

文章编号:1000-0887(2004)01-0085-08

# 高超声速飞行器前体压缩性能研究<sup>\*</sup>

刘 嘉, 姚文秀, 雷麦芳, 王发民

(中国科学院 力学研究所 LHD,北京 100080)

(本刊原编委卞阴贵推荐)

**摘要:** 用数值模拟的方法研究了高超声速飞行器前体不同型面与进气性能的关系,分析了二级压缩构型在不同压缩角组合和来流攻角下的流场品质和产生的压缩效果。研究表明,对于高超声速飞行器,采用多级压缩的前体构型可以得到较好的预压缩效果和优良的流场品质;同时,攻角和不同的压缩角组合会对压缩性能产生影响。因此,采用多级压缩的前体构型、优化各级压缩角的组合是决定飞行器前体预压缩性能的重要因素,同时也是开展前体/发动机一体化设计的关键。

**关键词:** 高超声速飞行器; 一体化设计; 压缩性

**中图分类号:** V211 **文献标识码:** A

## 引 言

对以吸气式发动机为动力的高超声速飞行器,机身/推进系统一体化设计是高超声速飞行器设计的关键技术之一<sup>[1-4]</sup>。前体与进气道的一体化设计就是要把前体作为进气道的预压缩面,为进气道提供所需压缩量的均匀流场,并满足进气道设计的需求。为此,要求前体有较高的预压缩率和在进气道入口处提供均匀的流场(压力、速度和密度的梯度尽量小,气流方向角尽量一致),但又要求对马赫数和攻角的变化不太敏感,以降低非设计工况下进气道流场的畸变,保证发动机稳定的工作,反之则会大大提高进气道和发动机设计的复杂程度<sup>[5]</sup>。因此,研究高超声速飞行器前机身构型和进气性能的关系是一个重要的课题。

O'Neil 研究了超声速冲压发动机乘波飞行器的一体化设计方法<sup>[6,7]</sup>。他的研究指出,高超声速巡航和加速飞行器的总性能受到燃烧室流场的均匀性的影响,均匀的质量流量、压力和温度对有效的燃烧是非常重要的。由飞行器的前体提供给发动机的流场特性,所以无论是在展向还是沿进气道高度的方向,前体流场本身必须是均匀的。他的研究表明,对于由锥形激波产生的乘波构型前体,进气道头罩表面是从锥体流场的流线追踪形成的,进气道流动近似为二维流动。

NASA Langley 研究中心研究了马赫 10 的双燃料升力体巡航飞行器的气动布局<sup>[8]</sup>,对进气道的参数设计进行了研究,认为以一定角度组合的四个压缩面的前体构型是最优选择。该布局可以允许进气道为平唇口,唇口激波在进气道肩部。而将唇口位置放低,结合四个压缩面的

\* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2003-07-31

作者简介: 刘嘉(1970—),女,河北人,博士(E-mail:liujia2003@hotmail.com);  
王发民(联系人.Tel:86-10-62537660;E-mail:wangfm@imch.ac.cn).

重新布置,可以得到更好的进气道捕获量。同时,通过对有上翘的进气道唇口的研究表明,唇口的上翘在某种程度上削弱了唇口激波,增加了阻力。

本文用数值模拟的方法研究了不同前体构型的流场特点,给出了其对进气道性能影响的评价参数,并对两级压缩的构型在不同攻角和不同压缩角组合的情况做出了分析。证明选取合理的压缩角,采用多级压缩的方法设计飞行器前体型面是一个比较有效而实用的方法。

