

高超声速二元进气道循环气流边界层控制方法研究

岳连捷, 叶青, 张晓嘉, 陈立红, 张新宇

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京市北四环西路15号, 100190)

(中国科学院高超声速科技中心, 北京市北四环西路15号, 100190)

摘要 本文针对高超声速二元进气道唇口激波诱发边界层分离现象, 开展边界层分离流动控制研究, 提出了抽吸与吹气相结合的循环气流边界层分离控制方法。基于对抽吸、平行吹气的流动控制的单独分析, 揭示了循环气流边界层分离控制方法的作用机制, 发现由于循环通道内压力与分离区吹气点的压差不大, 吹气只起到回补流量的作用, 而抽吸是抑制边界层分离的主要因素。在此基础上, 发展了循环流动控制方案, 采用激波点近上游的抽吸与分离区起点处的切向吹气组合的循环气流结构, 能够在不损失流量、不需要高压气源的情况下, 成功控制大尺度的边界层分离现象, 同时对出口流场的品质有较好的改善, 提高总压恢复 3.5%。

关键词 高超声速进气道, 边界层分离, 流动控制, 循环气流控制

引言

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的关键部件, 也是发动机的主要阻力来源和总压损失部件, 其主要设计问题之一来自于激波/湍流边界层间的相互作用。以一体化设计飞行器为例, 进气道上游占 20% 以上流道面积为前体边界层^[1], 进气道内部充斥着大面积的激波/边界层干扰。文献[2,3]针对高超声速二元进气道内激波/边界层干扰进行了探索, 发现因进气道气流进入隔离段时偏转角较大, 唇口激波较强, 与肩点处的膨胀波作用, 诱使肩点后的边界层出现分离现象, 而喉道处分离包的高度占到了喉道高度的 25% 左右。边界层分离所造成的后果非常严重, 引起进气道总压损失增大、流量捕获减小、出口流场畸变, 同时喉道气流极易壅塞, 使进气道起动困难, 而且再附区导热系数激增, 在高马赫数飞行条件下会导致分离区局部热负荷过大, 引发烧蚀问题。避免边界层分离流动是必须攻克的技术问题。

激波与边界层流动相互作用本质上就是边界层流体动量与激波所产生逆压梯度之间的博弈, 而其控制技术则是在增长边界层低能流动量和减弱逆压梯度两方面有所作为。Delery 曾

系统分析了针对激波/湍流边界层干扰的流动控制方法, 包括壁面冷却、边界层抽吸、壁面吹气、壁面型面设计、旋涡生成器等若干控制技术^[4], 局部的壁面吹气和局部边界层抽吸方法效率是较高的。

目前, 在现役超声速进气道中针对机体边界层主要采取隔道排除^[5], 而在进气道内主要采用边界层抽吸手段^[6,7]。高超声速进气道边界层流动控制基本上都延续了边界层抽吸的方法^[8-10]。国内南航等单位也对二元进气道边界层抽吸进行了数值和实验研究^[11-14], 发现抽吸提高了总压恢复, 且内压段采用边界层抽吸效果更为明显。但边界层抽吸同时也使得捕获空气流量降低, 做功能力受损。一般发动机会增大其迎风面积以弥足边界层抽吸量的损失, 但带来了额外的阻力损失。对于高超声速飞行器发动机, 其正推力裕度本就很小, 发动机推阻特性接近临界状态^[15], 需要尽可能多捕获来流空气以提高推力, 其流量问题比较敏感。因此需要探索新的边界层流动控制方法缓解高超声速吸气式发动机的困境。

和边界层抽吸相对应的吹气法, 作为机翼的边界层控制手段早已开展过深入的研究^[16], 包括上游的高速切向气流吹除法和干扰区域的

低速气流吹气法。这两种边界层控制方法都有可能起到很好地控制边界层流动的作用。但在现役发动机进气道上很少应用，主要是没有合理气源的考虑。

1983年，Bahi 为了控制跨声速机翼的边界层流动以达到减阻的目的提出了基于凹腔的边界层流动被动控制方法^[17]，将激波边界层作用区多孔壁面下设计为凹腔结构，由于激波前后的压差关系，作用区下游（激波下游）气流被抽吸通过相通的凹腔结构在上游吹入，其实质上是分离区下游的边界层抽吸与上游的局部低速吹气法的结合，形成循环气流的控制手段，达到抑制边界层分离的效果。

