

## 四段修型弥散反射激波中心体基准流场研究

李永洲, 张堃元, 钟启涛  
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 针对高超声速内收缩进气道宽马赫数范围工作的要求,设计了一种四段修型弥散反射激波中心体基准流场,可明显提高基准流场来流马赫数高于设计点来流马赫数(6.0)时的压缩效率,巡航点(来流马赫数为 7.0)出口总压恢复系数较下凹圆弧中心体基准流场提高了 2.3%。此外,基于两种基准流场分别设计了圆形进口内收缩进气道并在来流马赫数为 5.0~8.0 范围内进行数值计算,结果表明:来流马赫数高于设计点来流马赫数时,四段修型进气道的压缩效率更高。有黏条件下,来流马赫数为 8.0 时二者的增压比近似相等,四段修型进气道喉道截面出口总压恢复系数相对提高了 1.1%。

**关 键 词:** 高超声速; 基准流场; 中心体; 宽马赫数范围; 内收缩进气道  
**中图分类号:** V439 **文献标志码:** A

### Investigation of basic flowfield with center body consisting of four spline curves diffusing reflected shock wave

LI Yong-zhou, ZHANG Kun-yuan, ZHONG Qi-tao

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** A basic flowfield with center body consisting of four spline curves diffusing reflected shock wave was designed to meet the operation requirement of the hypersonic inward turning inlet in a wide Mach number range. The compression efficiency increased obviously when the incoming flow Mach number was higher than that of the design point (6.0), and the exit total pressure recovery coefficient increased by 2.3% compared with the basic flowfield with concave arc center body at cruise point (incoming flow Mach number of 7.0). Besides, the inward turning inlets with circular shape intake were designed based on these two categories of basic flowfield. The numerical simulation results from the incoming flow Mach number of 5.0—8.0 indicate that the four spline curves inlet has higher compression efficiency when the incoming flow Mach number is higher than that of the design point. The pressure ratio is approximately equal while the throat exit total pressure recovery coefficient of four spline curves inlet increases by 1.1% when the incoming flow Mach number of 8.0 under viscous condition.

**Key words:** hypersonic; basic flowfield; center body; wide Mach number range; inward turning inlet

超燃冲压发动机宽马赫数范围工作要求使得设计高超声速进气道时必须兼顾设计点和非设计点的性能。不但要保证进气道设计点具有较高的

性能,同时也要尽可能地提高非设计点的性能。20 世纪 60 年代至今,以 Busemann 进气道为代表的高超声速内收缩进气道被广泛研究<sup>[1-3]</sup>。这种进气

道一般采用曲激波和等熵压缩波共同压缩,压缩效率高且低马赫数下流量捕获能力强,加之采用流线追踪技术,使得其具有广泛的适应性,以上优势使得其越来越受到国内外研究者的重视.由于高超声速内收缩进气道通常采用流线追踪技术从基准流场中“割出”部分封闭流管,基准流场直接决定进气道的性能,因此提高基准流场的性能显得尤为重要.除了 Busemann 流场,主要研究的还有倒置等熵喷管流场<sup>[4-5]</sup>、等楔角和等压力梯度流场<sup>[6]</sup>、内乘波进气道的基准流场<sup>[7]</sup>、改善出口均匀性的 ICFC (internal conical flow “C”) 和 ICFD (internal conical flow “D”) 流场<sup>[8]</sup>、压力可控基准流场<sup>[9-10]</sup> 和马赫数分布可控基准流场<sup>[11]</sup> 等轴对称基准流场.

为了避免前缘曲激波在基准流场的对称轴处产生马赫反射,通常在对称轴处放置等直中心体.反射激波取决于其波前流场和中心体构型,等直中心体会产生较强的反射激波,尤其在低马赫数下极易造成进气道肩部附面层分离.为了减弱反射激波强度,文献<sup>[12]</sup>提出了一种下凹圆弧中心体基准流场,在设计点将较强反射激波弥散为等熵压缩波.但是,不论等直中心体还是下凹圆弧中心体基准流场,当前研究重点关注设计点的性能及兼顾内收缩进气道接力点的流量捕获和起动能力,很少直接对基准流场非设计点的性能进行评估.加速型高超声速飞行器要求超燃冲压发动机在宽马赫数范围内提供足够的推力,而发动机所提供的最大推力与所捕获的流量成正比,因此作为发动机进气部件的进气道,其设计要求必须满足宽马赫数范围内流量要求和总压恢复要求.为了满足流量要求,内收缩进气道设计中可以适当降低基准流场的型面设计马赫数<sup>[13]</sup>.这样便存在巡航点来流马赫数大于型面设计马赫数的情况,此时考察非设计点尤其是高于设计点时基准流场的性能显得十分必要.对下凹圆弧中心体基准流场宽马赫数范围的数值模拟发现,来流马赫数高于设计点来流马赫数时这种下凹圆弧会造成中心体前半段膨胀加速,入射激波强度增大,加之入射激波后气流转折角较大,造成中心体附近反射激波强度也较大,进而降低了基准流场的压缩效率.基于该基准流场设计的进气道内唇罩附面层分离的可能性也会增加,而且较强的反射激波可能造成进气道肩部附面层分离等.因此,本文在马赫数分布可控基准流场设计方法基础上,探索了一种四段修型弥散反射激波中心体(下文简称