## 1 控制方程和数值方法

无量纲三维 N-S 方程的积分形式为:

$$\begin{cases} \int_{\Omega} \frac{\partial}{\partial t} \rho d\Omega + \oint_{\Gamma} \rho \mathbf{q} \cdot d\mathbf{S} = 0, \int_{\Omega} \frac{\partial}{\partial t} \rho \mathbf{q} d\Omega + \oint_{\Gamma} \rho \mathbf{q} (\mathbf{q} \cdot d\mathbf{S}) = \oint_{\Gamma} \boldsymbol{\tau}_n \cdot d\mathbf{S}, \\ \int_{\Omega} \frac{\partial}{\partial t} e d\Omega + \oint_{\Gamma} e (\mathbf{q} \cdot d\mathbf{S}) = \oint_{\Gamma} \boldsymbol{\tau}_n \cdot d\mathbf{S} + \oint_{\Gamma} C \frac{\partial}{\partial n} (p/\rho) d\mathbf{S}, \\ p = (\gamma - 1) \left( e - \frac{1}{2} \rho \mathbf{q}^2 \right), \boldsymbol{\tau} = - \left( p + \frac{2}{3} \mu \operatorname{div}(\mathbf{q}) \right) \mathbf{I} + \mu \boldsymbol{\varepsilon}. \end{cases} \quad (1)$$

这里,  $\Gamma$  为控制体  $\Omega$  的边界曲面,  $C = \gamma/(\gamma - 1) \cdot \mu/p_r$ ,  $p_r = \mu c_p/k_\lambda$ ,  $\boldsymbol{\tau}_n$  为微元面积  $d\mathbf{S}$  上的单位面积上的应力,  $\boldsymbol{\varepsilon}$  为应变张量。

将方程(1)进一步写成单元体上的离散形式:

$$V_{i,j,k} \cdot \frac{dU_{i,j,k}}{dt} = -R_{i,j,k} + R_{V_{i,j,k}}, \quad (2)$$

其中:  $U_{i,j,k} = 1/V_{i,j,k} \iiint_{\Omega} U dx dy dz$ ,  $R_{i,j,k}$  为离散后的无粘项,  $R_{V_{i,j,k}}$  为有粘项,

$$R_{i,j,k} = R_{i+1/2,j,k} - R_{i-1/2,j,k} + R_{i,j+1/2,k} - R_{i,j-1/2,k} + R_{i,j,k+1/2} - R_{i,j,k-1/2}, \quad (3)$$

$$R_{V_{i,j,k}} = R_{V_{i+1/2,j,k}} - R_{V_{i-1/2,j,k}} + R_{V_{i,j+1/2,k}} - R_{V_{i,j-1/2,k}} + R_{V_{i,j,k+1/2}} - R_{V_{i,j,k-1/2}}. \quad (4)$$

本文采用有限体积法构造差格式,无粘项的离散采用二阶迎风 TVD 格式。为了避免用差分格式产生在壁面附近的数值奇异性,保持扩散项的守恒性,在离散动量方程和能量方程时采用了积分形式的粘应力求法。

让我们回到积分方程(1),其中应力张量表达式为:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} 2 \frac{\partial u}{\partial x} & \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} & 2 \frac{\partial v}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} & 2 \frac{\partial w}{\partial z} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

设  $\mathbf{n}$  为积分面外法向单位矢量,  $\mathbf{n} = n_x \mathbf{i} + n_y \mathbf{j} + n_z \mathbf{k}$  则:

$$\boldsymbol{\varepsilon} \cdot \mathbf{n} = (\mathbf{n} \cdot \operatorname{grad} u) \mathbf{i} + (\mathbf{n} \cdot \operatorname{grad} v) \mathbf{j} + (\mathbf{n} \cdot \operatorname{grad} w) \mathbf{k} + n_x \cdot \operatorname{grad} u + n_y \cdot \operatorname{grad} v + n_z \cdot \operatorname{grad} w. \quad (6)$$

对于任一标量  $\phi$ , 由梯度定义

$$\operatorname{grad} \phi = \lim_{V \rightarrow 0} \frac{\oint \phi d\mathbf{S}}{V}, \quad (7)$$

可以得六面体小体积单元上梯度的表达式:

$$\operatorname{grad} \phi = \frac{1}{V} \sum_{i=1}^6 \phi_i \mathbf{S}_i, \quad (8)$$

