



CSTAM 2009-xxxx

溢流槽道位置对二元高超声速进气道性能影响研究

张晓嘉，岳连捷，陈立红，张新宇

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

第二届高超声速科技学术会议

2009年11月2-4日 安徽·黄山

溢流槽道位置对二元高超声速进气道性能研究

张晓嘉, 岳连捷, 陈立红, 张新宇

(中国科学院高超声速科技中心 北京海淀区 100190)

摘要 本文限定内收缩比为 1.37, 以最大推力为目标, 优化得到了基准进气道模型。在此基础上, 设计了两种溢流槽道, 利用数值计算研究了溢流槽道位置对进气道通流性能的影响和不起动/再起动机性能的影响。研究表明: 隔离段进口放气在高马赫数时可以在低放气量的前提下实现高压恢复, 消除附面层分离; 内压缩通道进口放气在马赫数范围内放气量变化不大, 低马赫数下总压恢复较高。内压缩通道进口放气模型不起动状态不同于其他模型出现分离包堵塞进口, 而出现一道正激波立于进口前, 随来流马赫数增大, 正激波一边被吸入内通道, 一边出现分叉, 正激波消失后, 进气道再起, 这个过程的进气道流量与不起动过程没有差异。内通道进口放气可明显改善进气道起动机性能尤其是再起动机性能, 起动机迟滞大大减小。

关键词 高超声速, 进气道, 溢流槽道, 数值模拟, 不起动/再起动机

引言

高超声速进气道设计要求: 在满足设计所要求的压力、温度、马赫数条件的前提下, 使压缩过程损失最小; 同时尽量减小进气道外阻和结构重量; 为保证燃烧室的正常工作, 还应使进气道出口流场尽量均匀。很明显, 以上的设计要求都必须在进气道在整个工作范围内可以正常起动的条件下提出, 起动机要求是进气道设计的基础, 但很多国内外的研究工作都表明, 进气道的起动机性能尤其是再起动机性能是进气道设计的瓶颈之一^[1-4]。

Kantrowitz^[5]定义正激波位于收缩段进口截面时的收缩比为最大收缩比, 并按一维等熵流得到了 Kantrowitz 限制条件。分析 Kantrowitz 极限可知, 即便对于高马赫条件, 进气道内收缩比也很难超过 1.6, 而之前的研究表明, 进气道采用小内收缩比时, 肩点膨胀剧烈, 第一道内压激波也相对较强, 极易产生附面层分离^[6]; 而很多新型的三维压缩进气道^[1-2]例如 Busemann 进气道将很难设计。

面对起动机问题, 很多研究者都考虑采取开孔或开槽的办法溢出部分流量, 以拓宽内收缩比限制^[1-4]; 同时, 由于溢出低速流, 减小附面层厚度, 对防止进气道内部附面层分离也有良好的作用, 在很多时候为减小外阻而采用较小的内唇罩角度时, 为提高进气道总压恢复, 均

匀出口流场, 也可能在分离起始点处采用适当的附面层抽吸^[7-9]。

本文针对经优化设计得到的基准模型, 设计了两种溢流槽道, 通过数值计算研究了溢流槽道位置对进气道通流性能的影响和不起动/再起动机性能的影响。

1 进气道物理模型和计算条件

1.1 进气道物理模型

本文的计算采用了如图 1 所示进气道基准模型, 给定设计状态为: 设计点来流马赫数 $Ma_0=5.05$, 共有 3 道外压激波, 均近似贴于唇口。要求设计点隔离段出口马赫数 $Ma_4=2.5$, 来流马赫数为 4 时可实现再起动机, 按照 Kantrowitz 极限, 确定进气道内收缩比 $CR=1.37$, 并在内压缩通道上下壁面进行适度的光滑过渡。

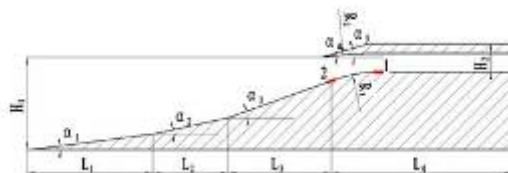


图 1 进气道物理模型

按照文献[6]提出的设计优化方法, 以净推力最大为优化目标, 以三个外压楔角和内唇罩角度为优化变量, 首先采用文献[6]提出的

进气道性能估算方法，以遗传算法进行全局寻优；然后以遗传算法找到的全局最优优点为优化起始点，采用 FLUENT 软件计算进气道性能，以 POWELL 方法进行局部精细寻优，最终获得合适的基准进气道模型。

