

文章编号:1000-8055(2009)03-0573-08

## 弹用模块化 Busemann 进气道数值研究

孙 波<sup>1</sup>, 张堃元<sup>2</sup>, 武晓松<sup>1</sup>

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 对经过附面层修正后的模块化扇形流管流线追踪进气道进行了数值模拟,以截短角度和收缩比对这种进气道总体性能的影响进行了研究,主要得到以下结论:附面层修正能够大幅提高进气道的流量系数和流场均匀性;经附面层修正后的扇形流管流线追踪进气道有较好的性能,流量系数能达到 0.9 以上,在流管内没有大的分离区;进气道流量系数和压缩量随着截短角度的增大而增大,而收缩比越大,流量系数越小,压缩量越大;发动机推力与进气道流量系数有关,发动机推力和比冲基本上均随截短角度的增大而增大,而收缩比对它们的影响并不明显。

**关 键 词:** 超燃冲压发动机; Busemann 进气道; 流线追踪; 数值模拟

**中图分类号:** V231.3

**文献标识码:** A

### CFD analysis of modular hypersonic Busemann inlets

SUN Bo<sup>1</sup>, ZHANG Kun-yuan<sup>2</sup>, WU Xiao-song<sup>1</sup>

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** Modular streamtraced Busemann inlets were studied in detail for Mach 7.8 flight at 20km altitude conditions. Numerical simulations were performed to study the effect of truncation angle and contraction ratio on the performance parameters of inlets, which were created by correcting the inviscid streamlines for turbulent boundary layer displacement obtained from finite difference calculations. To assess these inlets and calculate engine performance, they were coupled to an ideal combustor and nozzle. Mass-weighted average performance parameters of inlet/exit obtained by simulations were used as combustor entry flow conditions. The fuel used in the calculation is octane. The results show that mass capture ratio varies from 0.89 to 0.97 with truncation angles of  $2^{\circ} \sim 10^{\circ}$ . Larger truncation angle leads to higher mass capture ratio, pressure ratio and engine specific impulse.

**Key words:** scramjet; Busemann inlet; streamline traced; numerical simulation

进气道作为超燃冲压发动机的关键部件,一方面要为发动机提供所需的空气,另一方面必须对空气进行足够的压缩,以满足燃烧的需要。而前期超燃发动机的研究表明,进气道的性能成为制

约发动机性能的关键因素,对进气道的研究已受到国内外的重视。当前国内外研究的高超声速进气道主要有以下几种构型:二维压缩式、轴对称式以及三维压缩式。进气道形式的选择需要与飞行

**收稿日期:** 2008-03-10; **修订日期:** 2008-11-10

**基金项目:** 江苏省博士后科研资助计划项目(0802017C)

**作者简介:** 孙波(1980-),男,山东平邑人,博士,讲师,研究领域为内流气体动力学。E-mail: hypersun@mail.njust.edu.cn

器总体方案、发动机设计方案协调进行,每一种形式的进气道都有其各自的特点.轴对称形式的进气道适合外形受到限制的高超声速巡航导弹使用,二维平面压缩、三维压缩进气道能够充分利用飞行器前体预压缩作用,适合高超声速飞机和空天飞机使用.一直以来,国内外开展的进气道研究主要集中在常规的二维压缩进气道、三维侧压式进气道,而最近内收缩式进气道受到越来越大的关注.

在文献[1-2]中,Billig 和 Kothari 对内收缩进气道的概念做了介绍.他们把进气道分为三种类型:内收缩进气道、外收缩进气道和平板进气道.他们引入径向偏移参数来界定进气道的类型.

Busemann 进气道是较早被研究的一种内收缩进气道.最近几年,国内外陆续提出了各种新型的内收缩进气道,包括矩形转椭圆进气道<sup>[3]</sup>、模块化乘波进气道<sup>[4-5]</sup>、乘波内收缩进气道<sup>[6]</sup>等.这些进气道的共同之处在于均是采用某一轴对称流场为基本流场,然后再引入流线追踪技术得到三维压缩进气道,他们最大的不同在于轴对称基本流场的设计.这种进气道能够充分保留其基本流场的优点,并能根据需要选择不同的流管形状.

SCRAM 导弹<sup>[7]</sup>采用的 Busemann 进气道表现出了很高的性能,本文的目的便是采用 Busemann 进气道的基本设计方法<sup>[8]</sup>,并引入附面层修正,结合理想的燃烧室和喷管模型对 SCRAM 导弹所用扇形流线追踪进气道进行研究,以期获得高性能的弹用流线追踪进气道.