力学所认为对于流量敏感的高超声速进气道这是一种很有前景的控制技术，与单纯的边界层抽吸相比，循环气流的控制技术在上游吹入抽吸空气，保证了发动机的流量能力，且不需要额外的动力装置，达到一举两得的效果。总装气动预研基金支持了该技术的研 究，考察该方法对于高超声速进气道内强斜激波问题的控制效果，探索其控制机理及结构布局。

1 进气道构型及数值方法

研究模型为力学所设计的高超声速二元进气道，如图 1 所示。该进气道设计马赫数 5.05，总收缩比 5.07，模型总长 519.4 mm。外压段三道压缩角分别为 7.3°、4.9°、7.5°，内唇罩角为 6.1°，唇口距进气道前沿 315.4mm，内收缩比 1.37。抽吸及吹气采用缝式构型。

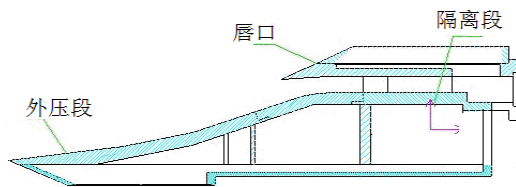


图 1 高超声速二元进气道示意图

本文采用 CFD++ 软件对进气道流动进行求解，求解雷诺平均的 N-S 方程，采用 TVD 格式处理对流项，湍流模型为 $k-\omega$ SST 模型。

计算域采用结构化网格，壁面附近采用等比加密网格， y^+ 接近 1。循环气流通道同样纳

入计算区域，统一模拟。

2 二元进气道边界层流动形态

图 2 给出了二元进气道无边界层控制时内压段的数值模拟马赫数分布，为了对比，在力学所 GJF 激波风洞进行了吹风实验，图 3、4 给出了 Ma5 工况下的纹影及 Ma4 工况测压实验结果。由图 2、3 发现唇口内压激波较强，打在下壁面曲面过渡段后半部分，由于此时下壁面的膨胀已经比较充分，逆压力梯度较大，导致顶板肩点下游位置产生了一个约喉道尺寸 40% 的分离包。数值计算得出的分离包尺寸和位置与纹影实验对应得非常好。

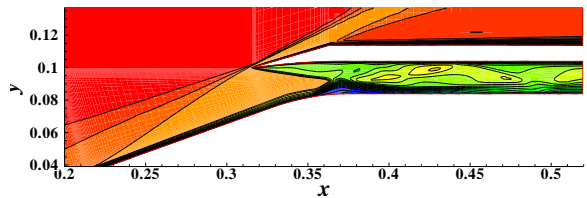
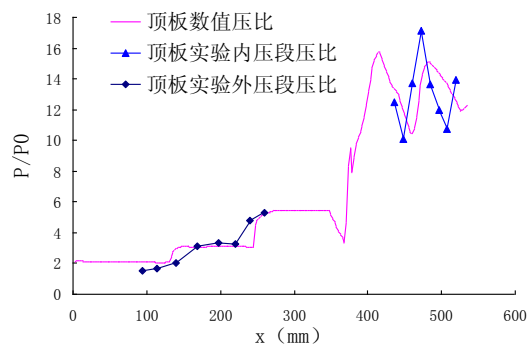


