

强制转捩对高超声速进气道性能影响

易淼荣, 赵慧勇, 乐嘉陵

(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力学研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对一个高超声速进气道, 设计了不同高度的钻石形和斜坡形转捩带, 在来流马赫数为 6, 攻角为 1° 工况下, 通过风洞试验与三维数值模拟相结合的方法, 研究了转捩带对进气道壁面热流密度、压强、隔离段入口总压和马赫数分布的影响。数值计算与风洞试验在壁面压强、进气道总压和马赫数上吻合较好, 在壁面热流密度上相差约 35%。研究表明: 钻石形和斜坡形转捩带都可以有效地实现强制转捩。此外, 随着转捩带高度的增加, 转捩区域逐渐前移, 直至转捩带后缘。对于已经起动的进气道, 转捩带对进气道下壁面静压几乎不产生影响, 但会使得隔离段下壁面附近的总压和马赫数有所下降, 从而导致从隔离段入口直至整个隔离段的质量加权总压和流量均下降 3.5% 左右, 而质量加权马赫数的下降量则并不明显, 在 1% 左右。

关 键 词: 高超声速; 进气道; 强制转捩; 钻石形; 斜坡形

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Effect of forced-transition on performance of hypersonic inlet

YI Miao-rong, ZHAO Hui-yong, LE Jia-ling

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Hypersonic Aerodynamics Research Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Diamond and ramp forced-transition trips with different heights were designed for a hypersonic inlet. On the condition of freestream Mach number 6 and the angle of attack 1 degree, the effects of forced-transition on wall heat flux distribution, pressure, total pressure and Mach number of isolator inlet were investigated by both wind-tunnel experiment and three-dimensional numerical simulation. The computational data agreed well with wind-tunnel experiment results in wall pressure, inlet total pressure and Mach number. And there was at most 35% difference in wall heat flux between simulation and experiment results. The results show that both the diamond and ramp forced-transition trips can promote forced-transition effectively. The transition location moves forward with the increasing height of the trips. For the started inlet, the forced-transition trips have little effect on the static pressure of the inlet bottom surface, but the total pressure and Mach number near the bottom surface of the isolator will decline; in such case, the mass-averaged total pressure and the mass flow rate in the isolator decline about 3.5%. The decline of the mass-averaged Mach number is only about 1%.

Key words: hypersonic; inlet; forced-transition; diamond; ramp

在吸气式一体化高超声速飞行器的设计中, 若进气道入口流动为层流, 在前体压缩面拐角和

隔离段入口, 流动容易产生层流分离, 导致横向溢流, 从而使发动机进口捕获的流量降低, 影响发动

机的性能,严重时甚至可能导致进气道不起动;而若进气道入口流动为湍流,则可有效抑制进气道内的流动分离,提高进气流量,也有助于发动机内燃料喷射时的混合,增加燃烧效率。但是在高空,来流湍流度和噪声都很低^[1],飞行器在飞行试验时进气道入口前的边界层很难发生自然转捩。如 X-43A 飞行器的飞行试验表明^[2]:没有安装转捩带的进气道背面保持层流状态。因此美国从 X-43A 飞行器到 X-51A 飞行器,均在进气道入口之前的压缩面上加装了强制转捩装置,确保进入进气道的空气为湍流状态,X-43A 飞行器的两次飞行试验也均证明了其强制转捩装置的有效性。

强制转捩装置又称为涡流发生器或转捩带,一般为沿展向分布的一排或多排离散型的粗糙颗粒,常见的粗糙颗粒有圆柱形、三棱柱、钻石形、后掠斜坡形(简称斜坡形)等^[3]。关于转捩带的转捩机理,目前有多种解释。Schneider^[4]在其综述中提出:高超声速情况下,目前研究得较多的机制是涡流发生器产生的尾流中有流向涡和不稳定的剪切层,尾流不稳定性的增加导致转捩。清华大学的 DUAN Zhiwei 等^[5]用直接数值模拟对来流马赫数为 6 下单个圆柱形粗糙颗粒诱导平板转捩的模拟表明:粗糙单元上游形成不稳定分离泡,随主流向下游发展形成复杂尾迹涡及马蹄涡,在尾迹区形成较强的剪切层,它们在尾迹区相互缠绕、发展、失稳并造成了粗糙单元尾迹区的转捩。Choudhari 等^[6]通过对 X-43A 飞行器前体/进气道转捩机理的研究,则认为转捩带诱导的转捩一般是多种不稳定模式共同作用下的结果,其中包括转捩带之前的 Rayleigh 和 Gortler 不稳定模式和转捩带之后的条带(streak)不稳定模式。在转捩带的几何参数中,一般认为粗糙颗粒的高度是影响转捩的最主要因素^[7],随着粗糙颗粒高度(即转捩带高度)的增加,达到起始高度后,强制转捩位置从自然转捩位置开始前移,当移到靠近粗糙颗粒的位置时,达到有效高度,之后转捩位置不再随着转捩带高度的增加而前移,也不再随着雷诺数的增加而前移。此外,粗糙颗粒的展向宽度和间距也影响转捩效果。