## 1 进气道附面层修正

由于粘性存在,根据无粘理论设计的进气道在粘性作用下将会产生比无粘设计更高的压缩量、较低的流量系数,因此对进气道进行附面层修正是必要的.本文利用 Cebeci 和 Bradshaw 提供的有限差分法求解二维可压缩湍流附面层方程的程序<sup>[9]</sup>,由求得的附面层位移厚度对进气道型面进行修正.该程序可以求解有压力梯度的可压缩湍流附面层,需要输入的参数有进气道主流速度沿程分布、转捩点位置、来流参数等.本文首先对这种附面层修正方法进行了验证,以设计马赫数  $Ma_1 = 7$ ,收缩比  $CR = 6$  的基准 Busemann 进气道为对象,利用 FLUENT 软件分别对该进气道在无粘、粘性条件下进行了数值模拟,其中粘性计算分别针对进气道无附面层修正、经光滑平板湍流附面层修正<sup>[10]</sup>以及经 Cebeci 程序修正三种型面.

计算得到的壁面压力分布如图 1 所示.由图可见,以光滑平板湍流附面层修正经粘性计算得到的静压分布与未修正型面相比变化很小,经 Cebeci 程序修正的型面粘性计算压力分布已与未修正前无粘计算相当接近.

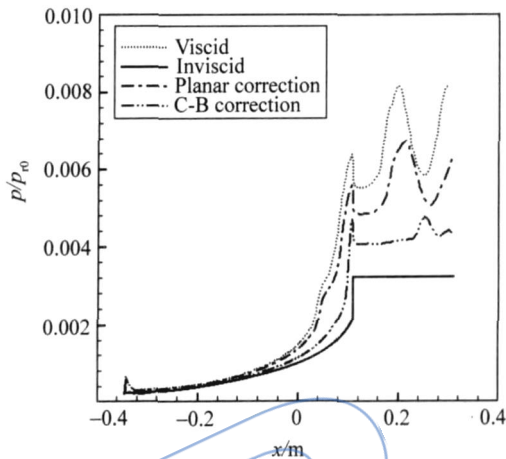


图 1 附面层修正前后基准进气道壁面压力分布  
Fig. 1 Pressure distributions of uncorrected and corrected Busemann inlets

## 2 进气道数值模拟

### 2.1 进气道模型

模型基本参数如下:型面设计马赫数  $Ma_1$  均为 7.8;进气道未进行附面层修正前总收缩比  $CR_t$  为 6 或 8,截短角度为  $2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ ;前缘基线 90 扇形半径均为 114.3 mm;经附面层修正得到最终的进气道型面之后,为保证进气道在转级马赫数  $Ma = 4$  时能够自启动,内收缩比亦通过向后切除唇口板的方法控制在 1.24~1.26 之间<sup>[11]</sup>.图 2 所示为典型的扇形流管流线追踪进气道模型图,它的主要特征参数为:修正前总收缩比为 6,截短角度为  $6^\circ$ ,修正后总收缩比为 5.13,进气道(从进口前缘至喉道)长 562.4 mm.

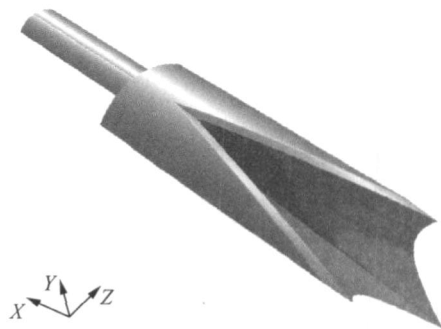


图 2 典型扇形流管流线追踪进气道

Fig. 2 Typical 90° fan-shaped streamtraced inlet

图 3 为进气道长度随截短角度、修正前收缩比的变化规律. 由于附面层修正对进气道的长度没有影响, 因此修正前后进气道的长度是一致的. 由图可见, 同一截短度数下, 进气道长度随修正前收缩比变化不大, 有时甚至相等; 然而截短角度的变化引起了进气道长度的很大变化, 进气道长度随着截短角度的增大而显著减小. 图 4 所示为进气道修正后实际总收缩比随截短角度的变化关系, 可以看出在具有相同的修正前总收缩比时, 实际总收缩比随着截短角度的增大基本呈线性增加, 这是因为截短角度越小, 进气道越长, 附面层发展得就越厚, 修正后就会有较大的喉道面积, 导致了较小的收缩比.