图 2 二元进气道马赫 5 条件下马赫数分布数值结果



图 3 二元进气道马赫 5 条件下纹影实验照片

为了进一步验证数值模拟的准确性，在 Ma4 工况下对进气道顶板以及唇罩的沿程压力分布进行了对比，如图 4 所示，进一步说明数值计算的结果是可信的。



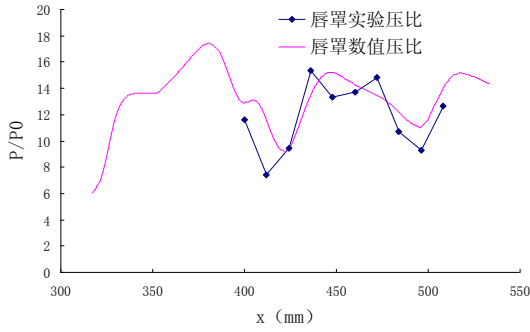


图4 二元进气道 Ma4 条件下沿程压力分布

该分离区极大地缩小了进气道的通流能力。而燃烧室工作压力较高时，一旦激波串向上游推到分离包，伪激波串分离包和该分离包会迅速合成一个大分离包，导致进气道不起动。因此，高超声速二元进气道喉道附近的分离包控制是一个非常关键的问题。

3 边界层抽吸及吹气控制分析

为了深入地分析循环气流控制方法，本文首先分别分析高超声速进气道的抽吸及吹气控制，作为循环气流控制研究的基础。

3.1 边界层抽吸布局研究

国内外对高超声速进气道边界层抽吸开展了一定研究，但目前对其抽吸布局方面相关研究还欠深入。基于前文研究的内部流动形态，考察如图5所示抽吸布局：方案a(分离区起始点，激波点上游)，方案b(分离区中心处)，方案c(唇口激波点附近)，方案d(再附区，激波点下游)。

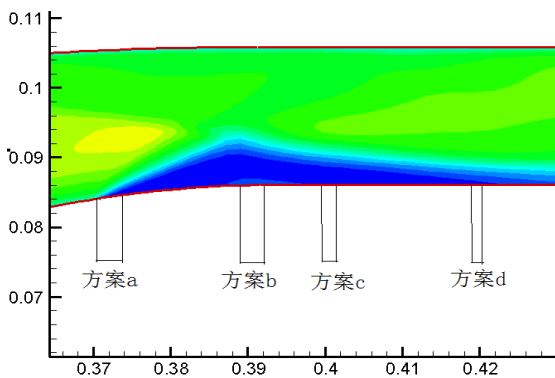
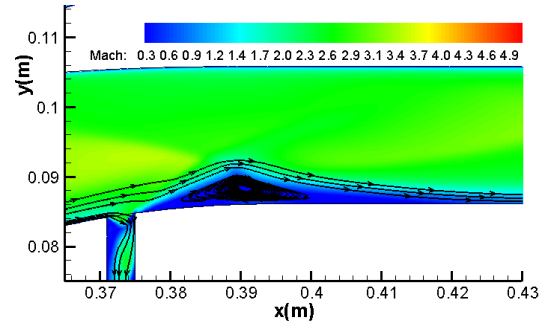
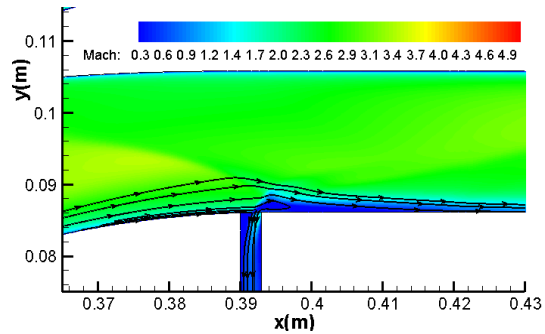


图5 边界层抽吸布局不同方案

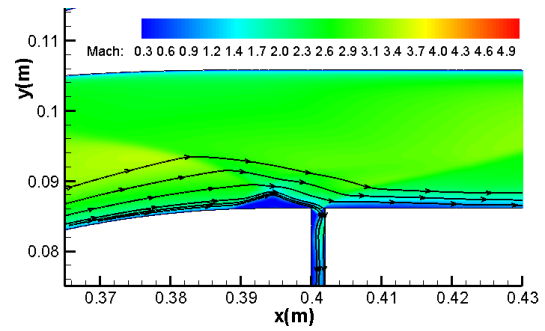
抽吸缝腔压设置为较低的压力，使抽吸流动处于壅塞，通过调整抽吸缝面积来控制四种方案的抽吸流量，都控制在入口流量的0.6%左右。



