

文章编号: 1000-8055(2008)04-0699-07

前体边界层状态对高超声速进气道 流动结构及性能的影响

蔡巧言¹, 谭慧俊²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;
2. 南京航空航天大学 内流研究中心, 南京 210016)

摘 要: 采用 CFD 方法研究了前体边界层状态对轴对称高超声速进气道的波系结构、激波/边界层干扰特性以及流量捕获能力、总压恢复系数等的影响, 获得了不同马赫数下进气道性能参数随一级锥边界层强制转捩位置的变化规律, 并对采用二维粗糙体作为强制转捩措施给流场所带来的干扰进行了分析, 研究中还对比了具体进气道设计方案间的差别。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 高超声速进气道; 前体边界层状态; 强制转捩; 二维粗糙体
中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Effects of the forebody boundary layer state on flow structure and performance of hypersonic inlets

CAI Qiao-yan¹, TAN Hui-jun²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Internal Flow Research Center, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: Influences of the forebody boundary layer state on shock pattern, characteristics of shock/ boundary-layer interaction, mass capture capability and total pressure recovery of axisymmetric hypersonic inlet were studied with the aids of CFD. The performance trend in accordance with the forced transition position was obtained at different Mach numbers. As a forced transition device, two-dimensional roughness was introduced to examine the disturbance it made to the flow field. Differences between specific inlet design schemes were also compared in the study.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic inlets; boundary layer state; forced transition; two-dimensional roughness

高超声速推进系统在工作时将不可避免地吸入大量的前体边界层, 边界层的状态对推进系统内流道流态、工作性能和运行能力有着显著影响。对于高超声速进气道来说, 确保内流道进口为湍流边界层有利于增强其抵抗逆压强梯度的能力、

削弱或抑制可能的流动分离^[1], 如 2004 年 X-43A 的两次飞行试验均在前体前缘采用了边界层强制转捩带^[2]。然而, 保持前体为层流边界层, 却可以降低摩擦阻力以及摩擦所带来的总压损失。研究表明, 高超声速飞行条件下, 边界层的自然转捩位置一般在飞行器前体的后半段, 这虽然使得边界

收稿日期: 2007-04-04; 修订日期: 2007-07-23

基金项目: 本文得到自然科学基金(50606017)

作者简介: 蔡巧言(1968-), 女, 河北饶阳人, 博士生, 研究员, 主要从事气动总体设计方面的研究工作, E-mail: caiqy@sina100.com

层强制转捩措施成为必需,但也为研究者根据实际需要,对飞行器前体前半段的边界层流态进行选择、控制提供了机会。

目前,与高超声速飞行器前体边界层研究有关的文献并不多见,且主要集中在边界层的转捩机理^[3]、噪声对转捩的影响^[4-6]、边界层强制转捩技术^[1,7]等方面。然而,边界层状态对进气道流动结构的影响到底如何,对高超声速进气道性能如总压恢复系数、流量系数等影响怎样,量级如何,目前未见任何文献报道。结合两种轴对称高超声速进气道的设计方案,本文研究了边界层状态对进气道的波系结构、激波/边界层干扰特性以及流量捕获能力、总压恢复系数等的影响,对比了具体的进气道设计方案间的差别,获得了边界层强制转捩位置对进气道性能参数的影响规律,并对采用二维粗糙体作为强制转捩措施给流场所带来的干扰进行了分析。

1 物理模型

本文的研究工作主要是结合 CIAM-NASA 联合研究计划中的轴对称高超声速进气道^[8-9](记为进气道 A)开展的,该进气道的主要几何尺寸如图 1 所示,波系封口 Ma 数为 6.0,起动马赫数为 3.5,唇罩处气流转折角为 10° ,总的面积收缩比为 6.2,内收缩比为 1.7,其它更详细的信息参见文献^[8]。

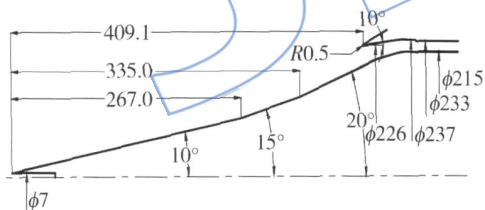


图 1 进气道 A 的主要几何参数^[8]