式中  $V$  为六面体体积,  $dS$  是微元面积积分单元,  $S_i$  为各面上的面积矢量,  $\phi_i$  为  $\phi$  在  $L$  上的值, 由 Roe 平均代替, 则:

$$\text{grad}\phi \approx \frac{1}{V} \left[ \sum_{i=1}^6 \phi_i S_{ix} i + \sum_{i=1}^6 \phi_i S_{iy} j + \sum_{i=1}^6 \phi_i S_{iz} k \right]. \quad (9)$$

用  $u, v, w$  代替  $\phi$  可得:

$$\varepsilon \cdot n = \mu \frac{\partial q}{\partial n} + \mu \cdot \text{grad}q_n. \quad (10)$$

考虑(1)中  $p + (2/3)\mu \text{div}(q)$  的离散, 要用到散度的定义,

$$\text{div}(q) = \lim_{V \rightarrow 0} \frac{\oint s(n \cdot q) dS}{V}. \quad (11)$$

粘性应力单位时间对单元所做的功为:

$$(\varepsilon \cdot n) \cdot q = \mu \left[ \frac{\partial q}{\partial n} + \text{grad}q_n \right] \cdot q, \quad (12)$$

进入该六面体单元的热量为:

$$C \frac{\partial}{\partial n} (p/\rho) ds = Cn \cdot \text{grad}(p/\rho). \quad (13)$$

为了验证计算的准确度, 我们与相同马赫数和相同压缩角度的高超声速乘波构型飞行器的实验作了对比. 实验和计算条件为: 来流马赫数  $Ma_\infty = 5$ , 攻角  $\alpha = 6^\circ$ . 图 1 和图 2 为数值模拟的高超声速飞行器模型前体部分的波系图和实验的纹影照片的对比, 可以看出二者十分一致. 表 1 为实验和计算在前机身某点处的压力系数的对比, 可以看到计算结果和实验结果符合的很好, 因此本文采用的数值处理方法是可靠的.

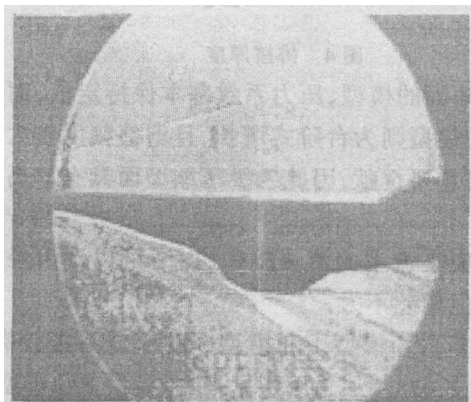


图 1 高超声速飞行器试验纹影图

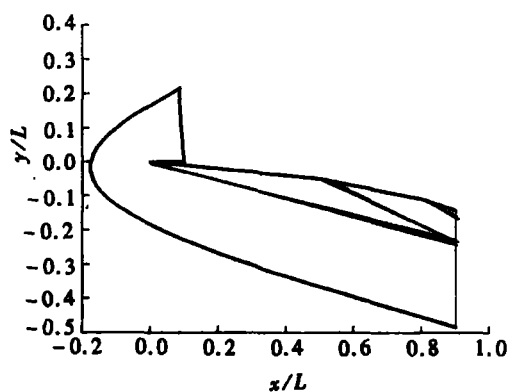


图 2 计算压力等值线图

表 1 实验结果和计算结果的对比

攻角 $\alpha$	$4^\circ$	$6^\circ$	$10^\circ$
实验 $C_p$	0.082 5	0.112 0	0.184 8
计算 $C_p$	0.083 4	0.110 5	0.186 7
误差	1.12%	1.47%	1.08%

## 2 计算结果及讨论

### 2.1 飞行器前体对进气道性能的影响

我们以设计工况为马赫数  $Ma_\infty = 5$  的巡航飞行器为研究对象, 讨论不同型面的流量系数、总压恢复系数及进气道入口截面的平均马赫数等参数的变化, 以此为基础研究前体对进气

