

优化 NURBS 内转式进气道设计与流场研究

肖雅彬, 岳连捷, 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), 北京海淀区 100190)

摘要 本文发展了在给定几何约束下的具有最高无粘总压恢复的高性能、宽工作范围内转式进气道设计方法。该进气道采用流线追踪设计, 轴对称基准流场采用优化 NURBS 方法设计。为增强进气道自起动性能, 发展了在内收缩段布置抽吸缝的方法, 风洞实验表明, 该进气道在 Mach4 可以实现自起动, 而数值计算进一步表明自起动马赫数低于 Ma3.0。通过 Mach5.8、Mach6、Mach4 风洞实验并辅以 CFD 考察了其性能, 结果表明该进气道具有宽马赫数工作范围和很高的设计点与亚设计点性能。

关键词 高超声速, 进气道, 内转式, 边界层抽吸

引言

高超声速进气道应以尽量小的熵增完成对来流的捕获和压缩。其设计必须兼顾捕获率, 压缩能力(压比、温比), 压缩效率(总压恢复), 宽工作马赫数范围等需求。高超声速内转式进气道(Inward-Turning Inlet)在捕获率、压缩效率、流场品质方面具有突出优点, 近年来越发受到高超声速研究领域的重视。

流线追踪是内转式进气道的一个重要的实现形式, 这种反设计方法的思路是: 预先构建一个基准流场, 在此基准流场中提取出一个流管作为进气道壁面, 此流管中的流动为基准流场的一部分。因此构建高性能基准流场是流线追踪进气道设计的关键。

为了提高基准流场的性能, 人们发展出多种轴对称内收缩流场设计方法。其中比较著名的是截短 Busemann 内锥流^[1-3], 美国 John Hopkins 大学的应用物理实验室的从应用于 SCRAM 导弹开始的一系列进气道都是基于截短 Busemann 内锥流设计的。牛津大学的 Mathew^[4]使用特征线法构造了等压壁面、等斜度直锥轴对称基准流场, 根据等压锥设计流线追踪进气道的内收比小于同样飞行条件下的截

短 Busemann 进气道。NASA Langley 中心的 REST 系列进气道是基于倒喷管内收缩流场设计的^[5]。一般情况下, 进气道设计需要在一定的几何约束下进行。为了与飞行器前体结合, 进气道的长度需要满足一定的长度约束; 根据不同发动机需求, 进气道需要满足特定的总收缩比要求。前人的工作并未给出在这些几何约束下性能最优的基准流场的设计原则和方法。另外, 高焓气体比热随温度变化, 也会使进气道偏离定比热的按照恒定比热设计的工作状态。

本文所采用优化 NURBS 给出了特定几何约束下特定性能参数最优的基准流场设计方法, 同时, 本方法还可以方便地对包括变比热在内的多种高焓流动因素引入到设计中。

内转式进气道的设计方法决定了其内收缩比远大于 Kantrowitz^[6]给出自起动极限。这造成内转式进气道的工作范围受到严重限制。本文采用在进气道内收缩段布置抽吸槽的辅助自起动方法, 实现了低马赫数下进气道自起动, 从而拓宽工作范围。

1 轴对称基准流场设计

令轴对称基准流场的入口半径为 1, 在限定长度为 L, 总收缩比为 Cr 的条件下, 所有满

足此设计要求的轴对称基准流场母线构成一个过 $A(0,1)$ 和 $B(L, \sqrt{C_r/\pi})$ 的曲线集, 如图 1 所示。包括截短 Busemann 型线在内的所有光滑型线都属于这个集合。

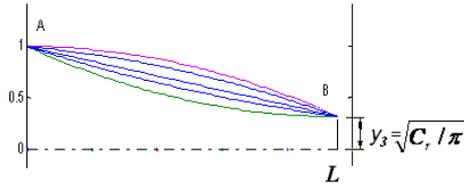


图 1 具有共同起点和终点的轴对称基准流动

我们使用 NURBS^[7]来模拟过 A、B 两点的光滑曲线。NURBS 曲线由一个节点向量定义, 节点越多 NURBS 的阶数越高, 曲线越能精细。经过数值考核发现, 使用带 2 个中间控制点的 NURBS 在曲线精度和计算复杂度上的具有最佳平衡。控制点的横向坐标被限定为分别在 $L/3$ 和 $2L/3$, 纵向坐标 y_1 和 y_2 为两个自由参数。NURBS 型线由向量 (y_1, y_2) 唯一表示, 如图 2 所示。这样, 轴对称流场的母线被参数化为两个数。