四段修型中心体)基准流场设计方法,以期提高内收缩进气道高于设计点尤其是巡航点的总体性能.在来流马赫数( $Ma_\infty$ )为 5.0~8.0(巡航点  $Ma_\infty$  为 7.0)范围内对这种基准流场特点和性能进行研究,然后基于该基准流场设计了圆形进口高超声速内收缩进气道并进行数值模拟.

## 1 四段修型中心体基准流场设计

马赫数分布可控基准流场作为一种初步的反设计流场<sup>[14]</sup>,其设计参数包括:型面设计马赫数  $Ma_i$ 、进口半径  $R_i$ 、前缘压缩角  $\delta$ 、中心体半径  $R_c$  和马赫数分布规律  $Ma(x)$  的系数  $a, b, c$ . 反正切分布规律(式(1))作为一种较优的分布规律,初始段和末尾段梯度小,因此入射激波强度较弱同时内收缩比  $R_{ci}$  较小,压缩效率高且利于自启动.

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

其中  $Ma_r$  为入射激波后壁面起始点处马赫数.

考虑到进气道宽马赫数范围的总体性能尤其是提高流量捕获能力,型面设计马赫数取  $Ma_i = 6.0$ ,在  $\delta = 4^\circ$ ,  $R_c/R_i = 20\%$  和反正切分布规律条件下设计下凹圆弧中心体基准流场(BF1),总收缩比  $R_{ci} = 6.4$ ,内收缩比  $R_{ci} = 1.78$ . 图 1 给出了设计点的无黏流场马赫数分布( $R$  为径向高度).由于设计下凹圆弧中心体初始段时尽可能地保持了与入射激波后气流方向一致以减弱反射激波强度,最终反射激波被弥散为一系列等熵压缩波,虽然部分压缩波仍会汇聚成激波但是强度显著变弱,此时中心体处经过反射激波的增压比为 1.64,出口总压恢复系数为 0.949.

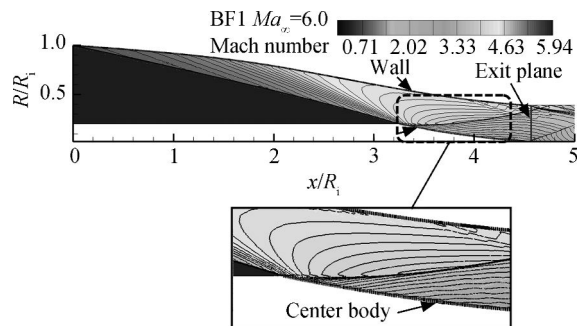


图 1 设计点下凹圆弧中心体基准流场结构(BF1)

Fig. 1 Structure of basic flowfield with concave arc center body at design point(BF1)

由于进气道宽马赫数范围工作的要求加之巡航点来流马赫数大于型面设计马赫数,对基准流场宽马赫数范围的性能评估十分必要.图 2 给出

了基准流场的来流马赫数高于设计点来流马赫数,即巡航点( $Ma_\infty = 7.0$ )BF1的流场结构.设计点时为了尽可能保证中心体初始段与入射激波后气流方向基本一致,中心体起始点切线与来流方向夹角较大,近似为 $11.4^\circ$ .当来流马赫数高于设计点来流马赫数时,气流出现了明显的膨胀加速过程,中心体处入射激波的波前马赫数增加到8.25,波后增压比为11.7,入射激波强度较大.另外,靠近中心体的入射激波后气流方向与中心体夹角也较大,见局部放大图,造成中心体处反射激波后增压比为4.8,强度变大.BF1后半段为等熵压缩,出口总压恢复系数高达0.871.