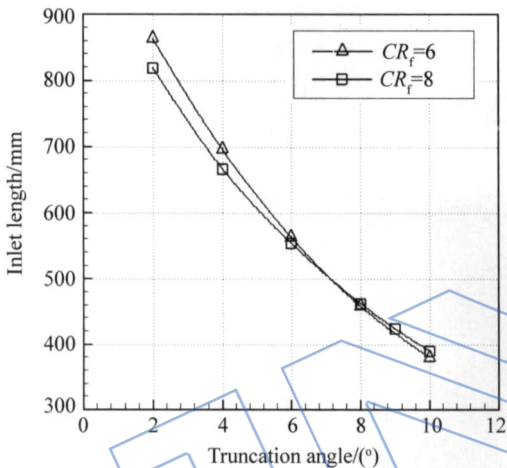


图 3 截短角度、修正前收缩比对修正后进气道长度的影响

Fig. 3 Inlet length vary with truncation angle and uncorrected contraction ratio

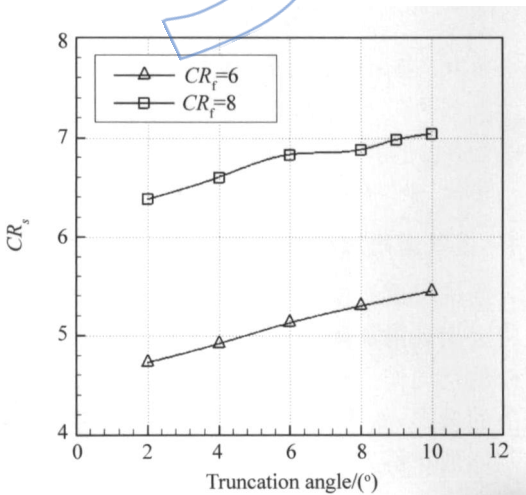


图 4 截短角度、修正前收缩比对修正后进气道总收缩比的影响

Fig. 4 Corrected contraction ratio of inlets vary with truncation angle

## 2.2 数值方法和计算网格

计算中选用的紊流模型为  $RNG\ k\epsilon$  模型, 近壁处采用标准壁面函数法. 流动方程、 $k$  方程、 $\epsilon$  方程的离散均选择二阶迎风格式.

由于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. 网格总数均在 50 万左右, 分子粘性系数采用 Sutherland 公式计算, 对壁面取绝热无滑移、固体边界条件.

计算中比定压热容  $c_p$  为温度的函数, 具体表达式见文献[12]. 计算来流条件<sup>[7]</sup>: 高度 20 km, 来流马赫数  $Ma_0 = 7.8$ , 静压  $p = 5529\text{ Pa}$ , 静温  $T = 216.7\text{ K}$ .

## 2.3 数值模拟结果

图 5、图 6 为数值模拟得到的图 2 所示进气道的沿程截面、对称面上的等马赫线图. 由图 5 可见, 进气道的曲线前缘形成的激波是曲面的, 该激波基本上与后掠唇口相切, 只在接近唇口终点时有很小的溢流面积, 这保证了该进气道有较高的捕获流量. 另外, 这种进气道的后掠唇口板上不存在大分离区, 这主要得益于其前缘激波在进气道流管内产生的相交反射激波强度较弱, 该激波只是造成侧板附面层增厚.

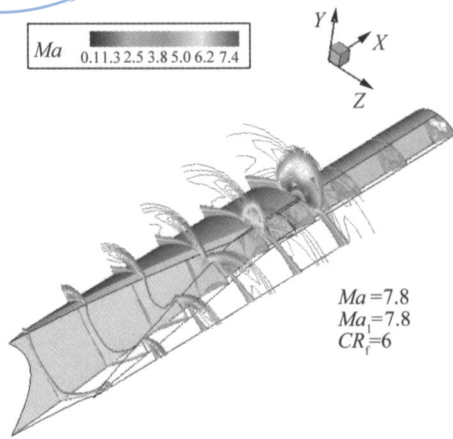


图 5 进气道沿程截面等马赫线图(截短角度为 6°)

Fig. 5 Mach number contours on the cross planes normal to the streamwise direction at truncation angle  $6^\circ$