在基准进气道的基础上，在进气道下壁面选择了两个位置布置溢流槽道，如图 1 所示，溢流槽 1 位于隔离段进口，目的是消除第一道内压激波产生的附面层分离；溢流槽 2 位于内压缩通道进口，目的是减弱起动临界前后内压缩通道的附面层分离，拓宽进气道工作范围，溢流槽道 1 宽度是溢流槽道 2 的 1.2 倍。溢流槽采取等直设计，其中心线与进气道下壁面有 30° 夹角。

1.2 CFD 计算条件

采用 FLUENT 软件对进气道模型用有限体积法进行雷诺平均的 N-S 方程求解。湍流模型为 RNG $k-\epsilon$ 模型，近壁处采用壁面函数进行修正。

计算域采用如图 2 所示的结构化网格，壁面附近采用等比加密的附面层网格，粘性系数采用 Sutherland 公式计算，对壁面取绝热、无滑移、固壁条件。

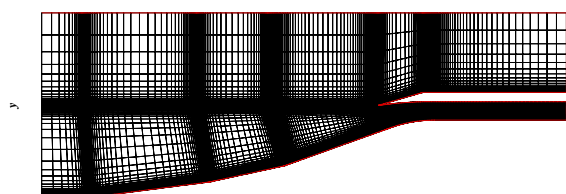


图 2 计算网格示意图

2 溢流槽道位置对进气道通流性能的影响

2.1 溢流槽道位置对进气道流场特征的影响

图 3、4、5 给出了基准模型和两个放气模型在马赫 5.59（考虑到在整个马赫数范围内都有较高的流量捕获，最高来流马赫数可高于进气道设计马赫数）、5.05、3.44 下的压力等值线图。从图中可以看出，由于减小进气道外阻的考虑，内唇罩角度不大，故第一道内压激波较强。在来流马赫数高于设计马赫数时，外压激波打在唇口内侧，第一道内压激波和反射波汇聚，强度更有所增加，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，逆压力梯度更大，因此在下壁面产生了超过喉道尺寸 40% 的分离包。随着来流马赫数减小，分离包前移，并逐渐缩小。马赫 5.05 时，外压激波近似贴口，低马赫数时，超声速溢流明显。

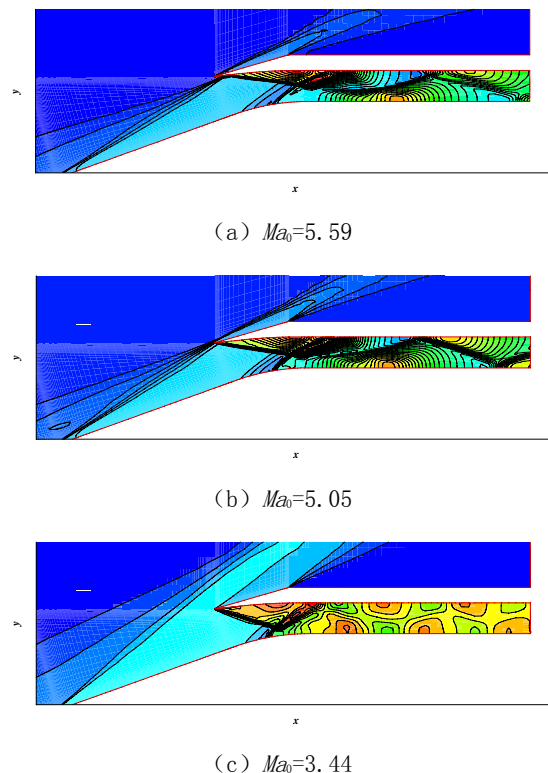
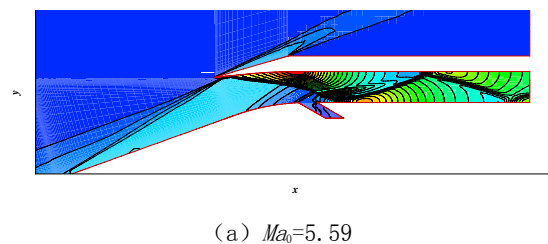