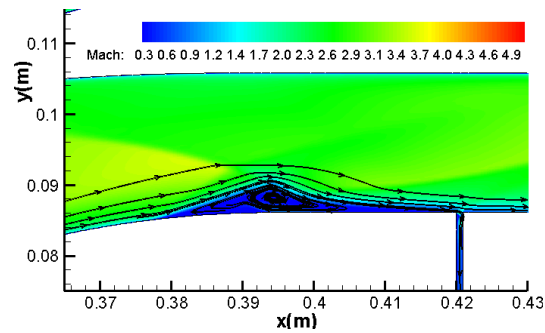
(a) 方案 a



(b) 方案 b



(c) 方案 c



(d) 方案 d

图6 不同抽吸方案的进气道流动形态

由图6可见，方案a对分离区的控制效果很差，对分离区的尺寸影响较小，这主要是因为抽吸位置距离激波作用点较远，尽管边界层抽吸之后速度型变饱满，但在激波作用位置又发展起

来, 因此没有达到提高边界层动量的效果。方案 b 抽吸缝与方案 a 相似, 但由于其距离激波作用点较近, 该布局方案使得分离点大幅后移, 同时分离区的高度也大幅降低了, 对分离区有较好的抑制作用。方案 c 的分离区尺寸也缩小了很多, 尺寸与方案 b 相当, 但因所处区域压力较方案 a、b 大, 因此抽吸面积要设计得小一些。方案 d 减小了分离区尺寸, 但分离泡仍较大, 这是因为方案 d 中, 抽吸缝处在分离区下游, 此处分离区已经形成。

表 1 给出了四种抽吸布局下进气道出口平均总压恢复。发现方案 a 对分离区的改善作用有限, 对总压恢复提升较小; 方案 b 对分离区的控制效果非常明显, 分离点也后移, 同时总压恢复也提升较多; 方案 c 对分离区的控制效果很好, 但是相比方案 b, 同抽吸流量的情况下, 方案 b 的总压提高效果更好; 方案 d 中抽吸位置处于分离区下游, 分离已经形成, 因此方案 d 对分离区没有抑制作用, 但是因为抽吸了分离后再附低品质气流, 因此对出口流场总压的改善较明显。

表 1 二元进气道总压恢复

Bleeding model	总压恢复
基准模型	51.1%
抽吸方案 a	51.9%
抽吸方案 b	56.3%
抽吸方案 c	54.5%
抽吸方案 d	57.0%

综上所述, 在对二元进气道的分离包处进行抽吸控制时, 将抽吸点设计在方案 b (分离区上游边界层较厚处) 能抑制分离区的产生, 控制分离包的尺寸, 同时出口总压恢复有较高的提升。

3.2 边界层吹气控制研究

为了提高边界层的动量, 吹入进气道内的气流要与主流平行。首先考察吹气位置对分离区的控制的影响, 设计了四个不同的壁面吹气位置, 分别为位置 1 ($x=360\text{mm}$, 分离区上游), 位置 2 ($x=371\text{mm}$), 位置 3 ($x=380\text{mm}$, 分离区中), 位置 4 ($x=390\text{mm}$), 见图 7。吹气缝宽度为 1mm , 在相同的喷口压力 $P=8\text{bar}$ 下平行吹入进气道内。

由图 8 可以看出, 4 种控制方案下吹气控制后分离区起始点与吹气点的距离大致相等。在相同喷口压力情况下, 吹气点越靠后, 分离区的起始点就越靠后, 同时分离区高度逐渐降低, 在 $x=390\text{mm}$ 处分离区起始点壁面吹气的对分离区的尺寸控制效果最好。