道性能的影响机理。压力系数  $C_p$  反应了机身表面压力的大小,流量系数  $\sigma$  则代表了气流到达进气道进口界面时流管面积的相对变化量。由质量守恒定律,进气道入口 ( $A_1$ ) 流量和来流存在一个等效面积  $A_\infty$ , 则  $\sigma = \rho u / (\rho u)_\infty = A_\infty / A_1$ 。总压恢复系数  $\eta$  为进气道进口截面的质量平均总压和来流总压的比值,它反映了流经前体后的能量损失,  $\eta = p_{02} / p_{01}$ 。流场的均匀度  $\epsilon$  是描述进气道入口截面流场均匀程度的参数,流场是否均匀对进气道的性能和发动机的正常工作起到比较重要的作用,

$$\epsilon = \sum_{j=1}^n \sqrt{(M_j - \bar{M})^2 / (n \times \bar{M}^2)}$$

本文分别对特征线曲面(模型1)、一级压缩型面(模型2)和二级压缩型面(模型3)三种模型进行了数值模拟,二级压缩型面的第一级和第二级的压缩角分别为  $4^\circ$ 、 $5^\circ$ 。

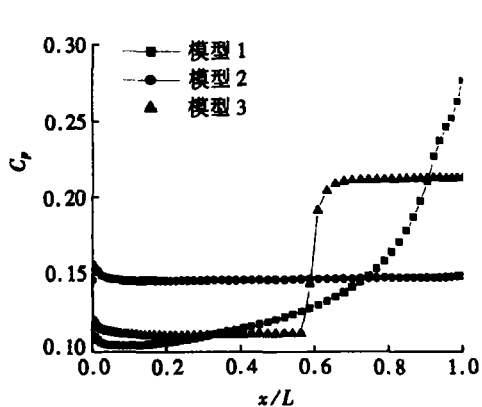


图3 压力系数

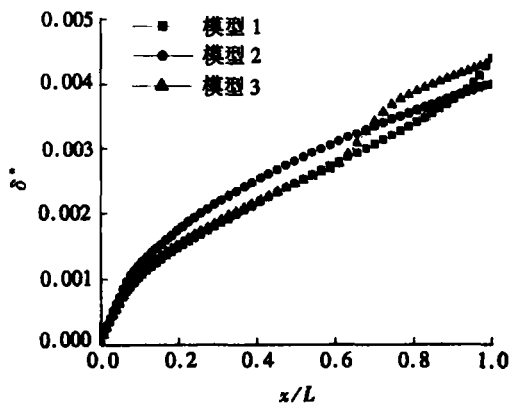


图4 排挤厚度

图3为三个模型的压力系数变化曲线。一级压缩面的模型,压力系数基本保持定值,而特征线曲面压缩的模型压力系数缓慢增长,二级压缩的模型则为台阶式增长,且增值幅度较大。众所周知,压力系数的提高将为飞行器的升阻比做出重要贡献,因此二级压缩型面具有提高压力系数的优点。

图4为三个模型的排挤厚度曲线。排挤厚度反应了流动的流量损失,由图可以看出经过在进气道入口截面上按模型2、1、3依次有所增加,但相差不大。

表2列出了三个模型的进气道入口截面的评价参数。模型1和模型3的流量系数较高,分别为2.921和3.007,模型2则明显低于前者,仅为2.478。从总压恢复来看,模型1和模型3的总压恢复系数高,而模型2较低。从进气道入口截面的平均马赫数和流场均匀度来看,模型3比前两个模型具有无可比拟的优势,经过两级压缩的流场均匀度最好,马赫数也变得比较低,同时,相比之下它也具有较薄的边界层厚度。

表2 不同物型的进气道入口截面评价参数

模型	模型1	模型2	模型3
流量系数 $\sigma$	2.921	2.478	3.007
总压恢复系数 $\eta$	8.301E-1	7.574E-1	8.144E-1
边界层厚度 $\delta$	1.354E-2	1.033E-2	1.036E-2
平均马赫数 $\bar{Ma}$	3.251	3.429	3.332
流场均匀度 $\epsilon$	0.279	0.249	0.236

模型2由于其低流量系数、低总压恢复而不可取,模型1虽然流量系数和总压恢复较高,

但其流场的均匀性和边界层厚度等均不理想,因此在此三种物型中,模型3的二级压缩构型具有较大的优势,是一种实用有效的型面选择.