迄今为止,对边界层控制装置进行了全面系统研究的高超声速飞行器是美国的 X-43A。为了开展 X-43A 进气道转捩带的选型,美国历经 3 年时间,在 3 座高超风洞内,开展了 366 次不同涡流发生器外形的风洞试验^[8]。涡流发生器构型包括钻石形、圆柱形、三角形和斜坡形等。其风洞试验

结果表明:钻石形和斜坡形是比较好的两种构型,虽然钻石形的转捩效率稍优于斜坡形,但由于斜坡形在热防护上的优势,X-43A 的飞行试验最终采用了斜坡形转捩带。美国海军和 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)联合研究的 HyFly 计划在 LENS(Large Energy National Shock)风洞中对全尺寸进气道模型开展了转捩带的设计和筛选试验^[9],研究了不同钝度、攻角和雷诺数对强转捩的影响,最终选取了斜坡形的涡流发生器构型,涡流发生器的高度接近当地层流边界层厚度。此外,X-51A 也分别在 LENS 激波风洞^[10]和 Purdue 大学的马赫数为 6 的静音风洞^[11]中研究了斜坡形和钻石形转捩带的转捩效果,值得一提的是其在静音风洞中的试验表明,风洞的来流噪声降低了转捩雷诺数,X-51A 最终也选取了斜坡形的转捩带。

目前针对转捩带的研究主要集中在转捩位置和转捩效果上,如 Berry 等^[12]采用磷光热图技术得到了 X-43A 下壁面的壁面热流密度,从而判断出其具体转捩位置。Borg^[11]采用温敏漆技术测量壁面温度从而获得转捩位置。周玲等^[13]采用符松、王亮提出的三方方程转捩模型对进气道的下壁面摩擦阻力进行了三维数值模拟,得到了转捩位置。针对加装转捩带之后对进气道性能的影响的研究却很少,美国的 Cockrell 等^[14]比较过转捩带对隔离段入口总压的影响,但是超声速来流状态下,测量的总压是皮托管前面正激波后的总压,与激波前的总压并不能等同。国内的赵慧勇等^[15]则针对钻石形转捩带,通过风洞试验测量了进气道压缩面的壁面热流密度,并通过二维计算研究了进气道内的流量捕获系数和总压恢复系数。蔡巧言等^[16]通过二维转捩模式计算指出:小的粗糙体对进气道的性能几乎没有影响,大的粗糙体会导致进气道的总压恢复系数下降 22%。赵慧勇和蔡巧言等针对强制转捩对进气道性能影响的研究均只采用了二维计算,而且计算结果并没有与试验数据进行比较,因此其结论是否能够推广到三维情况还有待进一步研究。

本文针对一种升力体高超声速进气道,设计了不同高度的钻石形和斜坡形转捩带,通过风洞试验与三维数值计算相结合的方法,研究了在来流马赫数为 6,攻角为 1° 工况下转捩带对进气道性能的影响,比较了安装钻石形和斜坡形转捩带的进气道在转捩区域、隔离段入口总压和马赫数分布的差异。风洞试验与数值模拟在定量数据上

吻合良好,证明本文提出的方法可以应用于转捩带对进气道影响及转捩带筛选研究,研究结果还表明:本文研究的转捩带有效实现了强制转捩.对于已经起动的进气道,转捩带对进气道下壁面静压几乎不产生影响,但会使得隔离段下壁面附近的总压和马赫数有所下降,从而导致从隔离段入口直至整个隔离段的质量加权总压和流量均下降3.5%左右,而质量加权的马赫数的下降量则并不明显,在1%左右.

1 进气道模型及试验测量方法

进气道采用三维鸭嘴形状(图1),多波系平面顶压,工作范围:来流马赫数为5~7.

转捩带分为钻石形和斜坡形两种,分别是一排钻石形和斜坡形的粗糙颗粒,转捩带高度 H 分为0.5 mm和1 mm两种,如图2、图3所示,安装在进气道第1道压缩面上.