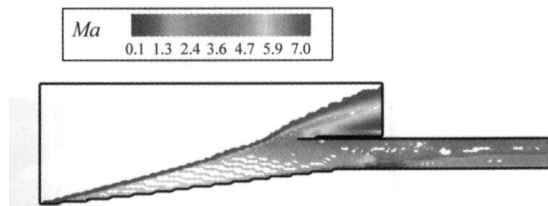


图 6 进气道对称面等马赫线图

Fig. 6 Mach number contours on the symmetry

由图 6 可见,唇口激波打在肩点后方,与两侧板相交处的附面层发生了强烈的相互作用,产生了较小的分离区以及较厚的低速低能区,在隔离段出口,主流区只占不到总面积的一半。

图 7~图 10 为修正后进气道流量系数、喉道总压恢复、喉道马赫数与截短角度、修正前总收缩比的变化关系。可见随着截短角度的增大,流量系数基本上是增加的,这主要是因为截短角度越大,进气道越短(图 3),前缘激波距唇口越近,溢流面积减小导致溢流量减小的结果。而当进气道收缩比较大时,流量系数较低,这是显而易见的,因为收缩比较大将导致几何溢流和压差溢流都增大。进气道流量系数均在 0.9 左右,收缩比为 6、截短角度为 10 时达到了最高值 0.97。随着截短角度和收缩比的增加,由于激波和非等熵压缩的增强,

喉道总压恢复和马赫数均是下降的,温升比增加,进气道压缩量增大。

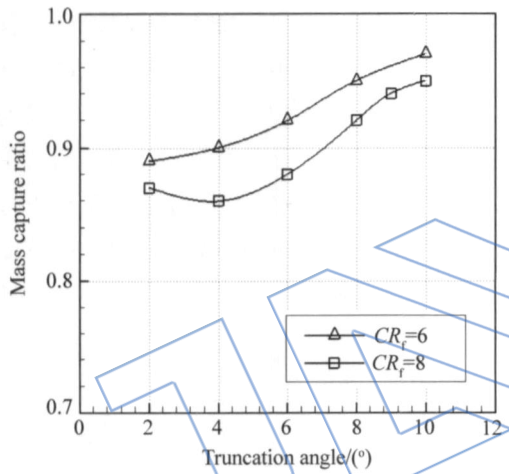


图 7 截短角度、收缩比对修正后进气道流量系数的影响  
Fig. 7 Mass capture ratio of corrected inlets vary with truncation angles and uncorrected contraction ratios

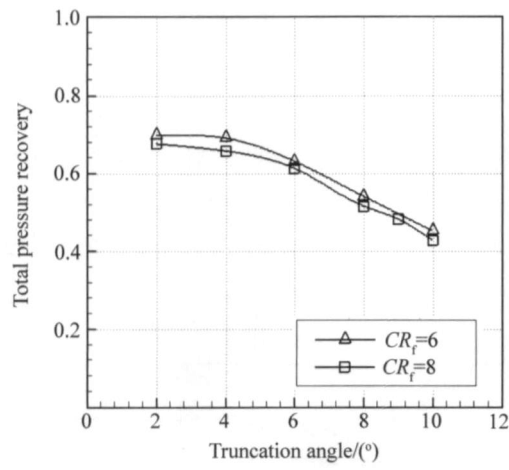


图 8 截短角度、收缩比对修正后进气道总压恢复的影响  
Fig. 8 Throat total pressure recovery vary with truncation angles and uncorrected contraction ratios

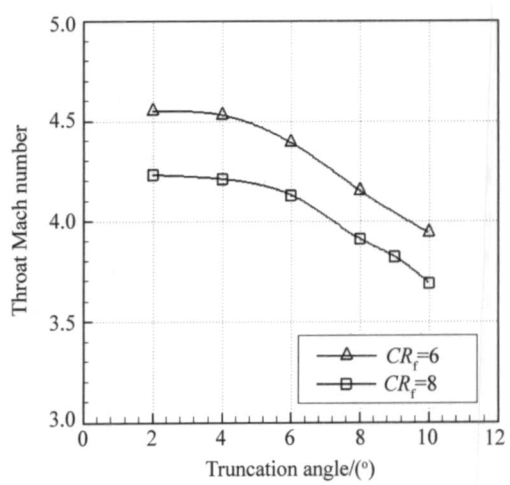


图 9 截短角度、收缩比对修正后进气道喉道马赫数的影响  
Fig. 9 Throat Mach number vary with truncation angles and uncorrected contraction ratios