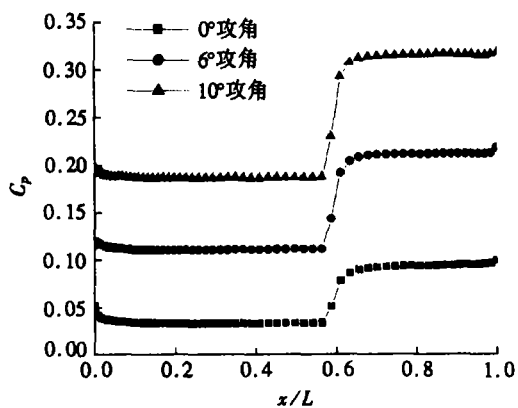


图5 不同攻角下的压力系数曲线

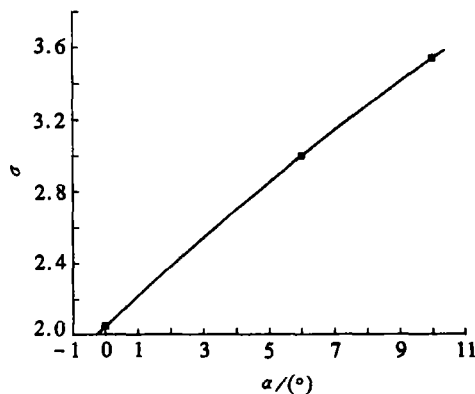


图6 流量系数随攻角的变化

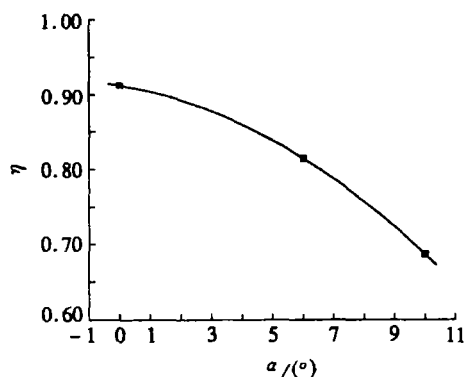


图7 总压恢复系数随攻角的变化

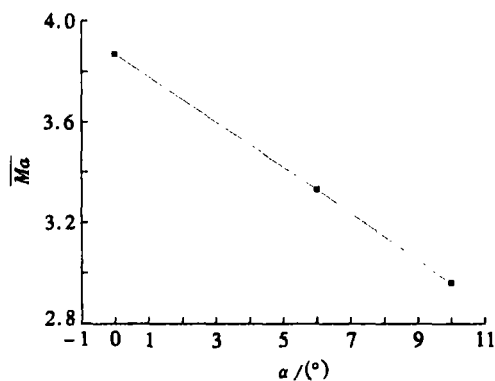


图8 进气道入口截面平均马赫数随攻角的变化

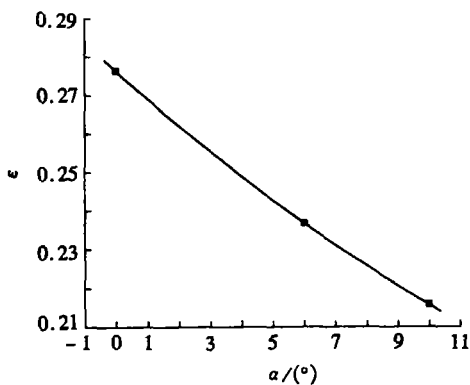


图9 流场均匀度随攻角的变化

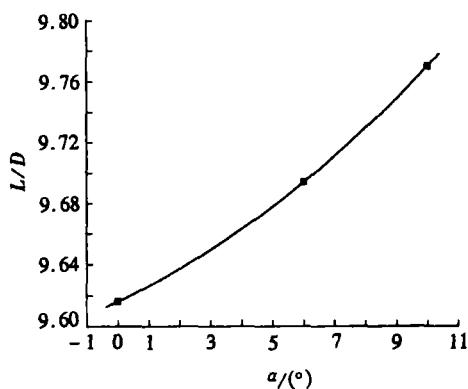


图10 升阻比随攻角的变化

## 2.2 攻角对压缩效果的影响

以模型3为研究对象,本文对不同攻角下的流场进行了数值计算,给出了攻角对该型面评价参数的影响.图5~图9分别为不同攻角下的压力系数、流量系数、总压恢复系数、进气道入口截面平均马赫数等参数.图10为以模型3的二维型面作为飞行器前体下表面计算得到

的升阻比,该值可以定性地反应型面的升力效果。由图可以看到,攻角越大,机身表面压力系数越大,说明攻角对型面的压缩效果有很大影响。图 6 和图 7 显示当攻角从 0° 上升到 10° 时,代表自由流管面积被压缩倍数的流量系数从 2.051 上升到 3.542,而标志流动机械能损失的总压恢复系数则从 0.912 下降为 0.688。这是因为随着攻角的增大,头激波逐渐加强,气流穿过激波的损失也增加,总能量的减少导致总压恢复系数的减少。同时,随着攻角的增大,总压恢复下降的幅度增大,流量系数增大的幅度降低,而升阻比却呈上升趋势,从进气道入口流场均匀度和边界层厚度来看,6° 和 10° 攻角相差不大,0° 攻角下虽然边界层厚度稍薄但流场均匀度不如前二者。由此看来,攻角对飞行器前体的流场品质影响较大,并且在一定的攻角范围内,飞行器前体的预压缩量较高,流场的均匀度较好,边界层厚度较薄。