Fig. 1 Sketch of inlet A

研究中还考虑了另一进气道方案^[10](图 2,记为进气道 B),同样为轴对称形式,波系封口马赫数为 6.0,起动马赫数为 3.0,唇罩处气流经历了两次 12° 的转折,总的面积收缩比为 6.9,内收缩

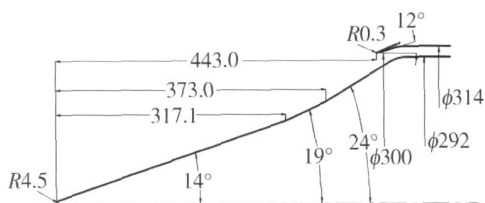


图 2 进气道 B 的主要几何参数^[10]

Fig. 2 Sketch of inlet B^[10]

比为 1.4. 其特点是内通道存在较强的压缩波,可能出现气流分离。为此,该进气道主要用来对比边界层流态对内通道激波/边界层干扰特性的影响。

为了叙述方便,如未作特别说明,下文中的描述均是针对进气道 A 进行的。

2 计算方法及算例检验

2.1 计算方法及计算网格

采用基于有限体积法的 N-S 方程求解器进行数值模拟,其中时间推进为点隐式方法,无粘对流通量采用 Roe 格式进行差分分裂,在求界面左右态值时使用了二阶 MUSCL 插值。湍流模型为 $k-\omega$ SST 模型,同样使用二阶格式离散。计算时监测全场残差的平均值及进气道出口截面的流量,收敛以各方程的残差均下降 4 个数量级为准则,同时保证出口截面的流量已经稳定。

本文中转捩点人工给定,在指定转捩点后将流动作湍流处理,即忽略转捩过程的影响。事实上,上述处理方法可以理解为强制转捩的粗糙体高度在极限高度以上,其后流动立即转变为湍流。

另外,计算中使用了变比热法,比热通过温度的多项式函数计算

$$c_p = C_0 + C_1 T + C_2 T^2 + C_3 T^3 + C_4 T^4 + C_5 T^5 + C_6 T^6 + C_7 T^7$$

其中各系数的取值依次为(不计单位): 1 047.3, - 0.388 3, 0.000 888 57, - 1.639 9 $\times 10^{-7}$, - 6.647 4 $\times 10^{-10}$, 6.028 1 $\times 10^{-13}$, - 2.068 1 $\times 10^{-16}$, 2.592 2 $\times 10^{-20}$ 。

采用四边形网格对整个计算域进行了填充。在进行网格生成时,整个流动区域被分成若干个简单子域单独生成,而后互相对接构成整个计算域。图 3 示出了采用粗糙体时计算域的分区情况。另外,计算网格进行了局部加密,以满足激波捕捉和近壁边界层流动计算的需要。最靠近壁面的网格单元 y^+ 在 30 附近。各计算网格的单元总数在 8 万左右。

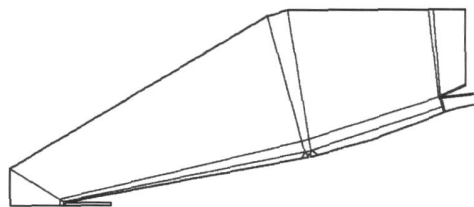


图 3 使用粗糙体时计算域的分区情况

Fig. 3 Topology of the grid with the roughness on

2.2 算例检验

为了检验所采用计算方法的可靠性,对图 4 所示的中空旋成体进行了计算,该算例涉及边界层自然转捩及超声速拐角流动等现象,文献[11]中给出了在表 1 条件下的试验数据.试验中边界层自然转捩点距旋成体前缘 125 mm。

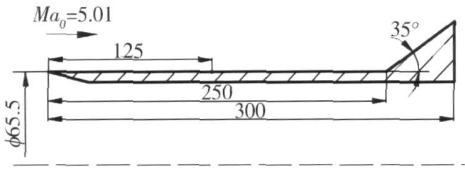


图 4 中空旋成体示意图^[11]

Fig. 4 Sketch of the hollow flare^[11]