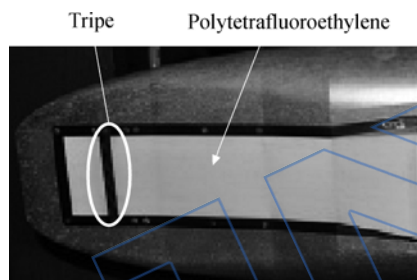


图1 进气道模型示意图
Fig.1 Sketch of inlet model

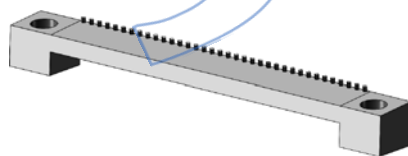


图2 钻石形转捩带
Fig.2 Diamond forced-transition trip

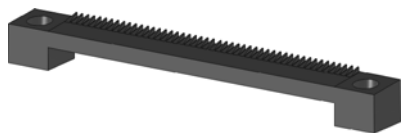


图3 斜坡形转捩带
Fig.3 Ramp forced-transition trip

试验在中国空气动力研究与发展中心的直径为0.5 m的高超声速风洞中进行,来流马赫数为6,攻角为 1° ,总温为473.2 K,总压为2 MPa.试验分为测热试验和测压试验:测热试验采用红外热

技术,详细的测量方法可以参见文献[13].根据以往的经验,热流密度测量精度大约为20%~25%.由于红外热测量要求模型表面采用非金属材料,这里在进气道压缩面上采用聚四氟乙烯材料(如图1),但是由于转捩带采用聚四氟乙烯容易受热变形,所以采用不锈钢材料,这会导致转捩带处的红外热测量结果并不准确,因此本文将不对转捩带上的热流密度进行讨论.测压试验采用压力传感器测量进气道壁面中心线的壁面压强,采用总压耙测量隔离段入口的总压分布,总压耙安装位置如图4所示.

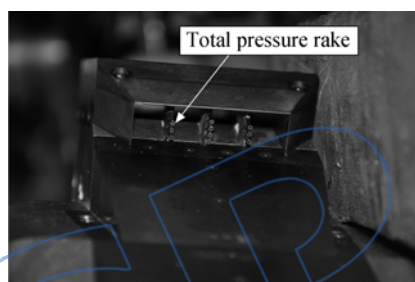


图4 总压耙安装位置
Fig.4 Installation position of the total pressure rakes

2 数值计算方法

计算模型与试验模型完全一致,由于偏航角为 0° ,为了减少计算量,所以计算采用一半的进气道模型.转捩带处的网格进行了局部加密,网格细节如图5~图6所示.壁面 y^+ 控制在1以内,

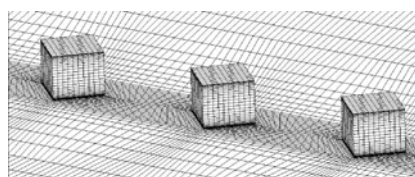


图5 钻石形转捩带网格细节
Fig.5 Detail grid of the diamond forced-transition trips

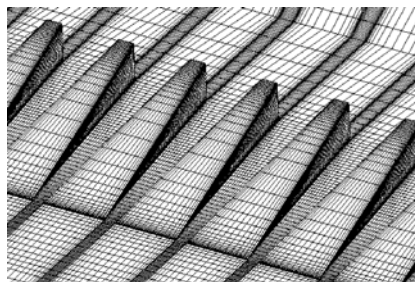


图6 斜坡形转捩带网格细节
Fig.6 Detail grid of the ramp forced-transition trips

为了消除网格不同引起的误差,无转捩带时和安装钻石形转捩带时网格仅在转捩带位置处有差别,其余部分完全一致,网格量约为3000万.安装斜坡形转捩带后,由于斜坡形颗粒数为钻石形颗粒数的2倍,网格量约为6000万.

数值计算采用中国空气动力研究与发展中心研制的AHL3D软件^[17].该软件经过十多年来在超燃冲压发动机和一体化飞行器计算中的应用,具有较高的可靠性.关于该计算软件的验证可参考文献[17-18].本文通过有限体积法求解黏性NS(Navier-Stokes)方程,时间推进采用LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)方法,无黏通量采用Steger-Warming格式,黏性项采用Gauss定理计算,湍流模型采用SST(shear stress transport)双方程湍流模型.壁面采用无滑移等温壁条件,壁面温度根据试验结果来给定,转捩位置根据试验热流密度数据给定,在转捩位置之前采用全层流计算,转捩位置之后采用全湍流计算.

3 结果讨论

3.1 进气道下壁面热流密度

将红外热测得的进气道压缩面热流密度分布与计算所得结果进行对比如图7~图9所示.从图中可以看出进气道下壁面热流密度在4道压缩面上呈现阶梯形增长分布,这是由于每一道压缩面之前都会有一道斜激波,斜激波的压缩作用使空气的压强增加,压强与热流密度成正比关系,从而导致了壁面热流密度的增加.壁面热流密度在展向分布比较均匀.