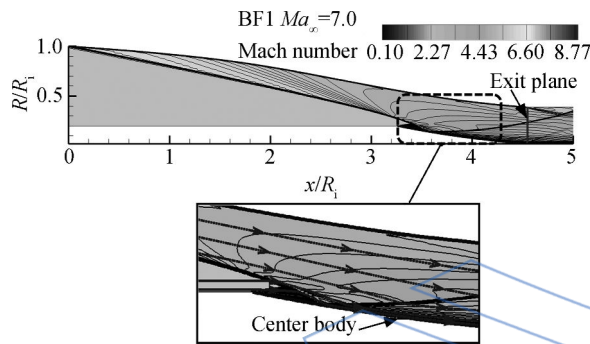


图2 巡航点下凹圆弧中心体基准流场结构(BF1)

Fig. 2 Structure of basic flowfield with arc center body at atcruise point (BF1)

为了进一步提升这类变中心体基准流场高于设计点尤其是巡航点的性能,本文设计了一种四段修型中心体基准流场(BF2),其设计参数与BF1相同,唯一的区别在于中心体型线,图3给出了这两种中心体型线的具体组成.BF1和BF2的总收缩比和内收缩比相等.对于四段修型中心体,初步设计中初始段采用与来流方向夹角较小( $6^\circ$ )的直线段,后接一段上凸圆弧,保证 $Ma_\infty = 7.0$ ,8.0时入射激波都落在其迎风侧,末尾段仍是一段较长下凹圆弧,两段圆弧之间光滑过渡.当来流马赫数高于设计点来流马赫数时,由于初始段膨胀角减小,中心体附近的入射激波波前马赫数降低;入射激波打在上凸圆弧的迎风侧以减小其波后气流与中心体夹角,从而反射激波强度减小,其背风侧产生的膨胀波与反射激波同侧相交可以进一步减弱反射激波强度;过渡段和末尾段的下凹圆弧主要产生等熵压缩波进一步压缩气流,因此四段修型中心体可以同时减弱中心体附近入射和反射激波强度,不但可以提高基准流场来流马赫数高于设计点来流马赫数时的性能,而且进气道

内唇罩附面层不易分离.另外,四段修型中心体由于初始段与来流方向夹角较小,进气道外罩阻力也有所下降.图3(a)给出巡航点( $Ma_\infty = 7.0$ )BF2的流场结构,入射激波靠近中心体处波前马赫数为7.72,波后增压比为9.3,反射激波后靠近中心体增压比为3.6,强度减弱.出口总压恢复系数为0.891,较BF1提高2.3%,二者压缩量近似相等,增压比约为23.

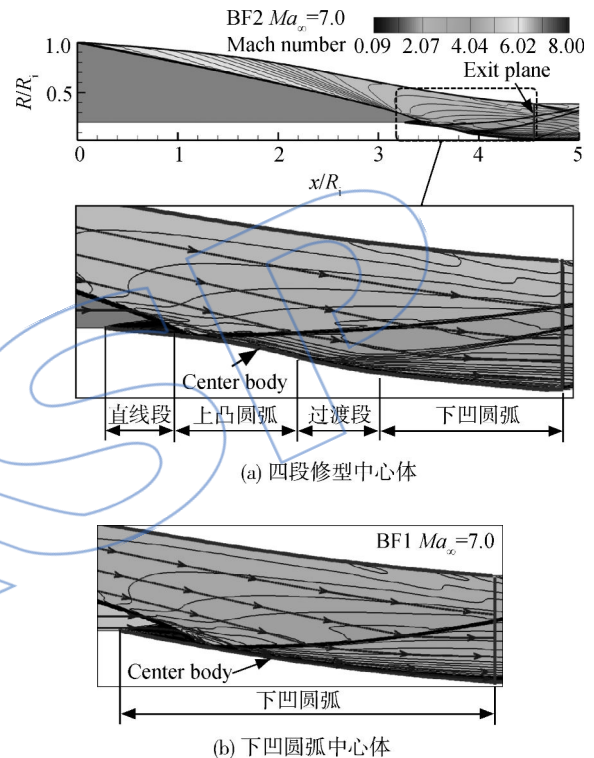


图3 下凹圆弧和四段修型中心体的组成及巡航点流场结构

Fig. 3 Components of concave arc center body and center body consisting of four spline curves, and flowfield structure at cruise point

虽然基准流场BF2高于设计点的性能有所提高,但是考虑到宽马赫数范围工作需要,必须考察其设计点和低来流马赫数时的性能.图4给出了设计点时BF2的流场结构,中心体附近的入射激波后气流方向与中心体初始段存在约为 $4^\circ$ 的夹角.这样在入射激波相同的情况下,与BF1相比,BF2的反射激波强度更大,进而造成压缩效率降低.此时中心体处反射激波的增压比为1.86.此外,上凸圆弧的背风侧仍存在膨胀区,过渡段的下凹圆弧部分等熵压缩波汇聚为一道较弱激波.BF2的出口总压恢复系数为0.931,较BF1降低1.9%,二者压缩量基本相等.