图 3 进气道基准模型压力等值线图

放气模型与基准模型的外压流场区别不大，但内压缩通道内流动差别明显。设计点时，放气模型 1 中，由于下壁面膨胀而发生弯曲的第一道内压激波打在溢流槽道进口后点。更高马赫数时，第一道内压激波与外压激波反射波汇聚，打在溢流槽道后，由于下壁面以及溢流槽道前点处的膨胀，逆压力梯度大，虽然部分附面层已被排出，但还是出现了微弱的分离。而低马赫数时，第一道内压激波打在溢流槽道前，也在下壁面产生了很小的分离包。



(a) $Ma_0=5.59$

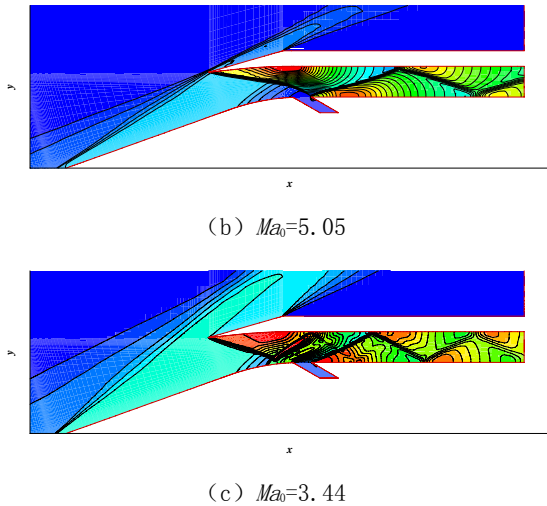


图4 放气模型1 压力等值线图

放气模型 2 的溢流槽道位于内压缩进口处，排出了部分要进入内压缩通道的附面层，故虽然内压缩波系与基准模型类似，但分离包尺度减小了超过 10%。

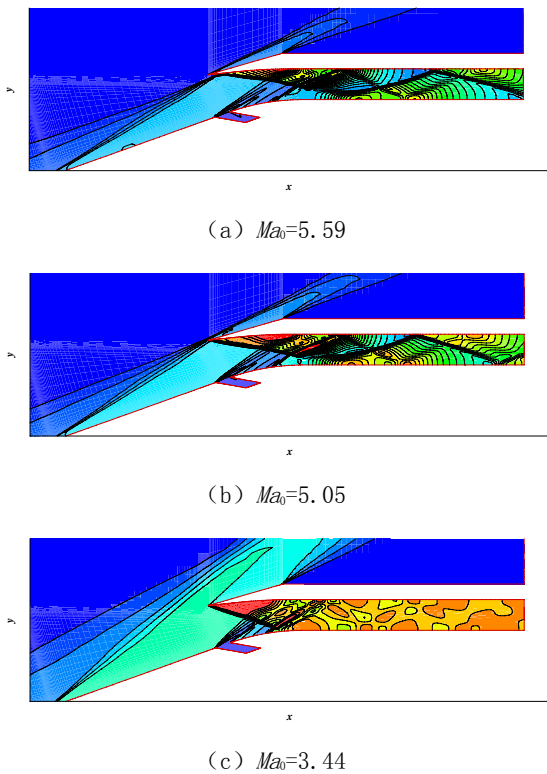


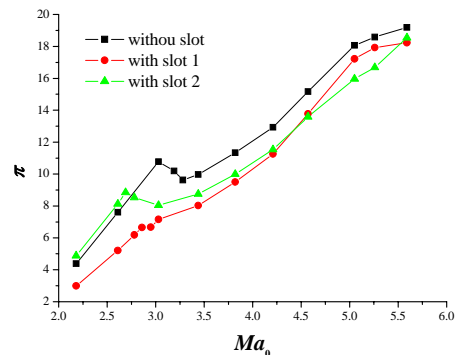
图5 放气模型2 压力等值线图

2.2 溢流槽道位置对进气道通流性能的影响

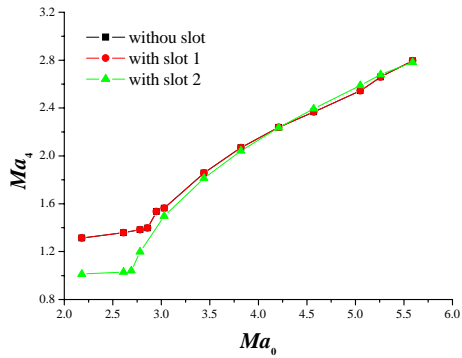
图 6 给出了三个进气道模型的压比、出口马赫数、总压恢复、流量系数和溢流量系数等通流性能参数随来流马赫数的变化曲线。从图中可以看出，基准进气道设计点压比约 18 倍，