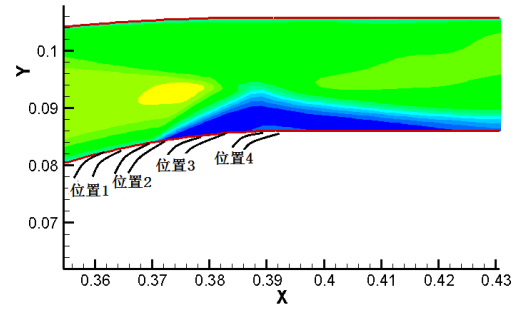
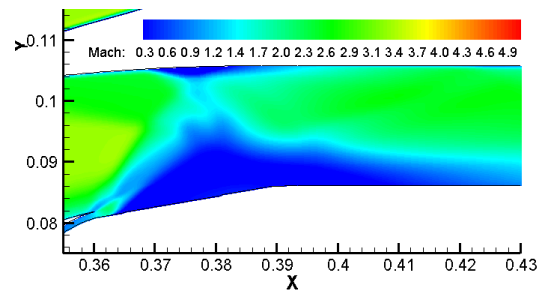
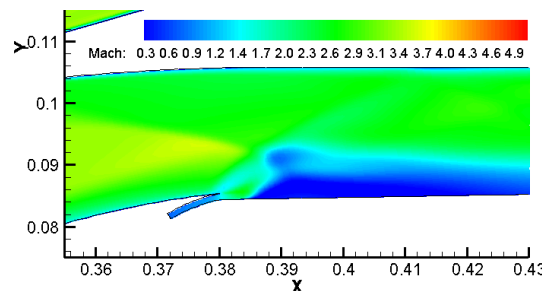


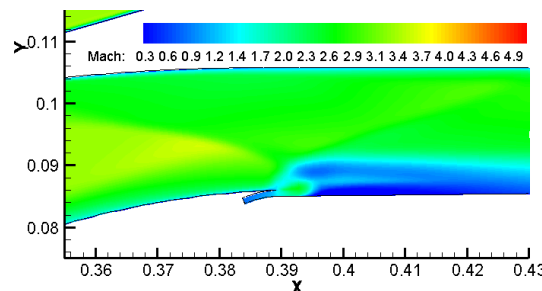
图 7 边界层吹气布局不同方案



(a) 位置 1



(b) 位置 3



(c) 位置 4

图 8 不同吹气方案的进气道流动形态

进一步对 $x=390\text{mm}$ 的吹气效果进行分析, 当喷口压力达到 0.35MPa 时才有控制效果, 也就是说如果在进气道要实现吹气控制的效果, 抽吸腔压力要达到 0.35MPa 。

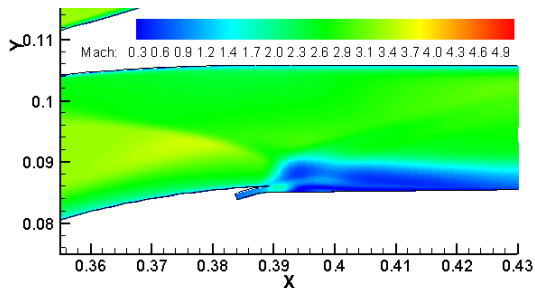


图9 X=390mm 位置吹气、压力 0.35MPa 马赫数云图

由上述分析, 如果循环气流边界层控制方案中希望吹气发挥作用, 与当地主流压比须达到 6.3 。对该进气道的计算表明, $\text{Ma}5.05$ 通流工况下出口压力为 0.11MPa , 当出口达到 0.35MPa 后, 隔离段反压会把分离区推出内压段, 进气道不起动。因此, 在该进气道内要实现内部循环流动控制, 不可能存在如此高的吹气压比, 因而在循环气流边界层控制中只能依靠抽吸的作用, 而吹气只能起到补充流量的作用。