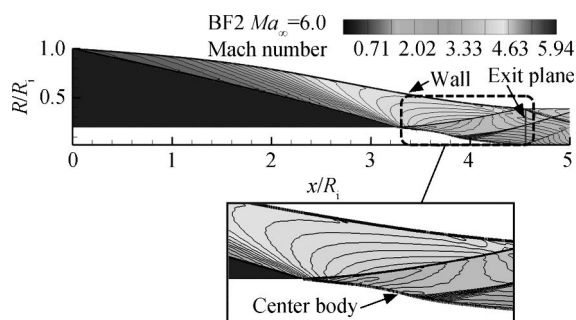


图4 设计点四段修型中心体基准流场结构(BF2)

Fig. 4 Structure of basic flowfield with center body consisting of four spline curves at design point (BF2)

## 2 基准流场总体性能分析

进气道压缩效率  $\eta_c^{[15]}$  与推进系统单位推力接近线性关系,因此基准流场的评价指标中引入此参数. 在  $Ma_\infty = 5.0 \sim 8.0$  范围内对基准流场进行无黏数值计算, BF1 和 BF2 的设计参数以及中心体的起始点均相同,因此二者流量系数相等. 图5给出了两种基准流场出口性能参数随  $Ma_\infty$  的变化规律,从图5(a)可以看出,随着  $Ma_\infty$  的增

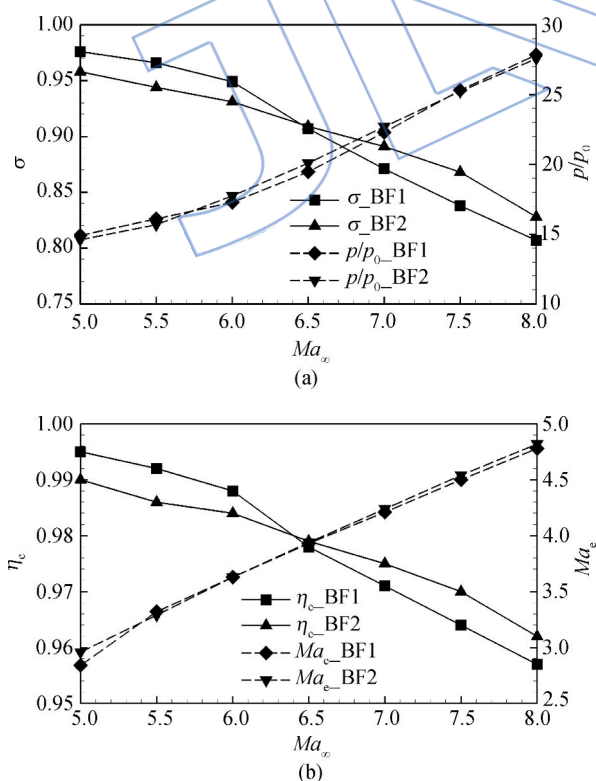
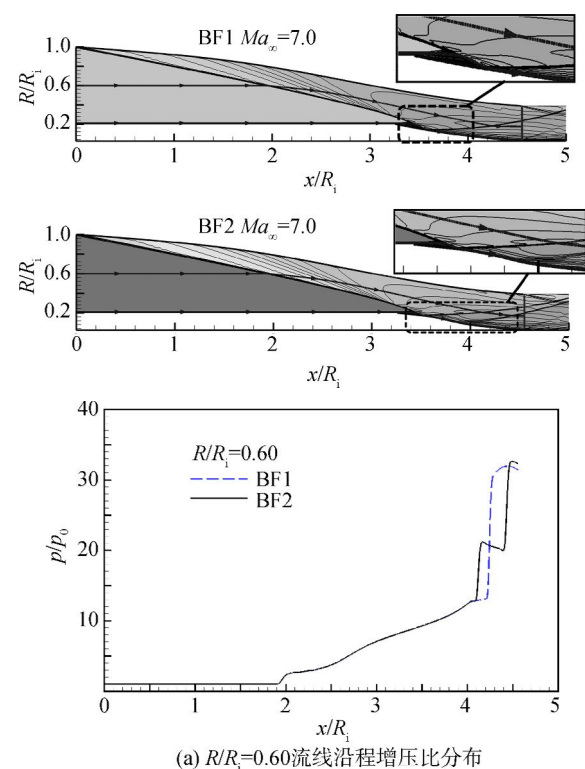