表 1 中空旋成体主要试验参数

Table 1 Test parameters of the hollow flare

Ma_0	$p_0/10^6$ Pa	T_0 /K	T_w /K	$Re_l/10^7$ (1/m)
5.01	3.5	500	300	4.41

需要说明的是,由于来流总温为 500 K,本算例中没有使用变比热法,另外固壁的壁面温度指定为 300 K 以与试验一致。

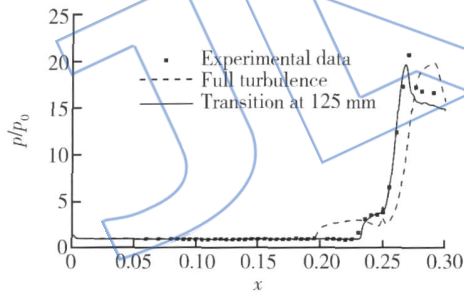


图 5 壁面沿程静压分布

Fig. 5 Static pressure along the wall

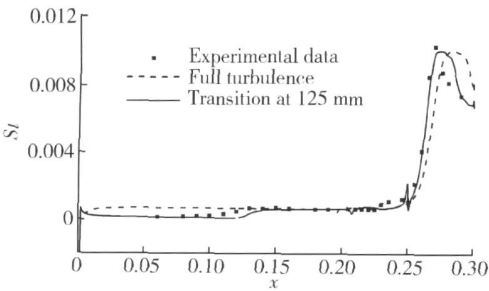


图 6 壁面 Stanton 数分布

Fig. 6 Stanton number along the wall

图 5、图 6 给出了计算与试验得到的壁面沿程静压、Stanton 数分布,可以看出,当指定转捩

点在 $x = 125$ mm 处时本文计算得到的结果与试验数据吻合良好.这表明,在自然转捩点或强制转捩点位置已知的条件下,使用本文的计算方法是可行的.图 5、图 6 中还对比给出了将整个流动区域作湍流处理时所得到的计算结果,显然与试验结果存在较大差别,这同时说明边界层状态对超声速拐角流动有着不可忽视的影响。

3 结果分析

对进气道 A 进行了仿真,其计算条件由表 2 并依据标准大气条件得出,实际上表 2 中给出的 $H-Ma_0$ 关系是与文献[8]中的飞行试验一致的。

表 2 飞行马赫数与高度的关系

Table 2 Flight height and Mach number

Ma_0	4.0	4.5	5.0	5.5	6.0	6.4
H /km	17.2	18.3	19.2	20.1	21.0	22.0

按照准则 $Re_\theta/Ma_0 > 150$ 对转捩点进行最乐观的估计^[12],前锥体边界层的自然转捩点将位于第一级锥体(流向长度为 L)末端,为此研究中强制转捩点均限于第一级锥体范围内,其距弹体前缘的流向位置用 x_{tr} 表示。

3.1 边界层状态对进气道流动结构的影响

图 7、图 8 所示为 $Ma_0 = 6.0$ 时前锥体全部为湍流 ($x_{tr} = 0.0 L$) 以及一级锥为层流 ($x_{tr} = 1.0 L$) 两种情况下的马赫数分布图谱.对比两图可以看出,一级锥边界层流态对进口波系有着显著影响.当一级锥全为湍流边界层时第一道激波刚好交于外唇罩前缘,但并未与第二、三道激波汇聚.而当一级锥为层流时,第一道激波往后倾斜,与第二、三道激波汇聚后入射在外唇罩内侧并挑起了局部边界层分离,同时使得滑流层进入了进气道内通道,这种状态在进气道设计时是应该尽量避免的,此时外唇罩需要沿径向移动内通道进口高度的 10 %才能使波系贴口.事实上,一级锥流态对第二、三道激波波角也有着间接影响,但不如头波显著.由于第一道激波交点均在外唇罩以内,因此虽然此时边界层流态的变化不会改变进气道的流量系数(均为 1.0),但可以预测其将明显改变低马赫数下的流量系数。

由图 7、图 8 还可注意到一个显而易见的事实,即一级锥保持为层流边界层时进气道进口附近的边界层厚度要明显比一级锥保持为湍流时薄,因

此仅从减小壁面摩擦损失和摩擦阻力的角度来考虑,尽可能保持前体为层流边界层是有利的.