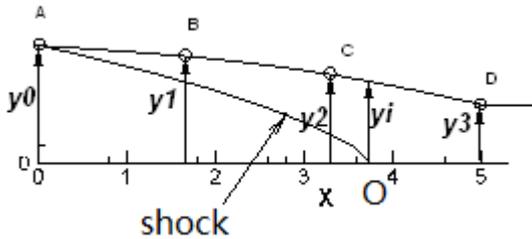


图 2 NURBS 和控制点

1.1 母线形状与内收缩比以及总压恢复的关系

在图 2 中, 曲线 AO 为进气道前缘发出的轴对称入射激波, 它与对称轴相交于 O 点, 因此流线追踪进气道的最小内收缩比为 $(y_1/y_3)^2$ 。不同的的母线形状设计会导致激波形状的不同从而使流线追踪进气道的内收缩比随之发生变化。为了全面考察母线形状与流线追踪进气道的内收缩比与总压恢复的关系, 我们选取总收缩比为 8, 长度为 4.5 倍入口半径的两控制点 NURBS 轴对称基准流场为例, 对 $(y_1, y_2) \in [y_3, 1] \times [y_3, 1]$ 空间上的 40×40 个轴对称流场进行了无粘 CFD 计算。总压恢复与内收缩比云图随 (y_1, y_2) 变化的云图如图 3 所示, 横坐标代表 y_1 , 纵坐标代表 y_2 。图中可见, 流线追踪进气道的内收缩比都高于 Kantrowitz 极限, 而且关于 (y_1, y_2) 呈多极值分布。总压恢复关于 (y_1, y_2)

呈单极值分布, 这说明使用局部优化算法寻找使进气道总压恢复最大的 (y_1, y_2) 是适当的。

1.2 优化 NURBS 设计方法

本文使用一种不需要计算梯度的局部优化算法—模式搜索算法(General Pattern Search, GPS)^[8-9], 获得使总压恢复最大的 (y_1, y_2) 组合。优化变量为图 2 中 B、C 点处的半径 y_1 、 y_2 , B、C 点地水平位置被人为给定为 $L/3$ 和 $2L/3$ 。GPS 优化需要传入 y_1 、 y_2 的值并自动生成 CFD 计算网格, 调用 CFD 计算子过程, 然后返回进气道出口的总压恢复。收敛标准为优化目标的偏差小于 10^{-6} 。优化结果如图 4 所示。为了壁面在对称轴出现马赫盘, 在优化所得的无粘流场中去除了半径为 4% 入口半径的中心圆柱。