出口马赫数 2.49，总压恢复 0.523，流量捕获约 97.4%。超过设计马赫数时，流量系数可达 100%。随着来流马赫数降低，压比、出口马赫数、流量捕获均减小，而总压恢复增大，而溢流量的变化规律对于两个放气模型则不尽相同。放气模型 1 超过设计马赫数时溢流极小，约在 0.5%左右，这是因为溢流槽道正位于下壁面膨胀区内，造成了溢流槽道上下游压差过小，溢流量有限，随着来流马赫数降低，第一道内压激波角度逐渐增大，与下壁面的交点前移，溢流槽道上游压力逐渐提高，溢流量增大。而放气模型 2 由于位于第三道外压激波后的等压区内，溢流槽道上下游压差变化不大，因此在很大的马赫数范围内，溢流量近似恒定在 2.6%左右，而从马赫 4.5 之后，放气模型 1 的溢流量即超过放气模型 2。当来流马赫数持续降低到一定程度时，进气道性能参数可能出现阶跃式变化，如压比阶跃式增大，出口马赫数、总压恢复、流量系数阶跃式降低，此时进气道即进入不起动状态。但必须说明的是，基准模型各参数的阶跃变化都非常明显，但放气模型由于放气槽对性能的调节，很多性能参数的阶跃并不显著，因此需综合各个性能参数，并结合流场显示结果，加以整体分析才能对进气道不起动马赫数作出正确的判断。分析图 6 数据可知，基准模型的不起动马赫数约为 3.2，放气模型 1 约为 3，放气模型 2 约为 2.7。很明显，放气对降低进气道不起动马赫数有利。

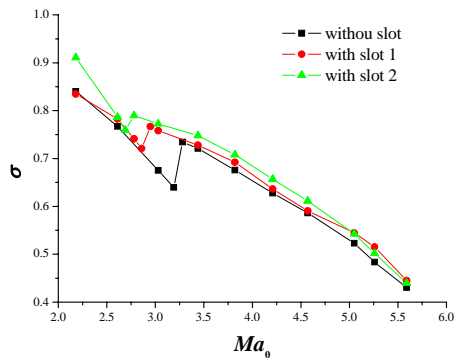
对比三模型的性能曲线还可以看出，在整个飞行器工作范围内，基准模型的压比、流量系数始终较高，总压恢复较低；而两个放气模型，高马赫数时，放气模型 1 压比、总压恢复和流量系数都高于放气模型 2，中低马赫数时，放气模型 2 压比、总压恢复和流量系数更高。



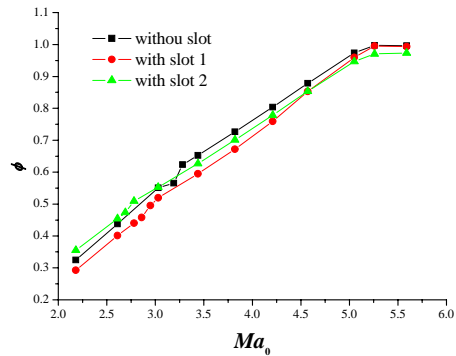
(a) 压比



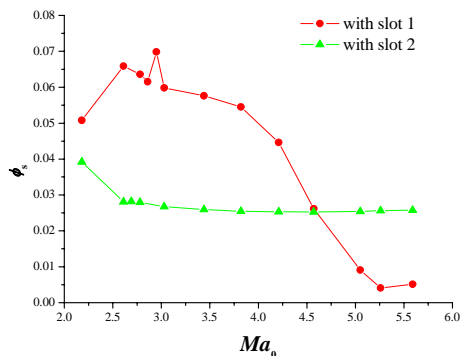
(b) 出口马赫数



(c) 总压恢复



(d) 流量系数



(e) 溢流量系数

图 6 来流马赫数对隔离段出口通流参数的影响

3 溢流槽道位置对进气道起动性能的影响

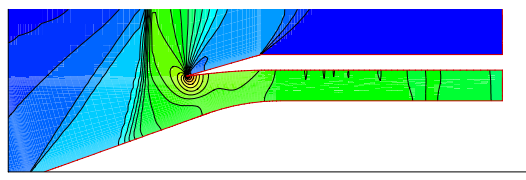
3.1 溢流槽道位置对进气道不起动/再起动流场特征的影响

对于高超声速进气道设计，比不起动马赫数更需要关注的是进气道的再起动马赫数。如在低马赫数飞行时不关闭进气道，则进气道处于不起动状态，持续增大飞行马赫数，在超燃冲压发动机转级之前，进气道须事先实现再起动，才能保证发动机的正常工作。此外，在发动机的工作过程中，如燃烧室发生压力突变，也可能造成进气道不起动，此时撤掉燃烧室压力，需要进气道立即重新再起动。本文中，计算进气道再起动特性时，均以来流马赫数 2.18 时的不起动流场作为初场，改变边界条件后进行续算，以得到其再起动特性。