图5 基准流场不同来流马赫数时的出口性能参数

Fig. 5 Exit performance parameters of basic flowfield at different incoming flow Mach numbers

加,二者增压比  $p/p_0$  近似相等, BF1 的出口总压恢复系数在  $Ma_\infty \geq 6.0$  时下降梯度明显增大,当  $Ma_\infty > 6.5$  时 BF2 的出口总压恢复系数大于 BF1; 当  $Ma_\infty < 6.5$  时正好相反. BF2 的出口总压恢复系数在最低来流马赫数 ( $Ma_\infty = 5.0$ ) 时较 BF1 降低了 1.8%, 最高来流马赫数 ( $Ma_\infty = 8.0$ ) 时提高了 2.6%. 从图5(b)可以看出,压缩效率  $\eta_c$  的变化趋势与出口总压恢复系数基本一致,但是变化范围不大,在 0.960~0.995 之间. 对于出口马赫数 ( $Ma_e$ ), 随着  $Ma_\infty$  增加,  $Ma_e$  近似线性增加,变化范围在 2.9~4.8 之间, BF1 和 BF2 相差很小. 以上研究表明,设计基准流场时需要关注宽马赫数范围的性能,四段修型中心体方案可以折中高低马赫数的总体性能,尤其可以提高高马赫数时基准流场总体性能.

为了进一步分析两种基准流场总体性能差别的原因及流场特点,选取两个典型状态下的流场进行分析. 图6给出了巡航点 ( $Ma_\infty = 7.0$ ) 基准流场的两条典型流线及对应的沿程增压比和出口总压恢复系数分布. 从图6(a)和图6(b)可以看出,沿着  $R/R_i = 0.60$  的流线,经过前缘入射激波时, BF1 和 BF2 的增压比 ( $p/p_0$ , 其中  $p$  为静压,  $p_0$  为来流静压) 在相同位置跃升; 随后 BF2 的气流依次经过 2 道较弱的反射激波,而 BF1 的气流只经过 1 道反射激波. BF2 的 2 道反射激波之间的

(a)  $R/R_i = 0.60$  流线沿程增压比分布

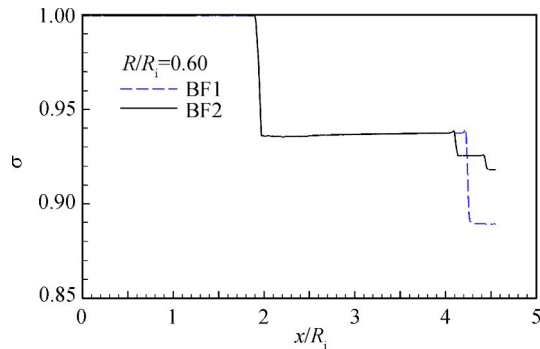
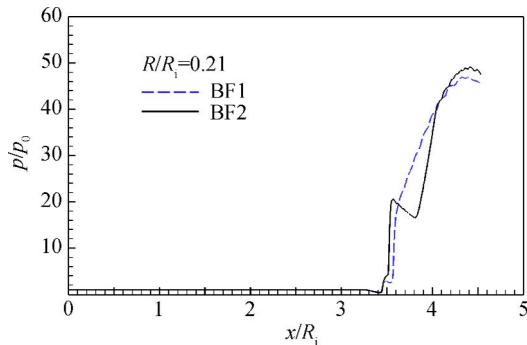
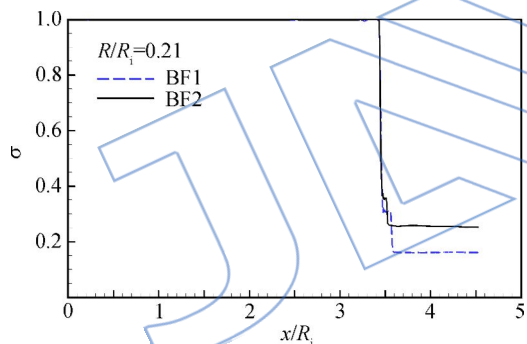
(b)  $R/R_1=0.60$ 流线沿程出口总压恢复系数分布(c)  $R/R_1=0.21$ 流线沿程增压比分布(d)  $R/R_1=0.21$ 流线沿程出口总压恢复系数分布