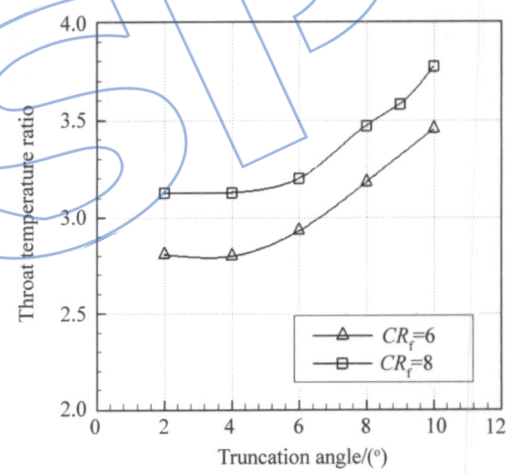


图 10 截短角度、收缩比对修正后进气道喉道温升比的影响  
Fig. 10 Throat Mach number vary with truncation angles and uncorrected contraction ratios

2.4 进气道附加阻力计算

当进气道有溢流即流量系数小于 1 时,进气道将会出现附加阻力,它是进气道前预入自由流管外的空气作用在其表面上的压力在自由来流方向上的投影,如图 11 所示<sup>[13]</sup>。对图中的捕获流管控制体列守恒方程得

连续方程:  $\dot{m}_1 = \rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2$  (1)

动量方程:

$p_1 A_\infty - p_2 A_2 - F_x = \dot{m}_1 v_2 - \dot{m}_1 v_1$  (2)

其中  $F_x = F_p + F_f - F_{add}$ ,可得

$F_{add} = \dot{m}_1 (v_2 - v_1) - p_1 A_\infty + p_2 A_2 + F_p + F_f$  (3)

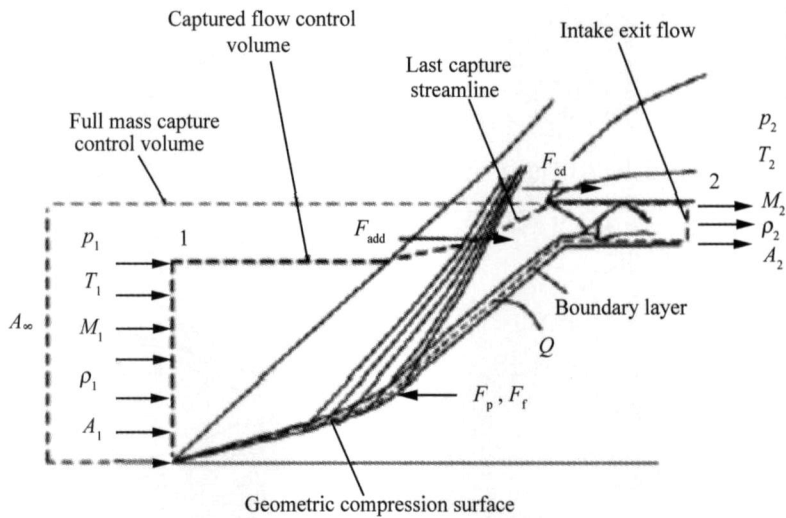


图 11 进气道捕获流管控制体

Fig. 11 Captured flow control volume for a generic inlet

式中  $v_1$  为来流速度,  $p_1$  为来流静压,  $A_\infty$  为捕获面积,  $A_2$  为喉道面积均为已知量,  $\dot{m}_1$  为捕获流量,  $v_2$  为喉道速度,  $p_2$  为喉道压力,  $F_p$  为进气道压差阻力,  $F_f$  为进气道摩擦阻力均可由数值模拟得到, 因此便可通过式 (3) 求出附加阻力  $F_{add}$ . 然后, 再由下式求得附加阻力系数  $C_{add}$

$$C_{add} = \frac{F_{add}}{\frac{1}{2} \rho v_1^2 A_\infty} \quad (4)$$

通过上述方法计算了不同收缩比和截断角度的扇形流管进气道的附加阻力系数, 结果如图 12 所示. 可见收缩比较大时, 由于溢流量较大, 导致附加阻力较大. 在收缩比为 8 时, 随着截断角度的增大, 附加阻力亦增大; 而在收缩比为 6 时, 附加

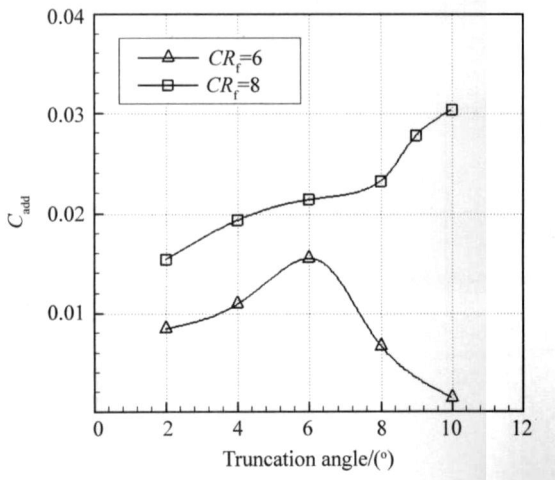


图 12 进气道附加阻力系数随截短角度、收缩比的变化关系

Fig. 12 Additive drag coefficient vary with truncation angles and uncorrected contraction ratios

阻力在截短角为 6 时达到最大值, 这是溢流面积和前缘激波后压力共同作用的结果.