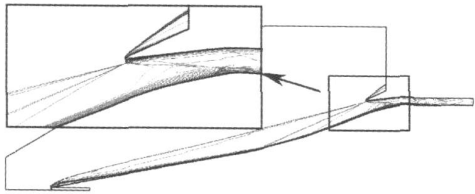


图 7 前锥体全部为湍流时的马赫数图谱($Ma_0 = 6.0$)
Fig. 7 Mach contours while the whole boundary layer is turbulent ($Ma_0 = 6.0$)

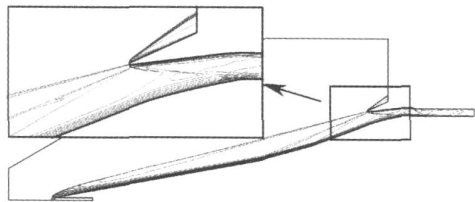


图 8 第一级锥为层流时的马赫数图谱($Ma_0 = 6.0$)
Fig. 8 Mach contours while the boundary layer of the initial cone is laminar ($Ma_0 = 6.0$)

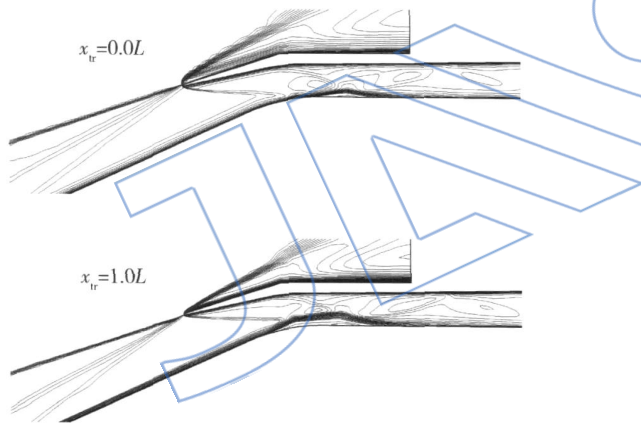


图 9 一级锥边界层状态对进气道 B 内激波/边界层干扰程度的影响($Ma_0 = 6.0$)
Fig. 8 Influence of boundary layer state of the initial cone on characteristics of shock/boundary-layer interaction in inlet B ($Ma_0 = 6.0$)

另外,就进气道 A 而言,一级锥边界层状态的变化对进气道内激波/边界层干扰特性无明显影响,两种流态下均未看到明显的气流分离.事实上,边界层状态对激波/边界层干扰特性的影响与进气道的具体设计强烈相关,特别是内通道进口段的设计.图 9 给出了一级锥边界层状态对进气道 B 内通道激波/边界层干扰特性的影响.可以看出,虽然两种情况下一级锥后的边界层均为湍流,然而中心体肩部及下游附近的激波/边界层干扰特性显然受到了一级锥流态的影响,当一级锥

为层流时($x_{tr} = 1.0L$)外唇罩斜波在中心体上挑起的边界层分离区比一级锥为湍流时明显增大($x_{tr} = 0.0L$),显然这将使得内通道的总压损失增加.这同时也说明,进气道内的激波/边界层干扰特性不仅仅与内通道进口的边界层状态有关,还与前体边界层转变为湍流后的发展长度有关.

综上所述,前锥体边界层状态对进口波系、内通道激波/边界层干扰特性等有着明显影响,可能改变进口段的波系配置、内通道的“气动壁面”,因此在进气道设计时应给予足够的重视.

3.2 边界层状态对进气道性能的影响

图 10、图 11、图 12 给出了不同马赫数下一级锥边界层状态对进气道总压恢复、流量系数以及出口马赫数的影响.