4 循环气流边界层控制研究

由前面的分析我们也可以看出, 在分离区靠近唇口激波作用点的地方抽吸具有较好的控制效果, 而吹气点的选择应该在分离区起始点附近, 其结构设计以不影响抽吸效果为准。

吹气作为仅仅回补抽吸质量的方式, 是否可以随意采取不同的吹气方式? 图 10 给出了类似于机翼分离区控制结构下的进气道流动, 发现垂直方向吹气时回流区减小幅度明显弱于纯抽吸工况。尽管吹气速度相比于内部流动要低, 但也达到了 100m/s 以上的速度, 相当于一股射流垂直射入, 起到阻挡主流作用, 抵消了下游边界层抽吸的效果。

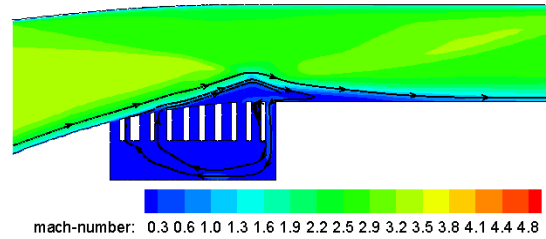


图 10 垂直吹气循环气流下的流场马赫数及流线图

因此上游吹气需采用近似切向喷入的方式。为了让气流能顺利地流回到进气道内, 需要设计一个圆弧过渡来引导气流, 如图 11 所示。由图可见, 激波点上游与吹气点之间存在一定的压差, 使得抽吸及吹气得以循环, 但由图也可看出, 抽吸腔和吹气缝之间的压比较小, 吹气缝气流喷出速度仅为 $\text{Ma}0.5$ 。通过吹气缝结构的合理选择, 保持了较低的腔压, 抽吸流量得以维持, 保证了分离区的抑制效果。抽走的气流通过循环通道从吹气口流出, 补充了抽吸的流量。结合上一节研究结果, 由于抽吸点的压力不足以维持吹气高压比, 此吹气状态不足以实现分离区的控制, 因此可以判定抽吸起到了决定性作用, 控制了分离区的大小。

计算表明在此循环气流控制条件下, 进气道出口总压恢复达到 54.6% , 与表 1 对比发现, 与基准型相比, 循环气流控制方法不但再不损失流量的前提下抑制了边界层分离, 同时大幅提高了总压恢复达 3.5% 。当然, 与同样位置的抽吸相比, 由于其将抽吸低能流补充回主流, 因此总压恢复的提升程度较纯抽吸要低。

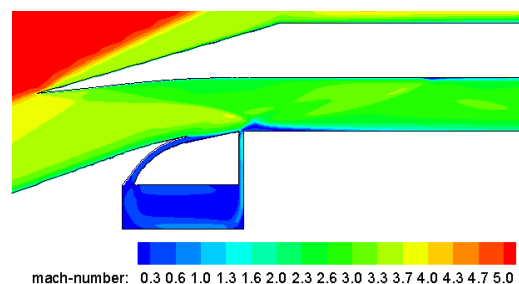


图 11 循环气流控制方案下流场马赫数分布图

5 结 论

本文基于二元进气道边界层流动形态的探索, 提出了抽吸与吹气相结合的循环气流边界层控制方法。分别分析了抽吸布局及壁面吹气

对分离区控制的影响, 揭示了循环流动控制的机制, 并考察了循环控制方法对分离区的抑制作用。

1) 发展了二元进气道边界层分离的循环气流控制方法, 循环通道的吹气点应设计在靠近基准模型的分离区起点处, 结合分离点附近切向吹气结构。此结构保证了对分离区的控制效果, 同时对出口流场的品质有较好的改善。

2) 壁面吹气控制要求压力较高, 当压力降低到与出口主流压力压比小于 6.3 时, 对分离区基本没有控制效果。对于高超声速进气道循环气流控制来讲, 由于循环通道内压力与分离区吹气点的压力相差不大, 因此抽吸起主导作用。