图6 巡航点基准流场的流线及对应的沿程增压比和出口总压恢复系数分布

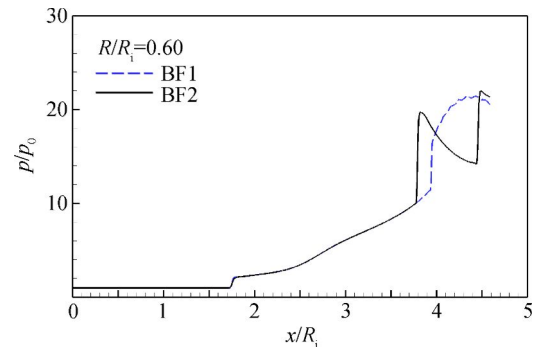
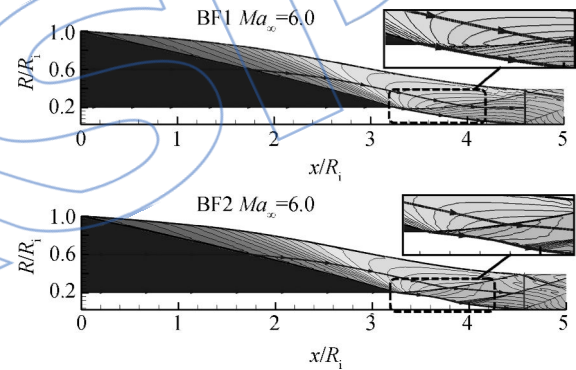
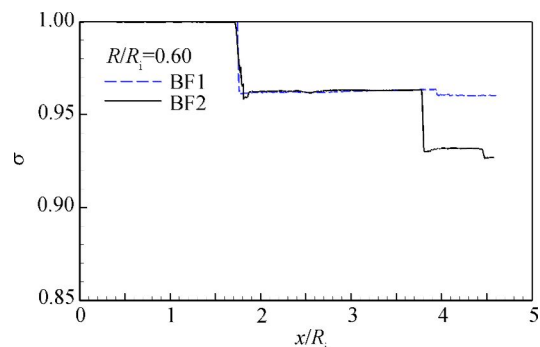
Fig. 6 Streamlines of basic flowfield and distribution of corresponding  $p/p_0$  and  $\sigma$  at cruise point

在明显压力下降区. 二者反射激波后都是等熵压缩区, 出口总压恢复系数保持不变. 二者出口处增压比近似相等, 但是由于 BF2 反射波系的 2 次阶跃压升代替了 BF1 的 1 次阶跃压升, 故其压缩效率更高.

对于非常靠近中心体的流线  $R/R_1=0.21$ , 见图 6(c) 和图 6(d), 由于 BF1 的中心体初始段膨胀角 ( $11.4^\circ$ ) 较大, 造成入射激波前马赫数较大, 波后增压比更大, 总压损失较大. 相比 BF2, BF1 的反射激波更强, 总压损失更大. BF2 的反射激波后气流还需经过一段膨胀区, 增速减压, 因为其后紧接的是等熵压缩, 出口总压恢复系数不变.

总体而言, 二者的出口处增压比近似相等, 但 BF2 的出口总压恢复系数更大. 综上分析, BF1 和 BF2 的出口处增压比近似相等, 但 BF2 的出口总压恢复系数更大, 因此巡航点 BF2 出口总压恢复系数也更大.

图 7 给出了设计点基准流场的两条典型流线及对应的沿程增压比和出口总压恢复系数分布,  $R/R_1=0.60$  的流线经过入射激波时 BF1 和 BF2 的压升相同, 总压相等. 由于 BF2 的中心体初始段压缩角较大, 第 1 道反射激波更强, 总压损失较大, 而后还经过过渡段等熵压缩波汇聚的第 2 道较弱反射激波, 总压损失较小. BF1 只经过 1 道部分等熵压缩波汇聚的较弱反射激波, 出口总压恢复系数下降很小. BF2 的 2 道反射激波之间存在明显的膨胀区, 但二者反射激波后都是等熵压缩区. 出口处 BF1 和 BF2 增压比近似相等, BF1 出

(a)  $R/R_1=0.60$ 流线沿程增压比分布(b)  $R/R_1=0.60$ 流线沿程出口总压恢复系数分布

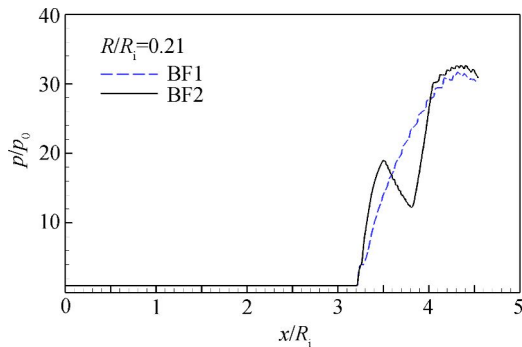
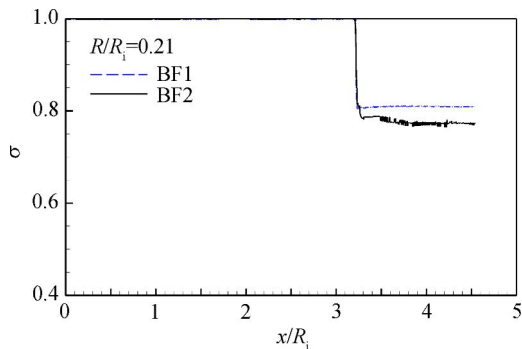
(c)  $R/R_1=0.21$  流线沿程增压比分布(d)  $R/R_1=0.21$  流线沿程出口总压恢复系数分布