为了更好地定量比较壁面热流密度值,按照图10方法分别取出靠近对称面的 S_1 和 S_2 切线的热流密度计算值与试验值比较(由于无转捩带

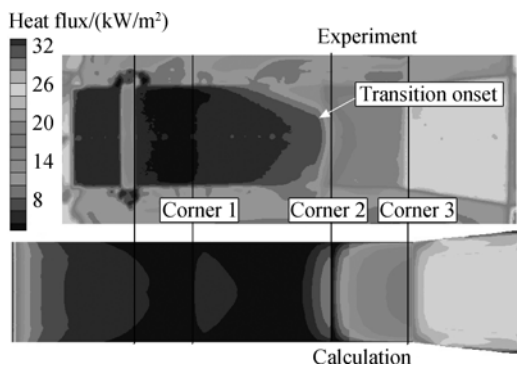


图7 无转捩带进气道壁面热流密度
Fig. 7 Heat flux of inlet wall without forced-transition trip

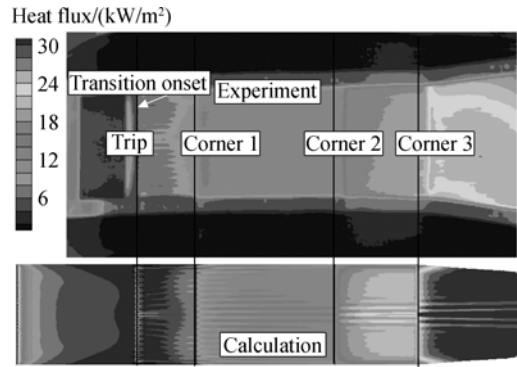


图8 钻石形转捩带进气道壁面热流密度
($H=1\text{ mm}$)

Fig. 8 Heat flux of inlet wall with diamond forced-transition trip ($H=1\text{ mm}$)

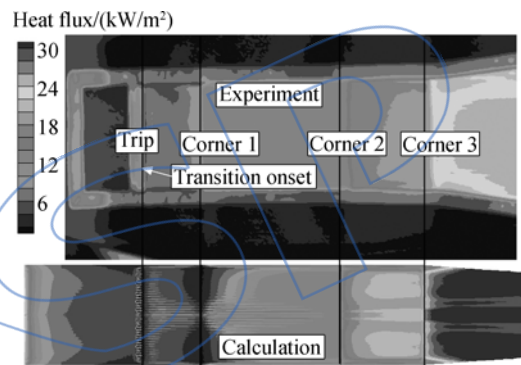


图9 斜坡形转捩带壁面热流密度($H=1\text{ mm}$)
Fig. 9 Heat flux of inlet wall with ramp forced-transition trip ($H=1\text{ mm}$)

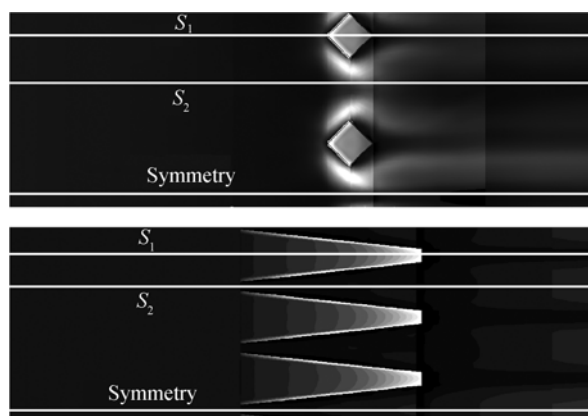


图10 S_1, S_2 切线示意图

Fig. 10 Sketch of tangential lines of S_1, S_2

时试验测量值在展向上分布很均匀,因此只取了一条切线)如图11~图15所示,图中 L 表示进气道长度.

结合图7和图11可以得到,对于无转捩带的进气道,在第2道压缩拐角附近出现了一个热流

密度迅速增加的区域,这一区域正是由于空气由层流转捩为湍流造成的,因此无转捩带进气道的转捩区域起始位置即为第2道压缩拐角附近的位置。

对于安装了 $H=1\text{ mm}$ 的斜坡形和钻石形转捩带的进气道,热流密度值均在转捩带之后就马上明显增加,结合图8~图9和图12~图13可以看出,转捩带之后气流马上由层流转捩为湍流,因此 $H=1\text{ mm}$ 的斜坡形和钻石形转捩带均有效促进了进气道的强制转捩,使得转捩位置提前到转捩带后缘。热流密度值在转捩带之后到第1道压缩拐角之前出现条带形分布,这是由于转捩带拖出的条带形尾涡导致的,但是这种条带形尾涡在被第1个压缩拐角的斜激波压缩后逐渐消失,之

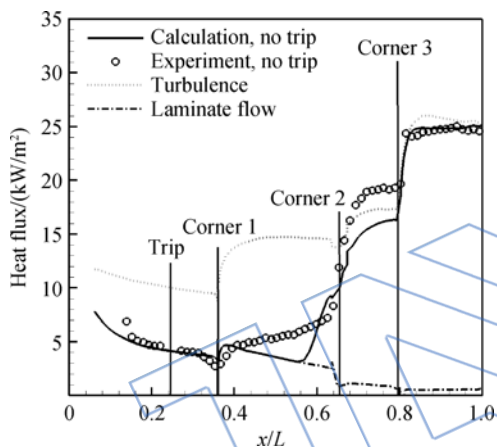


图11 无转捩带时进气道壁面热流密度曲线
Fig. 11 Heat flux curves of inlet wall without forced-transition trip