3) 循环气流控制方法可提高总压恢复 3.5%, 且没有流量损失, 并成功控制了大尺度的边界层分离现象。

参考文献

- 1 Y. P. Goonko, I. I. Mazhul, "Some Factors of Hypersonic Inlet/ Airplane Interactions", *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 1, Jan.-Feb., 2002, pp37-50
- 2 罗世彬, 罗文采, 丁猛等. 超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法[J], *国防科技大学学报*, 2004, 33(8)
- 3 丁海河, 王发民. 高超声速进气道起动特性数值研究[J], *宇航学报*, 2007. 11, 28(6)
- 4 Jean M. Delery, "Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction and Its Control", *Prog. Aerospace Sci.*, Vol. 22, pp209-280
- 5 J. Seddon, E. L. Goldsmith, "Intake Aerodynamics", Great Britain, 1985
- 6 M. K. Fukuda, W. R. Hingst, E. Reshotko, "Bleed Effects on Shock/ Boundary-Layer Interactions in Supersonic Mixed Compression Inlets", *Journal of Aircraft*, Vol. 14, No. 2, Feb., 1977, pp151-156
- 7 Tohru Mitani, Noboru Sakuranaka, Sadatake Tomioka, Kan Kobayashi, "Boundary-Layer Control in Mach 4 and Mach 6 Scramjet Engines", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, July-Aug., 2005, pp636-641
- 8 Toshinori Kouchi, Tohru Mitani, Goro Masuya, "Numerical Simulations in Scramjet Combustion with Boundary-Layer Bleeding", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, July-Aug., 2005, pp642-649
- 9 J. Haberle, A. Gulhan, "Investigation of the Performance of a Scramjet Inlet at Mach 6 with Boundary Layer Bleed", 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 6-9, Nov., 2006, Canberra, Australia, AIAA 2006-8139
- 10 Chung-Jen Tam, Dean Eklund, Robert Behdadnia, "Investigation of Boundary Layer Control for Improving Scramjet Isolator Performance", AIAA 2005-3286
- 11 张华军, 梁德旺, 某组合发动机进气道抽吸作用分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2006, 38(5)
- 12 梁德旺, 张晓嘉, 影响高超声速进气道起动能力的因素分析[J]. *宇航学报*, 2006, 27(4)
- 13 王卫星, 袁化成, 梁德旺, 抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2009. 4, 24(4)
- 14 袁化成, 梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. *推进技术*, 2008. 5, 27(6)
- 15 A. Paull, R. J. Stalker, D. J. Mee, "Experiments on Supersonic Combustion Ramjet Propulsion in a Shock Tunnel", *Journal of Fluid Mechanics*, 1995, Vol. 296, pp159-183
- 16 E. Stanewsky, "Adaptive Wing and Flow Control Technology", *Progress in Aerospace Sciences*, 37, 2001, pp583-667
- 17 H. H. Pearcey, "Shock-Induced Separation and Its Prevention by Design and Boundary Layer Control", *Boundary Layer and Flow Control*, Volume 2, 1961

Boundary Layer Control with Circulation Flow for 2-Dimensional Hypersonic Inlet

Yue Lianjie Ye Qing Zhang Xiaojia Chen Lihong Chang Xinyu

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Aiming at the boundary layer separation induced by the cowl shock in two-dimensional hypersonic inlet, this paper investigated the technique for controlling the separation, and proposed a novel boundary layer control method with circulation flow that combined the boundary layer bleeding and blowing. Its flow mechanism was studied based on the analysis of the boundary layer blowing and bleeding respectively. Noted that the boundary layer bleeding has dominant effect on the separation, while the air blowing only compensate the flow mass due to low plenum pressure. The scheme of the circulation flow control was then developed. It comprised of the bleeding slot located closely upstream of the shock wave and the tangent blowing slot located

upstream of the separation point. The result argues that this method can control the large scale separation without mass capture loss. Meanwhile it can improve the flow quality at the inlet exit. The total pressure recovery is raised by 3.5%.

Key words Ramp compression hypersonic inlet, Optimization design, Boundary layer bleeding, Scramjet