
- [18] 王翼, 范晓楠, 梁剑寒, 等. 三维侧压高超声速进气道不启动流场试验与数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1927-1932.
- WANG Yi, FAN Xiaoqiang, LIANG Jianhan, et al. Experimental and numerical investigation on the unstart flowfield of a three-dimensional sidewall compression hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6): 1927-1932. (in Chinese)