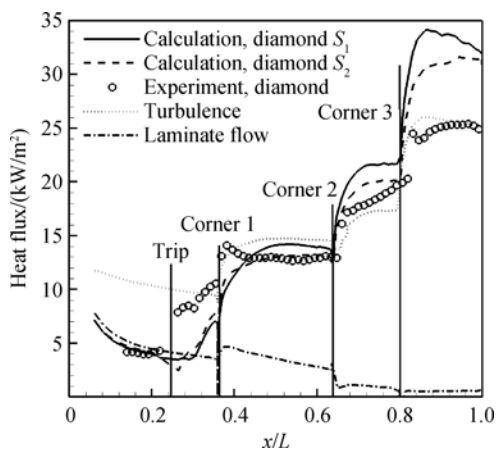


图12 安装钻石形转捩带时进气道壁面热流密度曲线
($H=1\text{ mm}$)
Fig. 12 Heat flux curves of inlet wall with diamond forced-transition trip ($H=1\text{ mm}$)

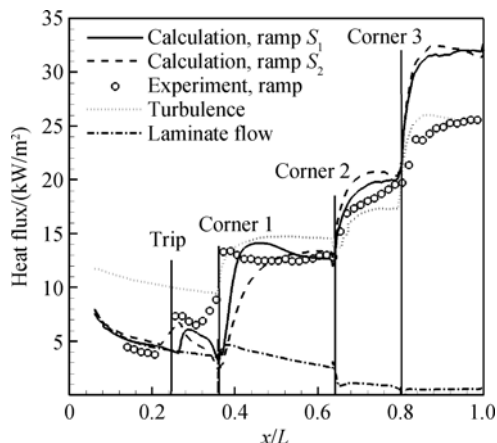


图13 安装斜坡形转捩带时进气道壁面热流密度曲线
($H=1\text{ mm}$)

Fig. 13 Heat flux curves of inlet wall with ramp forced-transition trip ($H=1\text{ mm}$)

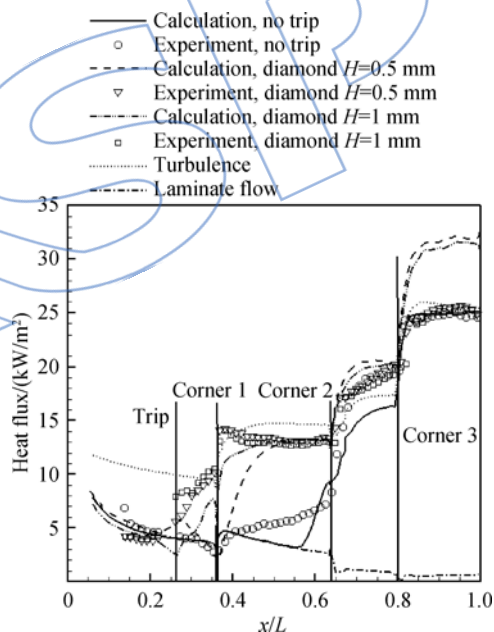


图14 安装不同高度钻石形转捩带时进气道壁面热流密度曲线

Fig. 14 Heat flux curves of inlet wall with diamond forced-transition trip in different heights

后热流密度在展向上的分布都比较均匀。从 S_1 和 S_2 切线的热流密度对比也可以看出,两条切线的差别更多的体现在第1道压缩拐角之前,而对于之后的热流密度值,差别都较小。

图14~图15则表示了钻石形和斜坡形转捩带高度对进气道热流密度的影响规律(由于 S_1 和 S_2 切线的热流密度差别较小,因此在这里只显示了其中一条切线的热流密度值)。从图中可

以看到,安装了 $H=1\text{ mm}$ 转捩带进气道的转捩位置要稍微早于安装了 $H=0.5\text{ mm}$ 转捩带的进气道,再与无转捩带的情况进行对比,可以得出转捩位置随 H 的增加而前移的结论. 在本文的模型中, $H=1\text{ mm}$ 的转捩带已经达到了有效高度.

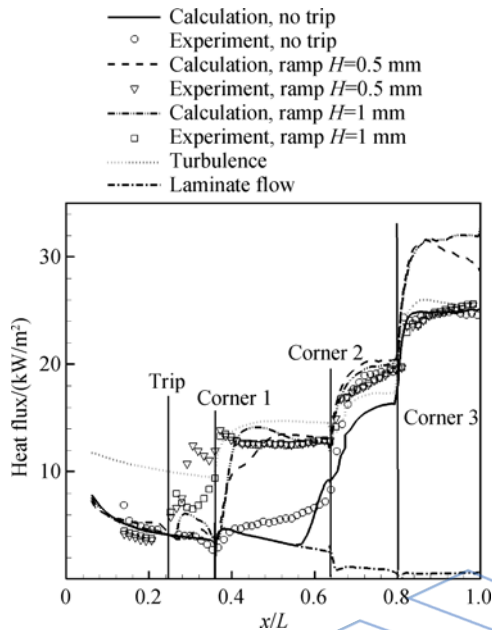


图 15 安装不同高度斜坡形转捩带时进气道壁面热流密度曲线

Fig. 15 Heat flux curves of inlet wall with ramp forced-transition trip in different heights

定量对比试验和计算值,可得前 3 道压缩面上热流密度值均符合良好,在第 4 道压缩面上,计算值普遍比试验值高出 35% 左右,计算偏高的原因还不太清楚,需要进一步的研究.