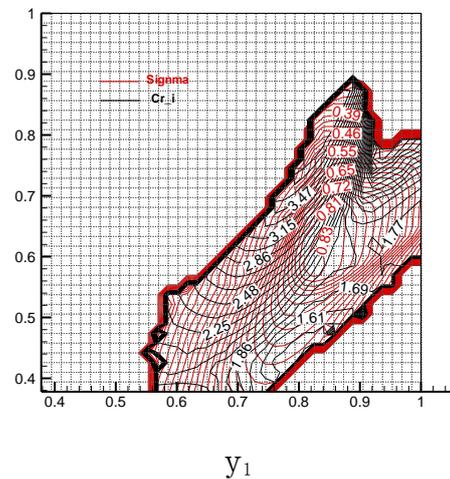


图 3 总压恢复与内收缩比的关系

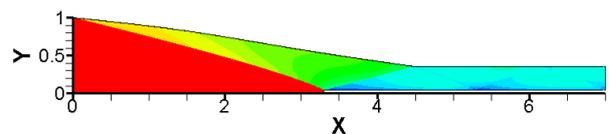


图 4 优化结果所得的基准流场

2 进气道型面与自起动性能增强设计

基于上述基准流场使用流线追踪技术, 在垂直于自由来流的平面内作封闭曲线如图 5 中的 A-B-C-D-E-A, 曲线内部为进气道捕获面积, 将此封闭曲线的投影在基准流场壁面前缘发出的激波上, 得到空间曲线 A'-B'-C'-D'-E'-A', 基准流场中过 A'-B'-C'-D'-E'-A' 的流管在激波下游就形成流线追踪进气道。由于基准流场中心被挖掉直径为入口直径 0.04 倍的圆柱, 为了获得矩形出口, 入口封闭曲线 A-B-C-D-E-

A 中的 C-D-E 部分为两条下弯曲线。本文使用 Cebeci 和 Bradshaw^[10]的有限差分法求解了湍流边界层, 并进行边界层修正。经修正后, 进气道设由于流道外扩, 总收缩比为减小到 6.0, 内收缩比为 1.63。

为了尽量降低自起动马赫数, 增强自起动性能, 我们在内收缩段设置了两个抽吸槽, 如图 6 所示, 抽吸槽位于底板内收缩段上, 其所在位置的內收缩比分别为 1.2 和 1.4。这样的设计使內收缩段一分为三, 每一小段內收缩段的內收缩比都不超过 Kantrowitz 自起动极限。抽吸槽被设计成是垂直于型面的, 进气道处于设计模态时由于内外较小, 抽吸流量很小; 相反, 在进气道临近或处于不起动状态时, 进气道内外压差很大, 抽吸流量仅会在此时显著增加。

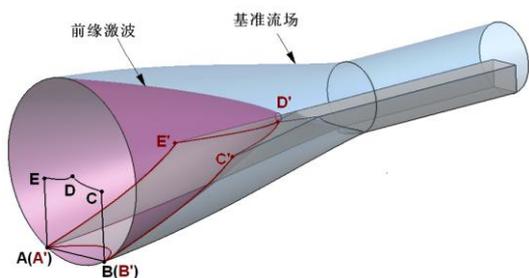


图 5 流线追踪型面设计

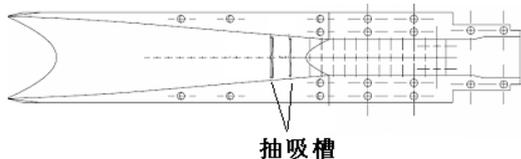


图 6 进气道模型及抽吸槽设置

3. 实验与结果分析

3.1 Mach5.8性能参数测量实验

内转式进气道理论上具有来流流量完全捕获的能力。本文在中科院力学所高超声速推进实验室的来流 Mach5.8 的自由射流实验台进行了质量捕获率测量, 流量捕获率等于出口质量流率 \dot{m}_3 与进口质量流率 \dot{m}_0 之比:

$$\varphi = \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_0} \quad (1)$$

流量测量装置如图 7 所示, 进气道隔离段出口通过方转圆扩张段连接到一个等直流量筒, 再接轴对称收缩段。实验时流量桶的等直段中会出现正激波, 在正激波后的亚音速区域布置流量计, 流量计由 1 个总温测点和 8 个 Pitot 压测点组成, 亚音速气流通经收缩段的最小面积时, 被加速到 $Ma=1.0$, 根据在收缩段喉道处面积 A_5 以及流量计所测得的总温 T_{05} 、总压 P_{05} 可以计算得到流量筒喉道处的质量流率 \dot{m}_5 , 在定常状态下, 其数值上等于进气道隔离段出口质量流率 \dot{m}_3 :

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_5 = \sqrt{\frac{\gamma}{RT_{05}}} P_{05} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A_5 \quad (2)$$