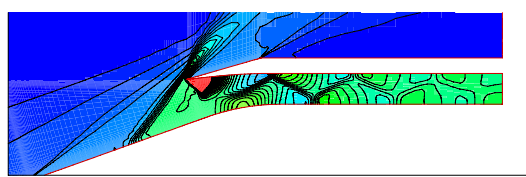
图 7、8、9 给出了基准模型和两个放气模型的不起动/再起动流场压力等值线图。从图中可以看出，基准模型和放气模型 1 流场比较相似，均由于出现了较大的分离包堵塞内压缩通道进口而出现不起动。分离包起始点处，出现一道后倾激波，随着来流马赫数增大，激波角逐渐减小。马赫 2.18 时，气动喉道处为亚声速，之后流道为扩张通道，气流加速到声速。马赫数较大时，进气道内部出现明显的反射波系，达到一定程度，后倾激波被吸入进气道，进气道再起动。基准模型的再起动发生在马赫 5.4 左右，放气模型 1 的再起动发生在马赫 5.3 左右，差别不大，这是由于放气槽道位置已位于气动喉道后，很难对再起动性能产生决定性影响。

放气模型 2 的流态与前两模型有明显的不同，由于内压缩通道进口处附面层被大量排出，很难形成附面层分离，马赫 2.18 时，内压缩通道外上半部分存在一道正激波，下半部分为分叉激波。随着来流马赫数增大，正激波向内压缩通道内移动，马赫 2.86 时，正激波正好位于内压缩通道进口。之后继续增大来流马赫数，正激波继续向进气道内部移动，而其上部也出现分叉。随着马赫数的继续增大，正激波部分逐渐缩小，分叉激波部分逐渐扩大，马赫

3.19 时进气道内部开始出现微弱的反射激波，马赫 3.28 时正激波完全消失，进气道完成再起动。很明显，放气模型 2 对进气道再起动能优势明显，约在马赫 3.2 即实现再起动，较基准模型和放气模型 1 降低 2 个马赫数左右。