图7 设计点基准流场的流线及对应的沿程增压比和出口总压恢复系数分布

Fig. 7 Streamlines of basic flowfield and distribution of corresponding  $p/p_0$  and  $\sigma$  at design point

口总压恢复系数更大。

对于非常靠近中心体的流线  $R/R_1=0.21$ , 参数变化规律与  $R/R_1=0.60$  的流线基本一致。只是此处 BF1 经过入射激波后近似为等熵压缩, 总压保持不变; BF2 先经过 1 道较弱的反射激波, 出口总压恢复系数下降, 反射激波波后近似为等熵压缩波区。出口处 BF1 的出口总压恢复系数也较大。综上分析, 设计点时 BF1 的出口总压恢复系数更大。

### 3 内收缩进气道总体性能

在相同圆形进口条件下, 基于基准流场 BF1 和 BF2 采用流线追踪技术<sup>[16]</sup> 分别设计内收缩进气道 model A 和 model B。图 8 给出两个进气道的进口截面及气动构型, model A 唇口板上凸, model B 唇口板前段部分下凹, model A 和 model B 无黏构型的总收缩比分别为 7.0 和 6.7, 黏性修正后分别为 4.6 和 4.5。隔离段长度分别取 7 倍喉道截面当量直径。为了排除激波附面层相干对进气道性能的影响, 首先对进气道无黏构型进行无黏计算; 接着对进气道黏性修正后构型进行有

黏计算, 湍流模型为 renormalization group(RNG)  $k-\epsilon$  模型, 2 阶迎风格式离散, 标准壁面函数法<sup>[10]</sup>。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。按照表 1 给出的等动载条件采用 Fluent 软件对进气道进行三维数值计算,  $q$  为动载,  $H$  表示飞行高度,  $T$  为静温,  $T^*$  为总温。

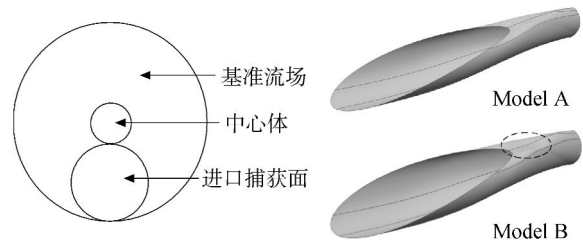


图8 进气道进口截面及气动构型

Fig. 8 Intake plane and aerodynamic configuration of inlet

表1 不同飞行条件下的来流参数 ( $q=64.2 \text{ kPa}$ )Table 1 Incoming flow parameters of different flight conditions ( $q=64.2 \text{ kPa}$ )

| $Ma_\infty$ | $H/\text{km}$ | $p/\text{Pa}$ | $T/\text{K}$ | $T^*/\text{K}$ |
|-------------|---------------|---------------|--------------|----------------|
| 5.0         | 22.65         | 3670          | 219.2        | 1315.2         |
| 6.0         | 25.0          | 2549          | 221.6        | 1816.7         |
| 7.0         | 27.0          | 1880          | 223.5        | 2414.2         |
| 8.0         | 28.8          | 1433          | 225.3        | 3109.1         |

图 9 给出了无黏时进气道喉道截面的出口总压恢复系数和增压比变化曲线。对于出口总压恢复系数, 当  $Ma_\infty > 6.5$  时 model B 大于 model A, 当  $Ma_\infty < 6.5$  时正好相反, 这与对应的基准流场变化规律一致。Model B 的出口总压恢复系数相对 model A 在  $Ma_\infty = 7.0$ ,  $Ma_\infty = 8.0$  时分别提