3.2 进气道下壁面压强

从图 16 中可以看出,中心线上壁面静压沿流向分布的计算与试验值吻合良好,静压在进气道下壁面出现台阶形分布,与热流密度结果相吻合. 在唇口附近和隔离段中,由于激波与激波,激波与边界层的相互干扰,导致静压的分布沿流向变化剧烈;加装转捩带对进气道壁面静压并没有多大影响,仅在转捩带处出现一个小的静压突起.

从对称面静压分布云图(图 17)可以看出安装转捩带的进气道在转捩带处形成一道斜激波,但由于转捩带高度不是很高,斜激波在远离壁面后迅速变弱,并在与第 1 道压缩波相交后消失. 同时可以从图 17 中看出,后 3 道压缩波均相交于唇

口处,证明进气道均处于起动状态.

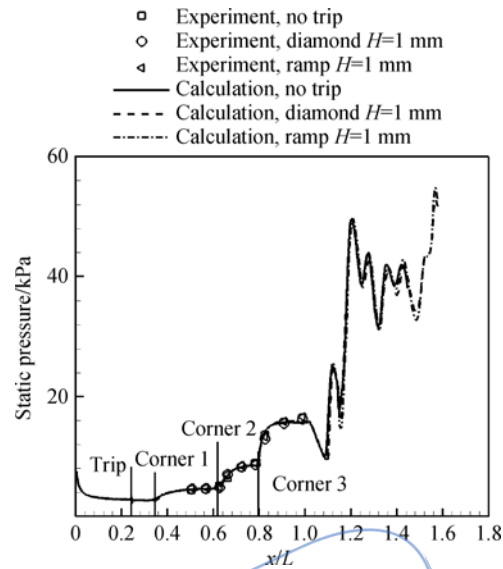


图 16 中心线壁面静压
Fig. 16 Wall static pressure on the centerline

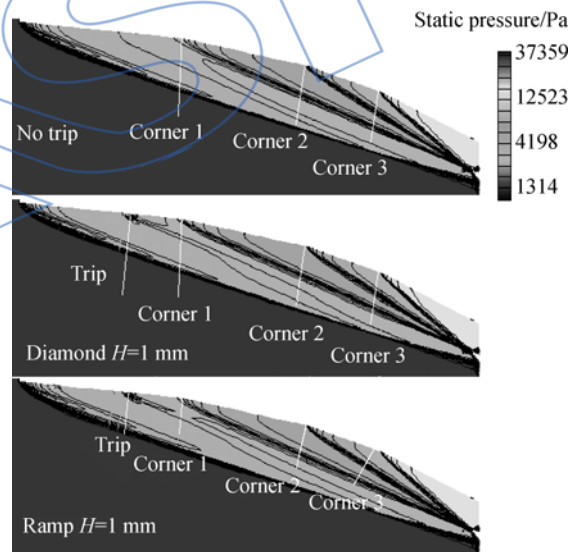


图 17 对称面静压分布
Fig. 17 Distribution of static pressure on symmetry plane

3.3 隔离段入口的总压和马赫数

隔离段入口的总压和马赫数的试验和计算结果如图 18~图 20 所示. 其中 y 表示总压管与进气道下壁面距离, h 表示唇口高度. 计算与试验结果在 $y/h=0.44, 0.61$ 处吻合较好,误差在 5% 以内,但在 $y/h=0.27$ 处试验值则普遍比计算值小,但对于总压和马赫数随转捩带高度变化的规律,试验与计算结果仍然是一致的. 结合图 18~图