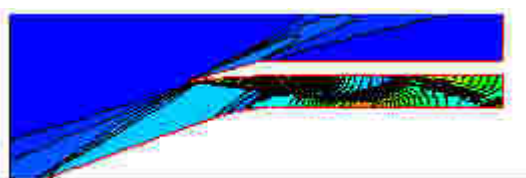
(a) $Ma_0=2.18$



(b) $Ma_0=3.82$

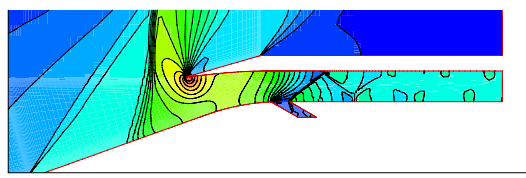


(c) $Ma_0=5.39$

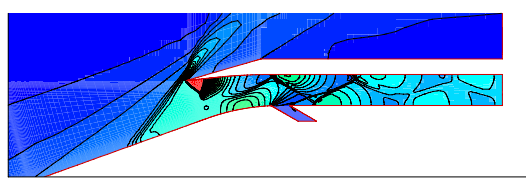


(d) $Ma_0=5.46$

图 7 基准模型不起动/再起流动场压力等值线图



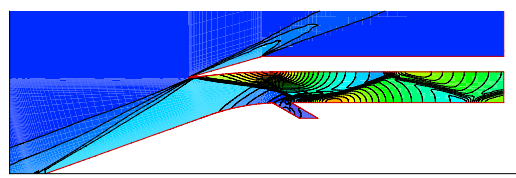
(a) $Ma_0=2.18$



(b) $Ma_0=3.82$

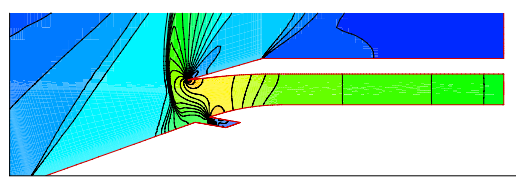


(c) $Ma_0=5.26$

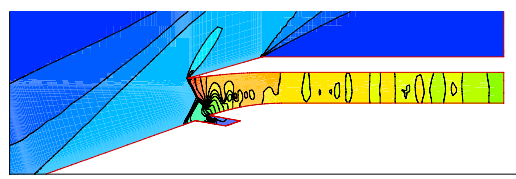


(d) $Ma_0=5.32$

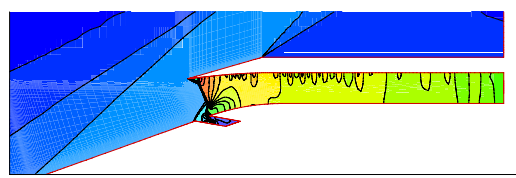
图 8 放气模型 1 不起动/再起流动场压力等值线图



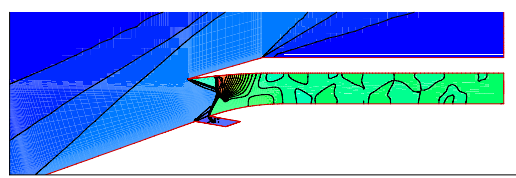
(a) $Ma_0=2.18$



(b) $Ma_0=2.86$



(c) $Ma_0=3.03$



(d) $Ma_0=3.19$

(e) $Ma_0=3.28$

图 9 放气模型 2 不起动/再起流动场压力等值线图

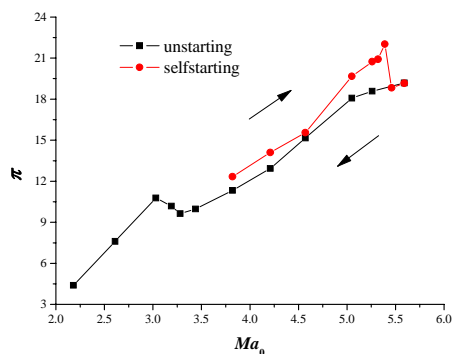
3.2 溢流槽道位置对不起动/再起启动性能的影响

图 10、11、12 给出了基准模型和两个放气模型的不起动/再起启动性能，图中沿黑线降低来流马赫数为进气道不起动过程，沿红线增大来流马赫数为进气道再起启动过程。从图中可以看出，对于基准模型，再起启动过程中压比、阻力系数一直大于等马赫数下不起启动过程，出口马赫数、总压恢复、流量系数小于不起启动过程，直到进气道再起启动，不起启动过程和再起启动过程完全重合。

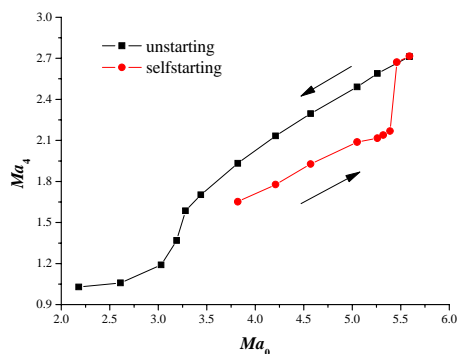
对于放气模型 1，再起启动过程由于放气槽道进口位于高压区，溢流量大于不起启动过程，压比则与不起启动过程差别不大甚至略小于不起启动过程。

而放气模型 2，马赫 3.11 前，再起启动过程压比随来流马赫数增大，出口马赫数接近 1；马赫 3.11 后，压比随来流马赫数迅速减小，出口马赫数迅速增大，直至再起启动后于不起启动曲线重合。而比较值得注意的是，从正激波位于内压缩通道处开始，再起启动过程的流量捕获与不起启动过程没有差别。此外，再起启动过程的阻力系数仅略大于不起启动过程。

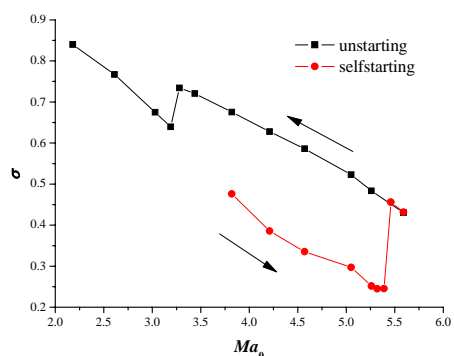
另对比三模型的起启动迟滞可以看出，基准模型的起启动迟滞约 2.2，放气模型 1 迟滞约 2.3，放气模型 2 约 0.6。这是因为起启动迟滞与进气道内收缩比有关，放气位置 1 位于喉道后，对内收缩比没有改变。