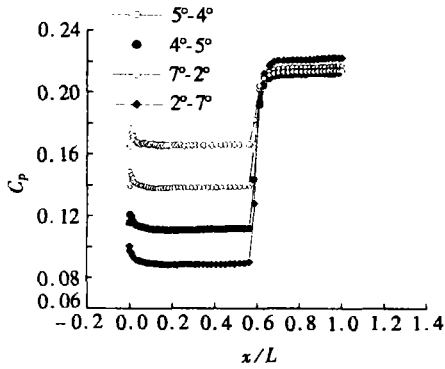


图 11 压力系数

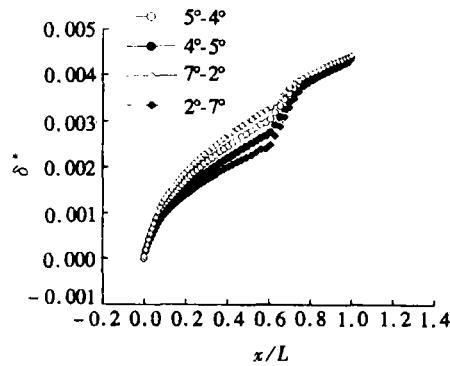


图 12 排挤厚度

表 3 不同攻角下的进气道入口截面边界层厚度

攻角 $\alpha$	0°	6°	10°
边界层厚度	8.015E-3	1.036E-2	1.036E-2

### 2.3 飞行器前体压缩角对压缩效果的影响

为了进一步说明前体压缩角对进气道性能的影响,在总的压缩角 9° 一定的前提下,我们选取第一级压缩角 4° 和第二级压缩角 5° 组合、5° 和 4° 组合、2° 和 7° 组合、以及 7° 和 2° 组合等四种情况,对不同压缩角组合的模型进行了分析。图 11 和图 12 为四个不同组合的压力系数和排挤厚度,表 4 列出了这四个组合的其它评价参数。两级压缩角度不同,压力系数会有较大的变化,但边界层的排挤厚度在进气道入口截面处是一样的。模型 5°-4° 和模型 4°-5° 比较,两个模型的压缩效果都比较好,但模型 4°-5° 以其高总压恢复而更优。第一压缩角增大后,压缩量和总压恢复都有所降低,影响了总的压缩效果,而第二压缩角增大后,进气道入口截面的马赫数较大,将对发动机进气道的设计带来困难。因此从综合情况来看,这四种物型中,模型 4°-5° 的压缩效果最好。

表 4 四个模型的评价参数对比

模型	模型 5°-4°	模型 4°-5°	模型 7°-2°	模型 2°-7°
流量系数 $\sigma$	3.004	3.001	2.921	3.027
总压恢复系数 $\eta$	7.720E-1	8.144E-1	7.234E-1	8.386E-1
边界层厚度 $\delta$	9.974E-3	1.036E-2	9.658E-3	1.061E-2
平均马赫数 $\bar{M}$	3.351	3.431	3.311	3.425
流场均匀度 $\epsilon$	0.231	0.237	0.230	0.236

### 3 飞行器前体/进气道一体化设计

根据以上对飞行器前体构型的优化结果,本文对两级压缩的飞行器前体/进气道进行了一体化设计。首先确定前体和进气道顶板斜面,即第一级压缩角为  $4^\circ$ ,第二级压缩角为  $5^\circ$ ,进气道顶板倾斜面角度为  $8^\circ$ 。第二步确定进气道头罩唇缘的位置。其位置是这样确定的,即前体与斜面生成的激波与头罩唇缘相交。在设计马赫数  $M_\infty = 5$ 、来流攻角为  $\alpha = 0^\circ$  的条件下,可从激波角和激波偏转角的关系确定第一道斜激波。即