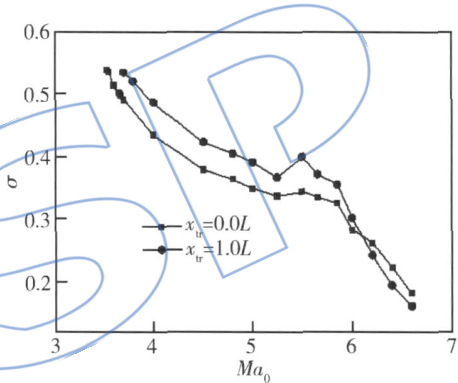


图 10 不同马赫数下边界层状态对总压恢复的影响
Fig. 10 Influence of boundary layer states on total pressure recovery of inlet A at different flight Mach numbers

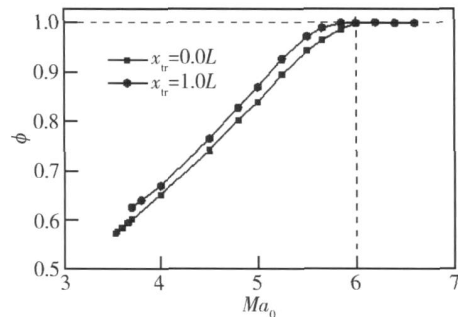


图 11 不同马赫数下边界层状态对流量系数的影响
Fig. 11 Influence of boundary layer states on mass flow ratio of inlet A at different flight Mach numbers

整体上来说,两种状态下总压恢复系数随马赫数的变化趋势相近,且下降速度均是先快后缓而后又快.两者的变化曲线在 $Ma_0 = 6.1$ 附近交于一点,在此马赫数以下保持一级锥为层流($x_{tr} = 1.0L$)有利于提高总压恢复系数,以上则

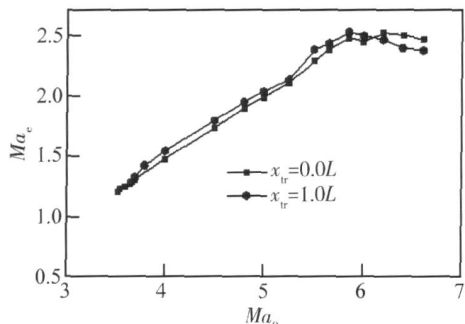


图 12 不同马赫数下边界层状态对出口马赫数的影响
Fig. 12 Influence of boudary layer states on exit
Mach number of inlet A at different
flight Mach numbers

保持湍流边界层有利,研究中边界层状态对总压恢复系数的影响幅度最大可达 15 %左右.可以想见,边界层状态的变化导致总压恢复的变化主要来源于边界层厚度即摩擦损失的变化、进口波系的变化、激波/边界层干扰特性的变化.当 $Ma_0 < 6.1$ 时,摩擦损失的变化占据了主导地位,一级锥保持为层流能够减缓边界层厚度的增长速度,因而相对保持湍流而言总压恢复较高.而当 $Ma_0 > 6.1$ 时进口波系变化所导致的总压恢复系数的变化成为了主要因素,此时前锥体产生的三道激波已经完全进入内通道,并汇聚为一道强波入射在唇罩内壁面.由于一级锥为层流时激波角减小,汇聚点往锥体轴线靠拢(图 13),相比之下经过强波进入进气道内的低总压气流增加,因而使得总压恢复下降.

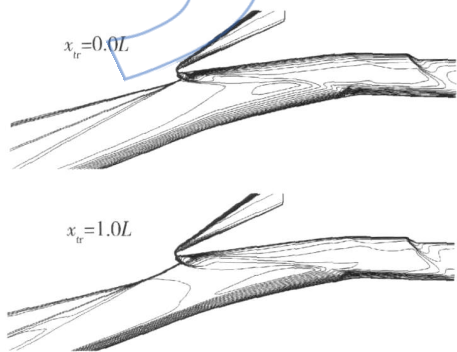


图 13 $Ma_0 = 6.4$ 时一级锥边界
层状态对口部波系的影响
Fig. 13 Influence of boudary layer states on
shock-intersection points of inlet
A at a Mach number of 6.4

由图 11 可以看出,一级锥边界层状态对进气道流量系数的影响可以分为两个区间.当 $Ma_0 > 6.0$ 时,两种流态下第一道激波均入射在外唇罩

前缘或以内,因而流量系数均为 1,与一级锥流态无关.而当来流马赫数在 6.0 以下时,保持一级锥为层流边界层有利于增强进气道的流量捕获能力,实际上,在该流态下进气道的波系封口马赫数已经降为 5.8 左右.研究范围内,一级锥边界层流态对进气道流量系数的影响幅度最大可达 4 %.