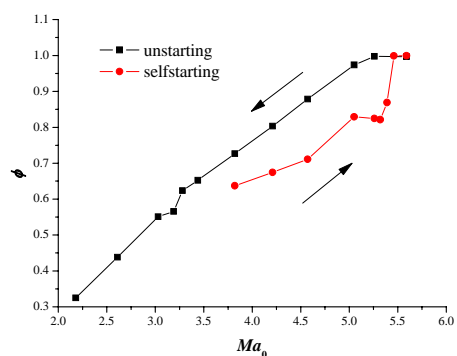
(a) 压比



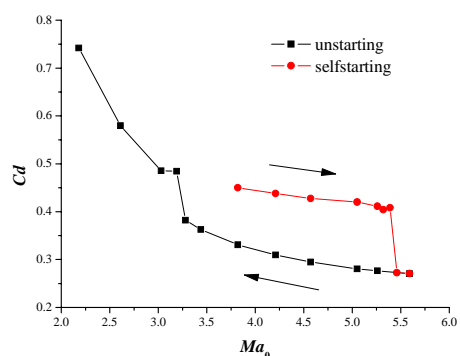
(b) 出口马赫数



(c) 总压恢复

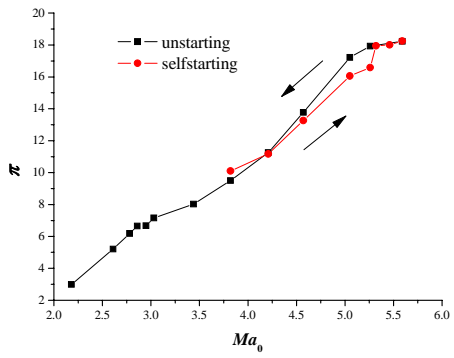


(d) 流量系数

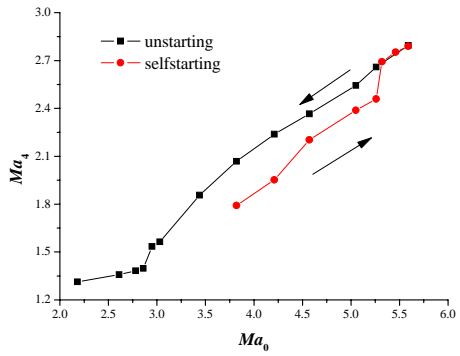


(e) 阻力系数

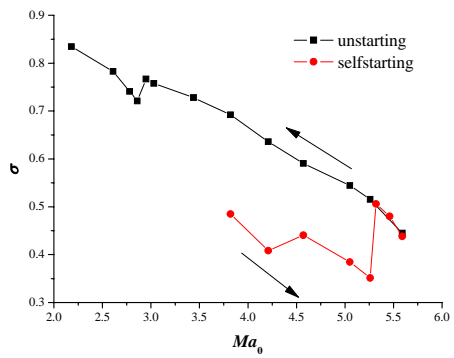
图 10 基准模型不起动/再起性能



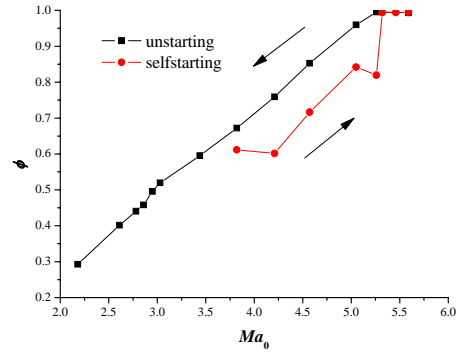
(a) 压比



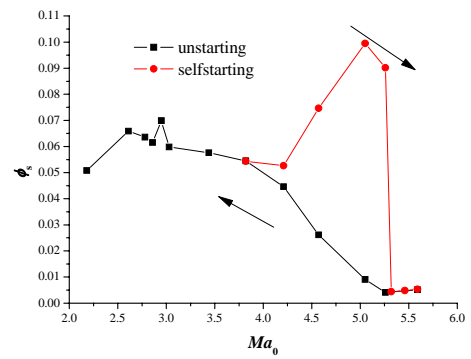
(b) 出口马赫数



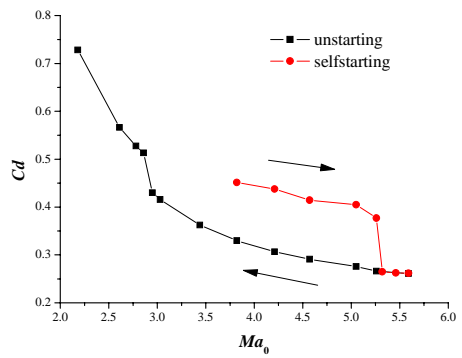
(c) 总压恢复



(d) 流量系数

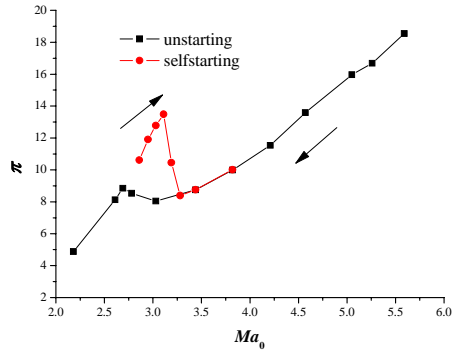