### 3 发动机性能计算

在计算发动机性能时, 进气道出口 (即燃烧室进口参数) 由数值模拟得到, 然后根据燃烧室模型和喷管模型得到出口参数, 根据进出口参数便可求得发动机推力、比冲等性能. 图 13 所示为发动机主要截面的位置. 本文采用的燃烧室、喷管模型来自于文献 [14], 下面进行详细介绍.

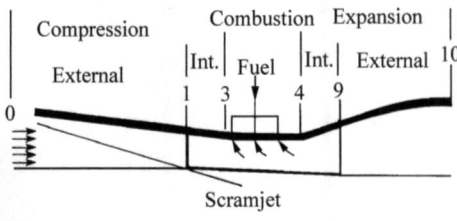


图 13 发动机参考位置示意图

Fig. 13 Positions of engine key sections

#### 3.1 计算模型

##### 3.1.1 等面积燃烧室模型

- 燃料:  $C_8H_8$ , 其化学恰当油气比  $f_{st} = 0.0664$ ;
- 热值:  $h_{PR} = 44786 \text{ kJ/kg}$ ;
- 气体常数:  $R = 289.3 \text{ (m/s)}^2/\text{K}$ ;
- 比热比:  $\gamma_b = 1.238$ ;
- 参考温度:  $T_0 = 222.2 \text{ K}$ ;
- 实际油气比为化学恰当油气比即  $f = f_{st}$ ;
- 燃烧效率:  $\eta_b = 0.9$ ;
- 燃料喷射轴向速度比:  $\frac{V_{fx}}{V_3} = 0.5$ ;

燃料喷射总速度比:  $\frac{V_f}{V_3} = 0.5$ ;

燃烧室有效阻力系数:

$$C_G \frac{A_w}{A_3} = \frac{\text{combustor drag}}{0.5 \rho_3 V_3^2 A_3} = 0.1.$$

燃料焓值  $h_f = 0$ , 燃料焓值与其热值相比要小得多, 因此计算时忽略不计. 而对于等面积燃烧计算, 由动量方程和能量方程可得

$$V_4 = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad (5)$$

其中

$$a = 1 - \frac{R}{2C_{pb}}$$

$$b = -\frac{V_3}{1+f} \left\{ \left( 1 + \frac{RT_3}{V_3^2} \right) + f \cdot \frac{V_{fx}}{V_3} - \frac{C_G}{2} \cdot \frac{A_w}{A_3} \right\}$$

$$c = \frac{RT_3}{1+f} \left\{ 1 + \frac{1}{C_{pb} T_3} \left[ \eta_p f h_{PR} + f h_{fi} + f C_{pb} T_0 + \left( 1 + f \cdot \frac{V_f^2}{V_3^2} \right) \frac{V_3^2}{2} \right] \right\}$$

当燃烧室进口气流速度  $V_3$  为亚声速时, 式(5)取负号,  $V_3$  为超声速时取正号. 而  $b^2 = 4ac$  时燃烧室出口为声速, 即壅塞状态, 这一状态包括超声速进口和亚声速进口两种情况, 假设进气道出口比热比  $\gamma = 1.4$ , 则可求得对应的超声速进口马赫数为 3.55, 对应的亚声速进口马赫数为 0.41, 则超燃时进口马赫数不应低于 3.55, 亚燃时应等于 0.41.

由能量方程可得燃烧室出口温度

$$T_4 = \frac{c}{R} - \frac{V_4^2}{2C_{pb}}$$

由连续方程可得燃烧室出口压比

$$\frac{p_4}{p_0} = (1+f) \frac{p_3}{p_0} \frac{T_4}{T_3} \frac{V_3}{V_4}$$

### 3.1.2 喷管计算

喷管膨胀效率:  $\eta_e = 0.9$ ;

比热比:  $\gamma_e = 1.238$ ;  $\frac{p_{10}}{p_0} = 1.4$ ;

气体常数:  $R = 289.3 \text{ (m/s)}^2 / \text{K}$ ;

出口角度系数:  $C_{ea} = \frac{u_{10}}{V_{10}} = 1$ .