图 12 表明,一级锥边界层状态对进气道的出口马赫数也有着一定的影响,当保持为层流流态时,进气道出口马赫数在 $Ma_0 < 6.0$ 时较保持湍流流态高,在 $Ma_0 > 6.0$ 时则偏低.

3.3 边界层强制转捩位置的影响

由于边界层流态给进气道流动结构及性能所带来的显著影响,实际应用中需要采用某种形式

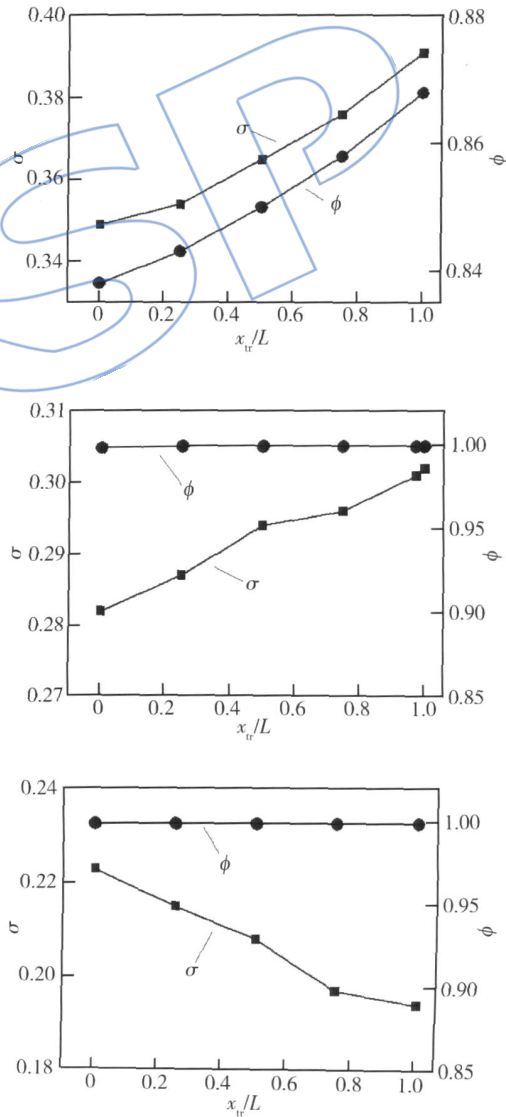


图 14 不同马赫数下一级锥边界层强制转捩位置对
进气道性能的影响(Ma_0 依次为 5.0, 6.0, 6.4)
Fig. 14 Influence of forced transition postion of the
intial cone boundary layer on the perormance
of inlet A ($Ma_0 = 5.0, 6.0, 6.4$)

的强制转捩措施以对边界层流态进行控制. 显然边界层强制转捩位置是一个值得研究的因素,为此本文还分析了一级锥边界层强制转捩位置对进气道性能的影响规律. 图 14 所示为不同马赫数下(依次为 5.0,6.0,6.4)进气道总压恢复系数、流量系数随边界层强制转捩位置的变化曲线. 可以看出,不同马赫数下边界层强制转捩位置的影响不尽相同,甚至趋势相反. 较低马赫数(5.0)下,随着转捩位置由前而后,总压恢复系数连续上升,绝对增量较大. 当马赫数增为 6.0 时,总压恢复的增长速度出现波动,且绝对增量减小. 而当高于设计马赫数较多时(6.4),总压恢复系数随转捩位置的后移则呈下降趋势. 对于流量系数来说,在封口马赫数以下(5.0),其值随着转捩点的后移而不断增加,而在封口马赫数及以上,任意转捩位置下进气道的流量系数均保持为 1. 总而言之,边界层强制转捩位置应根据实际使用的需要折衷选取.