实验测得来流 $Ma5.8$ 下进气道捕获率为 0.98。CFD 计算显示, 同样条件下进气道隔离段出口的总压恢复为 49%, 压比为 22。

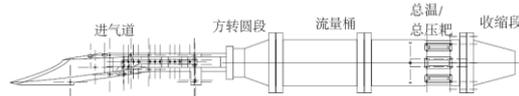


图 7 流量测量装置

3.2 Mach6压力分布实验

为了考察进气道在设计点来流马赫数下的壁面压力分布和压缩性能, 研究进气道性能参数随攻角的变化规律, 本文在中科院力学所 GJF 激波管风洞中进行了来流 $Ma6$ 下多攻角实验, 测量了 4 个壁面压比分布, 并获得了纹影照片。风洞 P5 总力为 1.67MPa, 实验前真空段由两台抽气机将实验舱压力抽至 200Pa。

来流 Mach6、零攻角的纹影照片如图 8 所示, 可见此时进气道处于起动脉态。

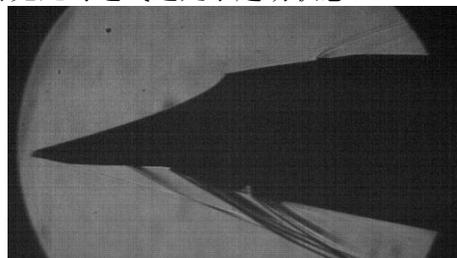
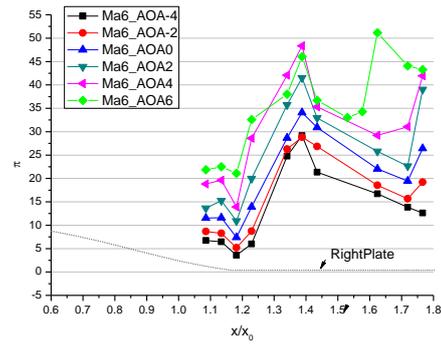


图8 来流Mach6, 零攻角纹影照片

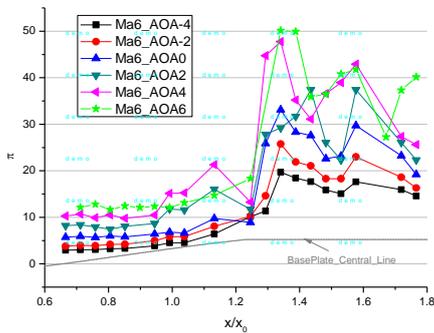
来流 Mach6, 攻角 $-4^\circ \sim 6^\circ$ 时各攻角下进气道底板、顶板、左、右侧板的压比分布如图 9 所示。图中横坐标的数值为到前缘的无量纲距离, 其中唇口的横坐标为 1; 纵坐标为测点压

力与来流压力之比，图中最下面的曲线是进气道型线。从图 9 可见，在攻角范围 $-4\sim 6^\circ$ 的范围内，进气道保持起动状态，底板、侧板、顶板的压比曲线相似，这说明在该范围内，攻角对波系形态影响不大。随着攻角的增大，压比曲线整体上移，说明压缩能力随攻角的增加而增大。底板高压跃升处为唇口发出的反射激波与底板交汇位置。底板第十个测点压力陡然降低是由此处的附面层抽吸形成的。