对绝热膨胀过程, 有

$$T_{10} = T_4 \left\{ 1 - \eta_e \left[ 1 - \left( \frac{p_{10}}{p_1} \frac{p_1}{p_4} \right)^{(R/C_{pe})} \right] \right\}$$

由能量方程得

$$V_{10} = \sqrt{V_4^2 + 2C_{pe}(T_4 - T_{10})}$$

由连续方程得

$$\frac{A_{10}}{A_1} = (1+f) \frac{p_1}{p_{10}} \frac{T_{10}}{T_1} \frac{V_1}{V_{10}}$$

### 3.1.3 发动机总体性能计算模型<sup>[13]</sup>

发动机控制体如图 14 所示, 图中  $F_{cd}$  表示进气道唇口阻力, 该值可由数值模拟得到;  $F_{exd}$  表示外表面所受的外部阻力, 假设外表面压力等于来流压力  $p_0$ , 外表面上所受的摩擦力为零, 则  $F_{exd} = 0$ .

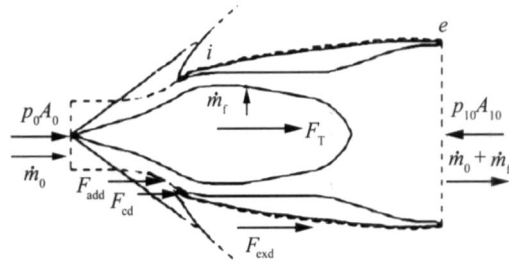


图 14 发动机控制体

Fig. 14 Engine control volume

发动机推力:

$$F_T = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f) V_{10} - \dot{m}_0 V_0 + (p_{10} - p_0) A_{10} - F_{add} - F_{cd}$$

推力系数:  $C_T = \frac{F_T}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 A_{10}}$

比冲:  $I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}_1 g_f}$ , 式中  $g$  为标准海平面重力加速度值, 取为  $9.8 \text{ m/s}^2$ .

### 3.2 发动机性能计算结果

根据进气道数值模拟结果和上述燃烧室模型, 经计算得到燃烧室出口马赫数如图 15 所示. 可见燃烧室出口马赫数与图 9 所示的进口马赫数

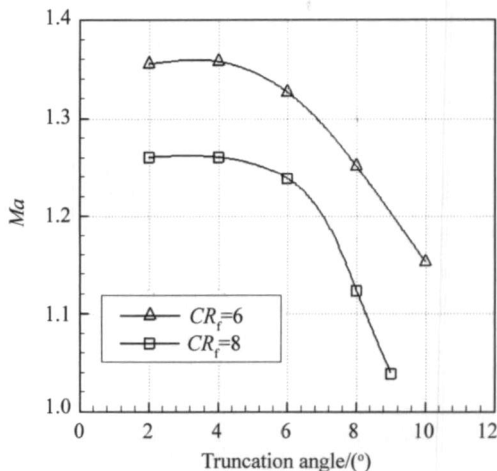


图 15 燃烧室出口马赫数与截短角度、收缩比的关系

Fig. 15 Combustor exit Mach number vary with truncation angles and uncorrected contraction ratios

有相同的分布规律,随着截短角度、修正前收缩比的增大而减小,在  $CR_f = 8$ ,截短角度  $9^\circ$  时燃烧室出口马赫数已非常接近 1.0,即已接近壅塞状态,而当截短角度  $10^\circ$  时,由于进口马赫数已小于极限值,此时计算模型已无解。

根据上述发动机模型得到的发动机推力系数和比冲值分别示于图 16 和图 17 中。可见,不同进气道的发动机推力系数介于  $0.078 \sim 0.1$  之间,比冲介于  $714 \sim 796 \text{ s}$  之间。发动机推力系数随着截短角度的增加而增加,而修正前收缩比对它的影响并不明显。

进气道修正前收缩比为 6 时,发动机比冲随着截短角度的增大而增大,在截短角度  $10^\circ$  时达到最大值  $796 \text{ s}$ 。而  $CR_f = 8$  时却是在截短角度  $8^\circ$  时达到最大值,而小于  $8^\circ$  时,  $CR_f = 8$  的进气道较  $CR_f = 6$  的有更大的比冲。