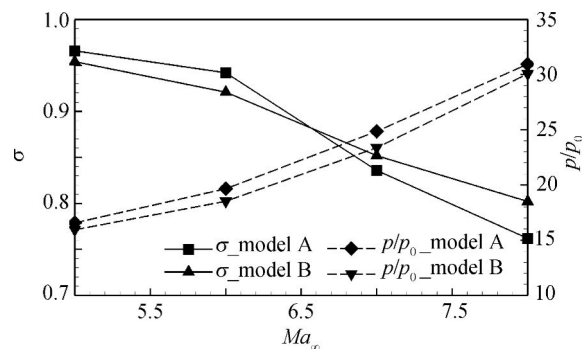


图9 无黏时喉道截面出口总压恢复系数和增压比随来流马赫数的变化

Fig. 9 Variation of  $\sigma$  and  $p/p_0$  at throat plane with  $Ma_\infty$  under inviscid condition

高了1.9%和5.2%,  $Ma_\infty=6.0$ 时降低了2.2%。对于增压比, model A 压缩量大于 model B, 这与基准流场变化规律有一定差别, 这是因为 model A 的总收缩比较大的缘故。

由图10可以看出, 无黏时喉道截面马赫数  $Ma_{th}$  随着来流马赫数增加而增加, 当  $Ma_\infty \geq 6.0$  时线性变化。Model A 和 model B 的差别很小, 变化范围在2.9~4.7。总体而言, 流线追踪内收缩进气道较好地保持了基准流场的性能特点。

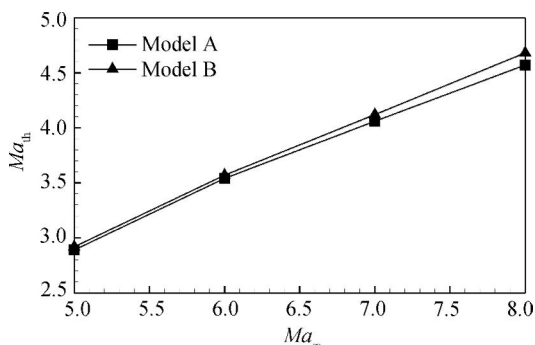


图10 无黏时喉道截面马赫数随着来流马赫数的变化

Fig.10 Variation of Mach number at throat plane with  $Ma_\infty$  under inviscid condition

对于 model A 和 model B 黏性修正后构型的有黏计算结果, 其性能参数变化规律与无黏时基本一致。由于黏性的影响二者差别变得更小, 增压比近似相等, 在喉道截面处,  $Ma_\infty=8.0$  时二者增压比约为20, model B 的出口总压恢复系数相对 model A 提高了1.1%, 但是  $Ma_\infty=6.0$  时 model B 的出口总压恢复系数相对降低了0.5%。

## 4 结 论

本文基于马赫数分布可控的基准流场设计方法, 在研究了下凹圆弧中心体基准流场宽马赫数范围流场特点的基础上提出了一种四段修型弥散反射激波中心体构型并据此设计了圆形进口内收缩进气道并进行数值研究, 主要得出以下结论:

1) 下凹圆弧中心体设计点时弥散了反射激波, 基准流场压缩效率较高, 但来流马赫数高于设计点来流马赫数时下凹圆弧初始段膨胀加速明显, 入射激波后气流方向与中心体夹角较大, 造成入射和反射激波强度增加, 压缩效率降低。

2) 相比下凹圆弧中心体, 四段修型中心体通过减小初始段角度和采用上凸圆弧设计, 来流马赫数高于设计点来流马赫数时膨胀角和入射激波后气流压缩角都降低, 其基准流场压缩效率高于

下凹圆弧中心体基准流场, 巡航点 ( $Ma_\infty=7.0$ ) 时其出口总压恢复系数可提高2.3%。设计点时四段修型中心体初始段压缩角增加, 出口总压恢复系数相对降低了1.9%。

3) 两个进气道总体性能参数变化趋势与对应的基准流场基本一致。来流马赫数高于设计点来流马赫数时, 四段修型进气道压缩效率更高,  $Ma_\infty=8.0$  时无黏条件下 model B 的喉道截面出口总压恢复系数相对 model A 提高了5.2%, 有黏条件下相对提高了1.1%。

## 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] Gollan R J, Ferlemann P G. Investigation of REST: class hypersonic inlet designs [R]. AIAA-2011-2254, 2011.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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)
- [6] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake [R]. AIAA-2005-3379, 2005.
- [7] 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)
- [8] 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)
- [9] 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 con-

- trolled pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 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 the basic flowfield with controllable Mach number distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 765-774. (in Chinese)
- [12] 南向军, 张堃元. 采用新型基准流场的高超声速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)
- [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. 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] 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 concept of controllable Mach number distribution hypersonic inward turning inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2484-2491. (in Chinese)
- [15] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [16] Billig F S, Baurle R A, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[R]. AIAA 99-4974, 1999.