20 可以得到,安装转捩带后隔离段入口靠近下壁面处的总压有所下降,钻石形的总压比斜坡形略小.总压下降量并不随转捩带高度的增加而线性

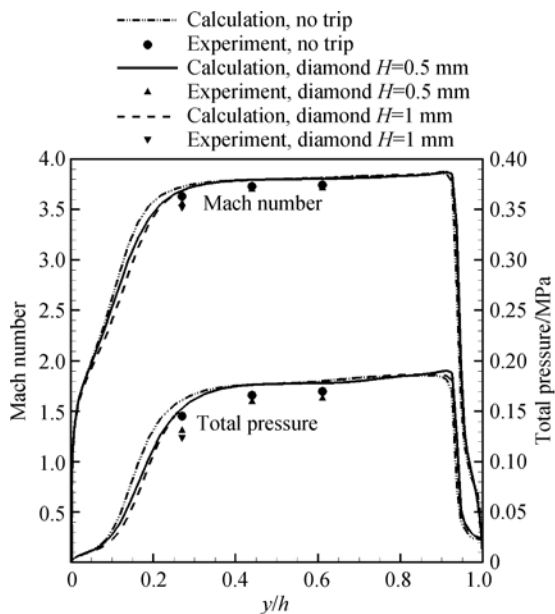


图 18 安装不同高度钻石形转捩带后隔离段入口处的总压和马赫数分布

Fig. 18 Distribution of total pressure and Mach number at the entrance of isolator with diamond forced-transition trip of different heights

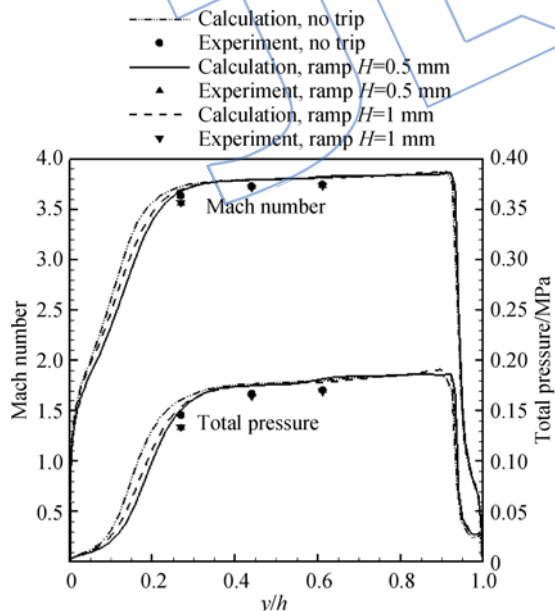


图 19 安装不同高度斜坡形转捩带后隔离段入口处的总压和马赫数分布

Fig. 19 Distribution of total pressure and Mach number at the entrance of isolator with ramp forced-transition trip of different heights

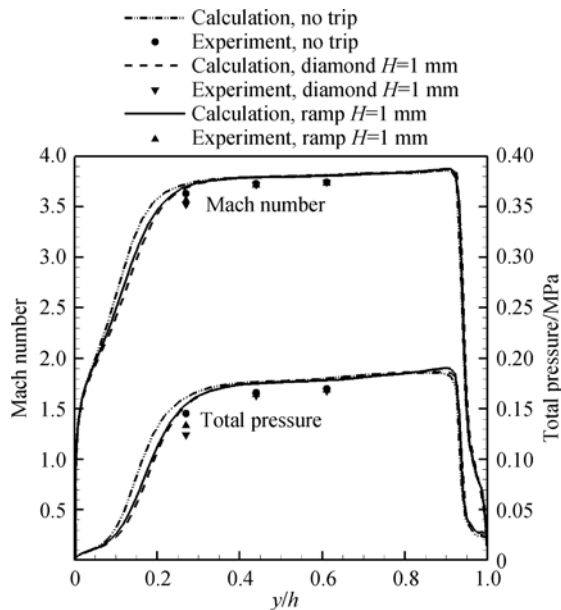


图 20 安装不同转捩带后隔离段入口处的总压和马赫数分布

Fig. 20 Distribution of total pressure and Mach number at the entrance of isolator with different forced-transition trips

增加,无论是对于斜坡形还是钻石形转捩带, $H=0.5\text{ mm}$ 时的总压与 $H=1\text{ mm}$ 时的总压都比较接近.马赫数分布与总压遵循同样的规律.

隔离段内流量(mass flow rate)、质量加权总压($p_{t,m}$)和质量加权马赫数(Ma_m)如图 21 所示,可以看出,由于安装转捩带后进气道入口下壁面附近的总压和马赫数的下降,造成整个隔离段内的质量加权总压和质量加权马赫数也有所下降,其中质量加权总压和流量在隔离段出口处下降约 3.5%,质量加权马赫数的下降量则在 1%左右.

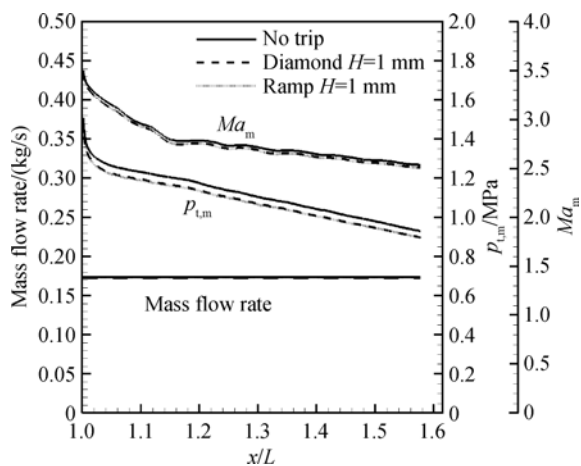


图 21 隔离段内进气道性能参数

Fig. 21 Performance parameters in the inlet of isolator

4 结 论

针对一种升力体高超声速进气道模型,设计了不同高度的斜坡形和钻石形转捩带,利用风洞试验和三维数值模拟相结合的方法,研究了进气道壁面热流密度、中心线壁面压强和隔离段入口处的总压和马赫数分布。结果表明:

1) 数值计算与风洞试验在壁面压强,隔离段入口处总压和马赫数上吻合较好,在壁面热流密度上相差35%左右,因此本文的计算方法可用于对高超声速进气道转捩带的进一步研究、筛选和设计。

2) 所设计的钻石形和斜坡形转捩带都有效促发了强制转换,转捩位置随着转捩带高度的增加向前移动,针对本进气道模型, $H=1\text{ mm}$ 的斜坡形和钻石形转捩带均达到了有效高度。

3) 对于已经起动的进气道,转捩带使得隔离段下壁面处的总压有所下降,造成隔离段出口处质量加权总压也随之下降了3.5%左右。马赫数遵循跟总压相同的规律,但下降量在1%左右,流量的下降量也在3.5%左右。

4) 相同高度的斜坡形和钻石形转捩带的转捩区域基本相同,钻石形的隔离段入口处的总压损失略高于斜坡形,因此推荐采用斜坡形转捩带。

参考文献:

- [1] Schneider S P. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(3): 323-333.
- [2] Scott B, Kamran D, Kathryn W. Boundary layer transition on X-43A[R]. AIAA-2008-3736, 2008.
- [3] 赵慧勇, 易森荣. 高超声速进气道强制转捩装置设计综述[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(5): 623-627.
ZHAO Huiyong, YI Miaorong. Review of design for forced-transition trip of hypersonic inlet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(5): 623-627. (in Chinese)
- [4] Schneider S P. Effects of roughness on hypersonic boundary-layer transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(2): 193-209.
- [5] DUAN Zhiwei, XIAO Zhixiang, FU Song. Direct numerical simulation of hypersonic transition induced by ramp roughness elements[R]. AIAA-2014-0237, 2014.
- [6] Choudhari M, LI Fei, Edwards J. Stability analysis of roughness array wake in a high-speed boundary layer[R]. AIAA-2009-0170, 2009.
- [7] Vermeersch O, Arnal D. May transient growth theory explain isolated roughness induced transition? [R]. Lisbon, Portugal: European Conference on Computational Fluid Dynamics, 2010.
- [8] Berry S A, Auslender A H, Dilley A D, et al. Hypersonic boundary-layer trip development for hyper-X[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6): 853-864.
- [9] Holden S M, Wadhams T P, Maclean M. Experimental studies in the LENS supersonic and hypersonic tunnels for hypervelocity vehicle performance and code validation[R]. AIAA-2008-2505, 2008.
- [10] Wadhams T P, Maclean M G, Holden M S. A review of transition studies on full-scale flight vehicles at duplicated flight conditions in the LENS tunnels and comparisons with prediction methods and flight measurement [R]. AIAA-2010-1246, 2010.
- [11] Borg M P. Entitled laminar instability and transition on the X-51A[D]. West Lafayette, US: Purdue University, 2009.
- [12] Berry S A, Nowak R J, Horvath T J. Boundary layer control for hypersonic airbreathing vehicles[R]. AIAA-2004-2246, 2004.
- [13] 周玲, 阎超, 孔维萱. 高超声速飞行器前体边界层数值模拟[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1487-1495.
ZHOU Ling, YAN Chao, KONG Weixuan. Numerical simulation of forced boundary layer transition on hypersonic vehicle forebody [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1487-1495. (in Chinese)
- [14] Cockrell C E, Jr, Auslender A H, White J A, et al. Aero-heating predictions for the X-43 cowl-closed configuration at Mach 7 and 10[R]. AIAA-2002-0218, 2002.
- [15] 赵慧勇, 周瑜, 倪鸿礼, 等. 高超声速进气道边界层转捩试验[J]. 实验流体力学, 2012, 26(1): 1-6.
ZHAO Huiyong, ZHOU Yu, NI Hongli, et al. Test of forced boundary-layer transition on hypersonic inlet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(1): 1-6. (in Chinese)
- [16] 蔡巧言, 谭慧俊. 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[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 699-705.
CAI Qiaoyan, TAN Huijun. Effects of the forebody boundary layer state on flow structure and performance of hypersonic inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 699-705. (in Chinese)
- [17] 赵慧勇. 超燃冲压发动机并行数值研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.
ZHAO Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine [D]. Mianyang, Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2005. (in Chinese)
- [18] YANG Shunhua, LE Jialing. Computational analysis of a kerosene-fueled scramjet[R]. ISABE-2005-1195, 2005.

(编辑: 陈 越)