3.4 二维粗糙体的影响

上述研究中,边界层的强制转捩只是改变了指定位置后边界层的流态,没有考虑粗糙体或转捩带给流场带来的附加干扰,为此,本文还对使用二维粗糙体作为边界层强制转捩措施时给进气道流场、性能带来的影响进行了研究. 二维粗糙体的直径分别选取为 1,2,3 mm,并对其安装在 $x_{tr} = 0.75 L$ 与 $x_{tr} = 1.0 L$ 两个转捩位置进行了研究,以对比其差别. 计算中,均假设在粗糙体的安装位置边界层立即转变为湍流.

图 15、图 16 给出了两种转捩位置下二维粗糙体对进气道流场的影响. 可以看出,粗糙体给原始流场增加了一道诱导激波、一束膨胀波以及一道再压缩激波,但当 $x_{tr} = 1.0 L$ 时,由于此时粗糙体恰好位于锥面的转折处,因此再压缩激波与前锥体本身产生的第二道激波融合. 仔细观察两图还可发现,1 mm 直径的二维粗糙体对进口波系的形状、交点影响不大,而 3 mm 直径的二维粗糙体则带来了显著变化,第一道波明显弯曲,偏离出进气道唇罩,并使得二、三道斜波的交点向弹体轴线显著靠拢. 相对来说,当 $x_{tr} = 1.0 L$ 时粗糙体对原始流场如第一道激波的形状、交点的影响要小一些.

表 3 给出了两种转捩位置下,使用不同直径的二维粗糙体时对进气道性能的影响幅度,其中还列出了未考虑粗糙体(0 mm)影响时的数据作为参考. 可以看出,研究的两个转捩位置下,1 mm 粗细的二维粗糙体的加入对进气道的性能影响并不大,流量系数、总压恢复的变化均在 2.0 % 以下,而当直径为 3 mm 时,总压恢复系数的下降

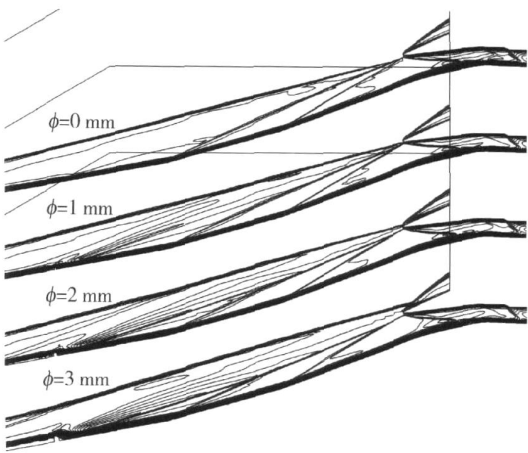


图 15 $x_{tr}=0.75 L$ 时二维粗糙体对进气道流场的影响
Fig. 15 Influence of two-dimensional roughness on flow pattern of inlet A while $x_{tr}=0.75 L$

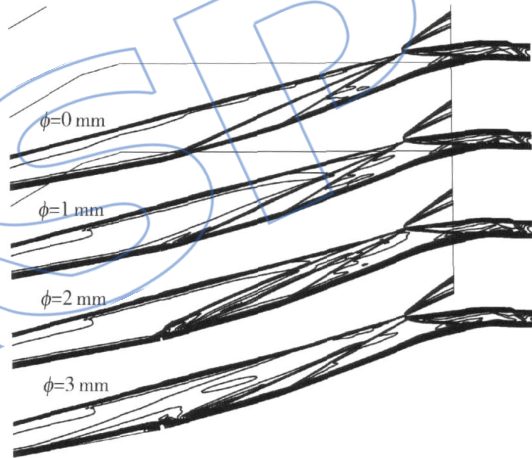


图 16 $x_{tr}=1.0 L$ 时二维粗糙体对进气道流场的影响
Fig. 16 Influence of two-dimensional roughness on flow pattern of inlet A while $x_{tr}=1.0 L$

表 3 不同直径的二维粗糙体对进气道性能的影响

Table 3 Influence of two-dimensional roughness with different diameters on the performance of inlet A				
x_{tr}	直径/ mm	流量系数变 化幅度/ %	总压恢复变 化幅度/ %	出口马赫数 变化幅度/ %
0.75L	0	(0.998)	(0.282)	(2.447)
	1	0.0	+ 2.0	+ 0.7
	2	- 1.0	- 8.5	- 2.3
	3	- 5.8	- 22.3	- 6.3
1.00L	0	(0.999)	(0.302)	(2.496)
	1	0.0	+ 1.0	+ 0.1
	2	0.0	- 3.3	- 1.8
	3	- 0.3	- 15.9	- 5.6

幅度均超过 15 %, 因此在实际应用中应慎重考虑. 表 3 还表明, 将粗糙体置于前锥体型面的转折处 ($x_{tr} = 1.0L$) 确实有利降低对进气道流场及性能的干扰.