$$\tan\theta = 2\cot\beta \frac{M^2 \sin^2\beta - 1}{M^2(\gamma + \cos 2\beta) + 2}, \quad (14)$$

其中  $\theta$  为激波偏转角,  $\beta$  为激波角,  $M$  为波前马赫数。依次利用上式确定第二、第三道斜激波。由三道激波的交点确定出进气道头罩唇缘的位置。同时,依据斜激波关系式,可以求得斜激波前后的压比,如下式:

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_1^2 \sin^2\beta - 1), \quad (15)$$

其中  $p_2$  为波后压力,  $p_1$  为波前压力,  $M_1$  为波前马赫数。在设计过程中应基于等压比的原则,即来流经过几道斜激波的压比基本相等。

最后确定进气道喉道的面积大小。设进气道入口处的面积为  $A_1$ ,喉道处的面积为  $A_2$ ,根据质量守恒原理,进气道入口和喉道面积比公式如下:

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}, \quad (16)$$

上式中进气道入口处的马赫数  $M_1$  由斜激波关系给出,喉道处的马赫数  $M_2$  由进气道的性能要求给出。根据上式确定出进气道喉道的位置,从而完成了飞行器前体/进气道的一体化设计。

本文对由以上方法设计的前体/进气道流场进行了数值模拟。控制方程采用 N-S 方程,数值处理采用有限体积法。图 13 给出了数值模拟的一体化设计波系图。根据数值模拟的流场得到,经前体和进气道倾斜面压缩后,对马赫数  $M_\infty = 5$  的来流,进气道入口平均马赫数达到  $\bar{M}_1 = 2.98$ ,进气道喉道处流量系数为  $\sigma = 1.58$ ,平均马赫数为  $\bar{M}_2 = 2.54$ ,总压恢复为  $\eta = 0.64$ 。由此说明,在飞行器前体进气道一体化设计中,前体充分发挥了它的预压缩作用,前体压缩波正好打在进气道头罩唇缘位置,使得前体压缩的流量全部进入进气道,达到了最好的压缩效果,为进气道提供了较好的流场,并为燃烧室的燃烧和发动机的正常工作提供了条件。