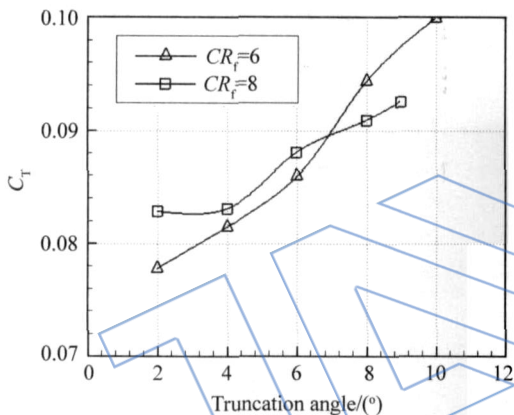


图 16 发动机推力系数与截短角度、收缩比的关系

Fig. 16 Engine thrust coefficient vary with truncation angles and uncorrected contraction ratios

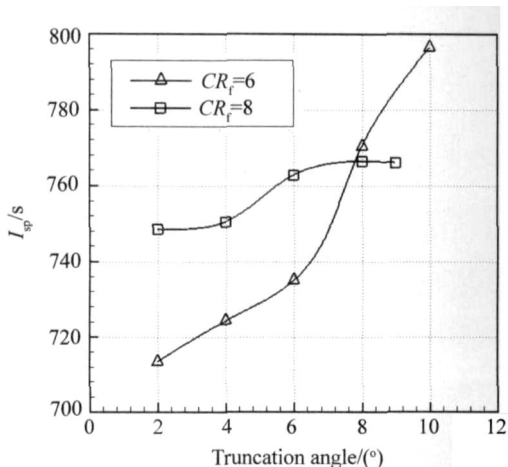


图 17 发动机比冲与截短角度、收缩比的关系

Fig. 17 Specific impulse vary with truncation angles and uncorrected contraction ratios

## 4 结 论

本文对经过附面层修正后的扇形流管流线追踪进气道进行了数值模拟,获得了这种进气道的流场结构和基本性能,并结合发动机理论模型研究了进气道性能对发动机性能的影响,主要得到以下结论:

1) 附面层修正能够大幅提高进气道的性能,主要是流量系数和流场均匀性;

2) 经附面层修正后的扇形流管流线追踪进气道有较好的性能,流量系数能达到 0.9 以上,在流管内没有大的分离区;

3) 截短角度和收缩比均对进气道的性能有重大影响,进气道流量系数和压缩量随着截短角度的增大而增大,而收缩比越大,流量系数越小,压缩量越大;

4) 发动机推力与进气道流量系数有重要关系,发动机推力和比冲基本上均随截短角度的增大而增大,而收缩比对它们的影响并不明显。

## 参考文献:

- [1] Billig F S, Kothari A. Streamline tracing-a technique for designing hypersonic vehicles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3):465-471.
- [2] Kothari A P, Tarpley C, McLaughlin T A, et al. Hypersonic vehicle design using inward turning flowfields [R]. AIAA Paper 96-2552.
- [3] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition[R]. AIAA 98-0960.
- [4] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA 2005-3379.
- [5] 尤延铨, 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)
- [6] Barkmeyer D E F, Starkey R P, Lewis M J. Inverse waverider design for inward turning inlets [R]. AIAA 2005-3915.
- [7] Billig F S. SCRAM-a supersonic combustion ramjet missile [R]. AIAA Paper, 93-2329.
- [8] Billig F S, Baurle R A, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[R]. AIAA Paper, 1999-4974.
- [9] Cebeci T, Bradshaw P. Physical and computational aspects of convective heat transfer[M]. New York: Springer-Verlag, 1994.

- [10] 梁德旺,张堃元,赵一鄂. 流体力学基础[M]. 北京:航空工业出版社,1998 年.
- [11] 孙波,张堃元. Busemann 进气道起动问题初步研究[J]. 推进技术, 2006,27(2):128-131.  
SUN Bo, ZHANG Kundayuan. Preliminary investigation of busemann inlet starting characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006,27(2):128-131. (in Chinese)
- [12] 梁德旺,李博,容伟. 热完全气体的热力学特性及其 N-S 方程的求解[J]. 南京航空航天大学学报,2003,33(4):424-429.  
LIANG Dewang, LI Bo, RONG Wei. Thermodynamic characteristics of thermally perfect gas and solution of N-S equations[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003,35(4):424-429. (in Chinese)
- [13] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a low-drag hypersonic intake[R]. AIAA 2003-7045.
- [14] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington DC:AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc,1994.

JALSP