4 结 论

总结上述分析, 可以得到如下结论:

(1) 一级锥边界层状态的变化对进气道进口波系、进口边界层厚度等有着明显影响, 当内压缩斜波较强时还可能改变内通道的激波/边界层干扰特性. 研究范围内, 一级锥边界层状态由湍流变为层流, 第一道斜波封口径向位置变化可达内通道进口高度的 10 %, 流量系数变化幅度可达 4 %, 总压恢复系数可达 15 %, 因此在进气道设计时应给予足够的重视.

(2) 随着边界层强制转捩位置的由前而后, 波系封口马赫数以下流量系数不断上升, 以上则恒为 1. 当来流马赫数在封口马赫数附近及以下时, 总压恢复系数均随转捩点的后移而不断上升, 但当高于封口马赫数较多时, 总压恢复系数则表现了出相反的趋势.

(3) 二维粗糙体给原始流场增加了一道诱导激波、一束膨胀波以及一道再压缩激波. 依据本文的研究结果, 1 mm 直径的二维粗糙体给进气道流场的干扰可以忽略, 3 mm 直径的二维粗糙体则给进气道流场中波系的形状、交点带来了显著变化, 总压恢复的降低幅度可超过 22 %, 应慎用. 另外, 将粗糙体置于前锥体型面的转折处有利降低对进气道流场及性能的干扰.

参考文献:

[1] Scott A B, Michael D F, Matthew K K. Forced boundary-layer transition on X-43 (Hyper-X) in NASA LaRC 31-Inch Mach 10 air tunnel [R]. NASA/TM-2000-210315, 2000.

[2] McClinton C R, Rausch V L, Nguyen L T, et al. Preliminary X-43 fight test results [J]. Acta Astronautica 2005, 57: 266-276.

[3] Steven P S. Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies [J]. Progress in Aerospace Sciences 2004, 40: 1-50.

[4] Steven P S. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent Transition [J]. J. Spacecraft and Rockets, 2001, 38(3): 323-333.

[5] Takeshi I, Laura A R, Steven P S. Effect of freestream noise on roughness-induced boundary-layer transition for a scramjet inlet [R]. AIAA Paper 2000-0284, 2000.

[6] Steven P S. Flight data for boundary-layer transition at hypersonic and supersonic speeds [J]. J. Spacecraft and Rockets, 1999, 36(1): 8-20.

[7] Scott A B, Michael D F, Matthew K K. Forced boundary-layer transition on X-43 (Hyper-X) in NASA LaRC 20-Inch Mach 6 air tunnel [R]. NASA/TM-2000-210316, 2000.

[8] Voland R T, Auslender A H, Smart M K. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test [R]. AIAA Paper 1999-4848, 1999.

[9] Rodriguez C G. CFD analysis of the ciam/ nasa scramjet [R]. AIAA Paper 2002-4128, 2002.

[10] 谭慧俊, 郭荣伟. 高超声速混合模块冲压发动机亚燃模块进气道的高焓风洞实验研究 [J]. 航空学报, 2007, 28(4): 783-790.

TAN Huijun, GUO Rongwei. Wind tunnel tests of hypersonic inlets for ramjet modules of ramjet scramjet combined engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 783-790.

[11] Paciorri R, Dieudonné W, Degrez G. Validation of the Spalart-Allmaras turbulence model for application in hypersonic flows [R]. AIAA Paper 1997-2023, 1997.

[12] Elias T I, Esworth E A. Stability studies of planar transition in supersonic flows [R]. AIAA Paper 1990-5233, 1990.