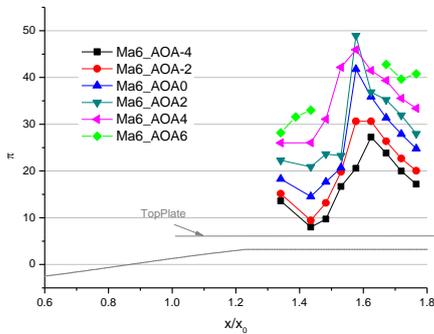


(d) 右侧板

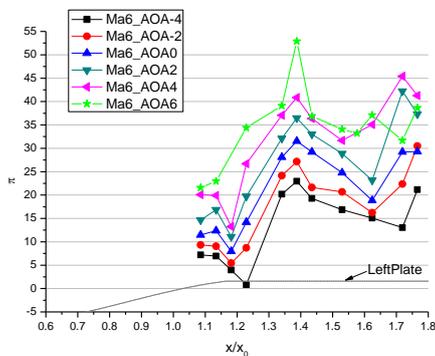
图9 壁面压比分布



(a) 底板



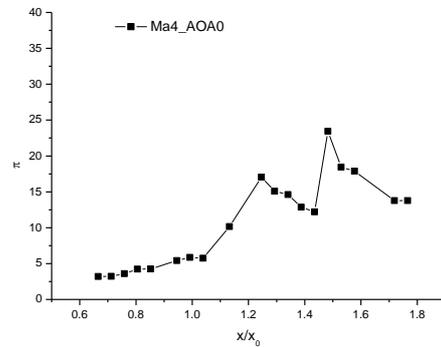
(b) 唇口板



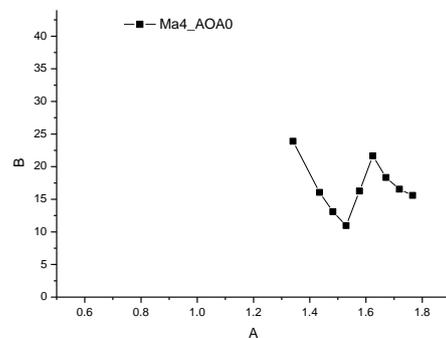
(c) 左侧板

3.3 Mach4性能和自起动能力验证

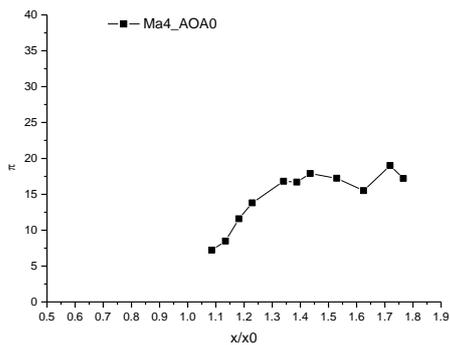
进气道 Mach4 零攻角实验壁面压比分布如图 10 所示，底板第一压力峰值位置至压缩段提前到隔离段入口处(相对坐标 1.24)，隔离段内存在激波反射，内收缩起始点 ($x=1$) 之前没有压力峰，这表明进气道在 Mach4 处于起动状态。



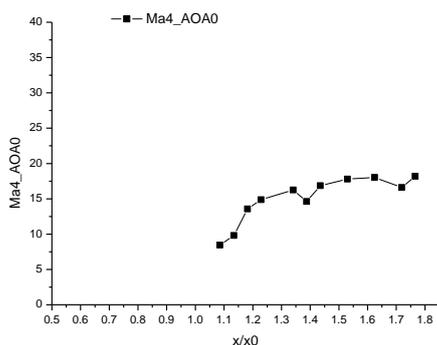
(a) 底板



(b) 顶板



(c) 左侧板



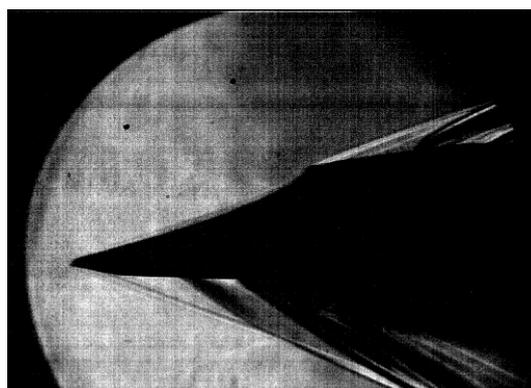
(d) 右侧板

图10 Mach4, 零攻角壁面压比分布

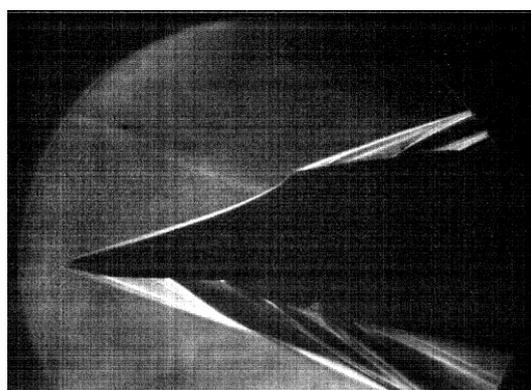
为了考察进气道在 Mach4 的自起动能力, 我们使用棉纱将隔离段出口阻塞, 使得在风洞二次波扫过进气道后的一段时间内进气道处于不起动状态。棉纱的堵塞必须恰到好处, 保证在风洞的有效运行时间内, 隔离段高压气体能将棉纱推出。棉纱推出后, 如果进气道能重新起动, 就表明在这种情况下进气道具备自起动能力。通过对比棉纱被推出后激波位置稳定时的纹影与通流实验的纹影(处于起动状态), 就可以判断棉纱出后的进气道是否处于起动状态。