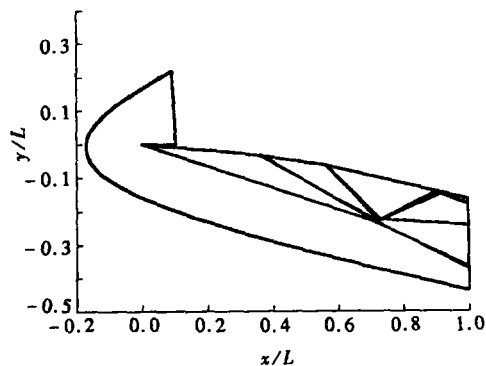


图 13 数值模拟的一体化设计波系图

### 4 结 论

本文用数值模拟的方法研究了三种不同飞行器前体构型的流场,及不同攻角和压缩角组合的压缩效果,并在以上研究的基础上进行了飞行器前体/进气道的一体化设计和数值模拟。结果表明:

1) 多极压缩的表面型面是理论上合理,工程可行的一种外形选择,这种外形可以达到进气道机身一体化设计要求的预压缩效果,具有良好的流场品质。

2) 来流攻角对前机身流场具有较大的影响。对于本文模拟的马赫5的来流,在一定的攻角范围内,可以得到较高的前体预压缩量,较均匀的流场和较薄的边界层厚度。

3) 多极压缩物型的各级压缩角度的组合是影响前机身-进气道一体化设计的重要因素,本文研究的四种模型中,4°-5°的模型是一种性能优良的外形,在一体化的设计中,该物型为进气道提供了较好的流场和发动机正常工作的条件。

#### [参 考 文 献]

- [1] Hiroaki Kobayashi, Tetsuya Sato, Nobuhiro Tanataugu. Optimization of airbreathing propulsion system for the TSTO spaceplane[R]. AIAA,2001-1912.
- [2] Tsuchiya T, Mori T, Maita M. An integrated optimization for conceptual designs of airbreathing launch TSTO vehicle[R]. AIAA,2001-1902.
- [3] Ryan P, Starkey Mark, Lewis J. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(4): 510—519.
- [4] von Eggers Lael, Rudd Darryll, Pines J. Integrated propulsion effects on dynamic stability and control of hypersonic waveriders[R]. AIAA,2000-3826.
- [5] James L Hunt. NASA's dual-fuel airbreathing hypersonic vehicle study[R]. AIAA,1996-4591.
- [6] O'Neil M K L, Lewis M J. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 1993, 30(6): 943—952.
- [7] O'Neil M K L, Lewis M J. Optimized scramjet integration on a waverider[J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(6): 1114—1121.
- [8] Thomas J. Boagar. Dual-fuel lifting body configuration development[R]. AIAA,1996-4592.

## Forebody Compressibility Research of Hypersonic Vehicle

LIU Jia, YAO Wen-xiu, LEI Mai-fang, WANG Fa-min  
(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences,  
Beijing 100080, P. R. China*)

**Abstract:** Three kinds of forebody model of hypersonic vehicles were studied with numerical simulation method. It shows that the two-order compressive ramp model is the best selection among the three for its good evaluative parameters value at the cowl of the inlet. This model can provide higher value of flux coefficient and total pressure recovery coefficient and lower average Mach number compared with those of the other two models. Simultaneously different compressive angles may have different effects. The configuration which the first order of compressive angle is 4° and the second 5° is the optimum combination. Furthermore factors such as attack angle were concerned. Better result may be obtained with a range of attack angles. Based on the work above the integrated design for forebody/inlet of a hypersonic vehicle was performed. The numerical result shows that this integrated model provides good flow field quality for inlet and engine work.

**Key words:** hypersonic vehicle; integration of forebody-inlet; compressibility