(a) 自起动实验6.6ms



(b) 自起动实验 30.2ms



(c) 通流实验30.2ms

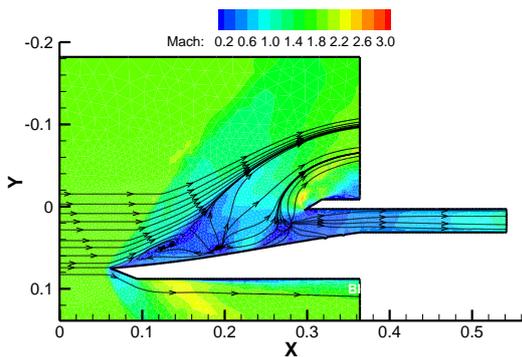
图11 Mach4自起动实验与通流实验纹影比较

相机采用 Optronis 公司的 CAM5000 高速相机, 拍摄帧率为 5000fps, 快门 1/5000s, 图像分辨率为 512x512。实验结果如图 11a 显示, 6.6ms 时刻进气道外压段出现弓形激波, 此时的进气道处于不起动状态。随后的 2ms 内棉纱被推出, 进气道开始吞入激波过程。在 30.2ms, 如图 11b 所示, 这时来流总压达到最高, 这时风洞处于平直段, 进气道纹影照片没有观测到不起动进气道特有的溢流引起的震荡激波。对比相同时刻(30.2ms)自起动实验与通流实验 11c 的纹影照片, 可以看到二者波系几乎相同。这说明, 棉纱被推出后, 进气道是可以自起动的。因而在这种实验条件下, 进气道具备 Mach4 自起动能力。

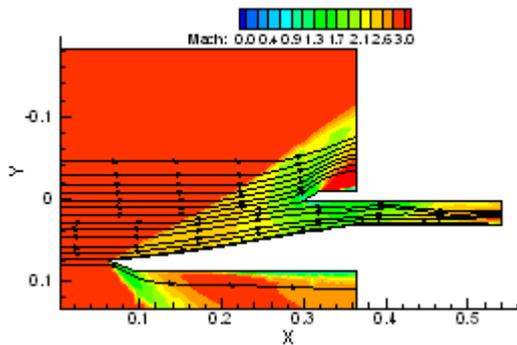
由于实验设备无法考察更低马赫数下进气道的自起动特性, 本文使用准定常数值模拟考察进气道的自起动能力。首先进行来流 Mach2 通流定常计算, 计算收敛后得到不起动流场, 如图 12a 所示, 对称面马赫数云图和流线图显

示，外压段存在一个巨大的回流区，进气道处于不起动状态。

收敛后改变边界条件，以 0.5 为增量增加来流马赫数，并以上一个收敛的流场为初场，进行定常计算，直至收敛，如此往复。当来流达到 Mach3 时，对称面云图显示，流道内分离区消除，进气道处于起动机状态。因此我们得出结论，进气道的自启动马赫数低于 Mach3。



(a) Mach2 不起动



(b) Mach3 实现自启动

图 12 进气道 $Ma \sim 3$ 自启动准定常计算

内收缩段抽吸槽在增强内转式进气道自启动性能方面起到了至关重要的作用，如图 13 所示，随着来流马赫数的降低和攻角的增大，抽吸流量在增加，而在进气道设计点，抽吸造成的流量损失仅为来流流量的 0.00178，即便是在来流 Mach4， 4° 攻角的极限情况，抽吸流率也仅为 0.015。抽吸槽可以以非常小的代价换来自启动性能的大幅改善。

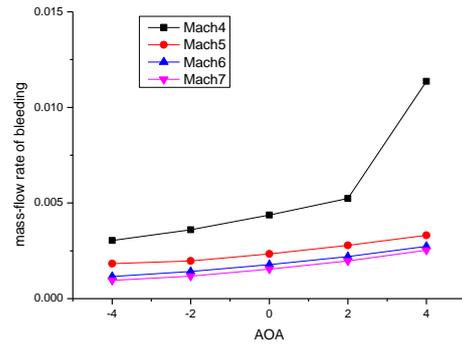


图 13 攻角 $-4^\circ \sim 4^\circ$, $Ma \sim 7$ 下抽吸量与捕获面流量之比

4. 结论

本文使用优化 NURBS 方法设计了轴对称基准流场，并设计了流线追踪进气道。风洞实验测量其设计点捕获率，攻角性能、以及 Mach4 性能规律和自启动能力。

实验测得进气道在 Mach5.8 具有 0.98 的捕获率，22 倍压比和 49% 的总压恢复 (CFD)；在来流为 Mach6 时，压比曲线整体上移，说明压缩能力随攻角的增加而增大，攻角对波系形态影响不大。随着攻角的增大，纹影实验表明其且具备 Mach4 自启动能力。

综上所述，优化 NURBS 设计方法是有效的的设计方法，所设计的进气道具有高性能和宽工作范围，效果较为理想。内通道布置抽吸槽使用很小的流量损失获得了自启动马赫数的显著降低。

参考文献

- 1 Billig, F.S. Supersonic Combustion Ramjet Missile [J], Journal of Propulsion and Power, Vol.11 No.6,1995.
- 2 Kerisey, J.L., A study of The Aerodynamics of Scramjet Engine Inlets, The Johns Hopkins University, Applied Physics Laboratory, TG-405.
- 3 Billig, F.S. SCRAM-A Supersonic Combustion Ramjet Missile. [C], AIAA/SAE/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 93-2329, June 28-30, 1993, Monterey, CA.
- 4 Mathew, A. J., Jones, T. V., Design and Test of a Modular Waverider Hypersonic Intake [J], Journal of Propulsion and Power, Vol 22, No.4, July-August 2006.
- 5 Smart, M. K., Design of Three-Dimensional Hypersonic Inlets with Rectangular-to-Elliptical Shape

- Transition[J], Journal of Propulsion and Power, Vol. 15, No. 3, pp. 408 - 416, 1999.
- 6 Kantrowitz, A. and Donaldson, C., Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers, NACA WRL-713, 1945.
- 7 Foley, van Dam, Feiner & Hughes: Computer Graphics: Principles and Practice, section 11.2, Addison Wesley 1996 (2nd ed.).
- 8 Abramson, Mark A. Pattern Search Filter Algorithms for Mixed Variable General Constrained Optimization Problems. Ph.D. Thesis, Department of Computational and Applied Mathematics, Rice University, August 2002.
- 9 Powell, Michael J. D. 1973. "On Search Directions for Minimization Algorithms." Mathematical Programming 4: 193—201.
- 10 Cebeci, Tuncer Modeling and Computation of Boundary Layer Flows: Laminar, Turbulent and Transitional Boundary Layers in Incompressible and Compressible Flows, Horison Publishing Inc, 2005.

Design and flow pattern of a hypersonic optimized NURBS inward-turning inlet

Xiao Yabin, Yue Lianjie, Chen Lihong, Chang Xinyu

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

Abstract Design methods of hypersonic inward-turning inlet with highest total pressure recovery under specific geometrical constraints were developed. Stream line tracing was used based on the optimized NURBS axisymmetric baseline flowfield. Bleeding slots was used in the internal contraction section to enhance the self start performance of the inlet. It was revealed that the self start mach number is less than 4 from the results of wind tunnel tests and is less than 3 from the results of CFD. Wind tunnel tests of Mach 5.8, Mach6, Mach4 were conducted to study the inlet's performance, and the results indicated that the inlet has a good performance over a wide operating range

Keywords: hypersonic, inlet, inward turning, bleeding