(e) 溢流量系数

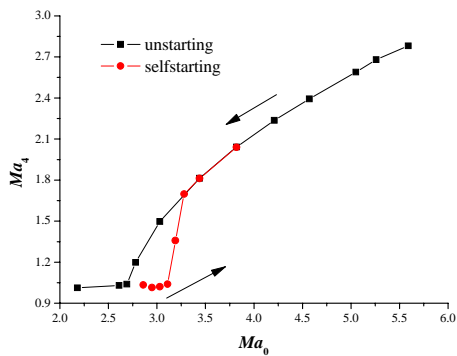


(e) 阻力系数

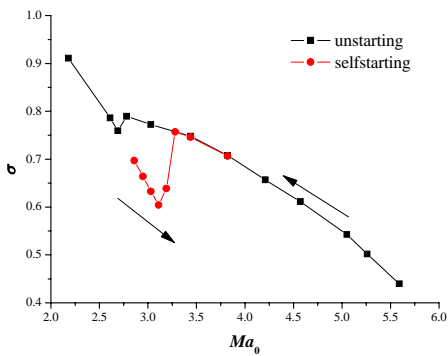
图 11 放气模型 1 不起动/再起性能



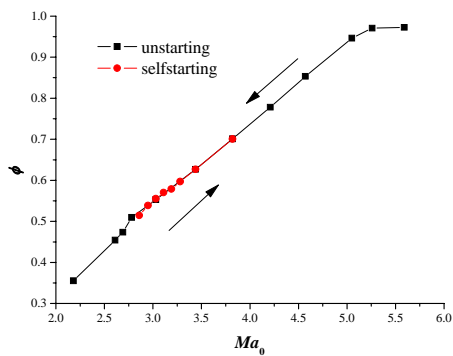
(a) 压比



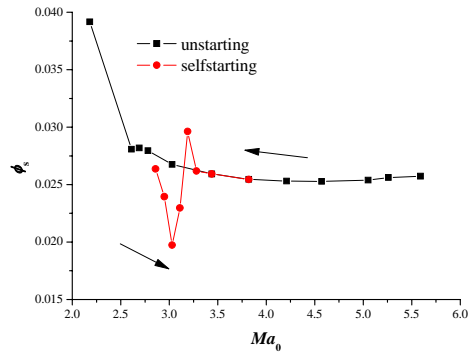
(b) 出口马赫数



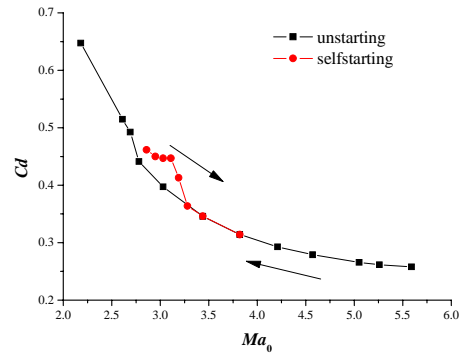
(c) 总压恢复



(d) 流量系数



(e) 溢流量系数



(e) 阻力系数

图 12 放气模型 2 不起动/再起动性能

4 结 论

在本文的研究条件下，可得到如下结论：

1 在隔离段前放气能较为有效地削弱和消除第一道内压激波产生的附面层分离。高马赫数时用较小的放气量就可以达到较高的总压恢复，压比的损失也较小。

2 在内压缩通道进口放气只能缩小第一道内压激波产生的附面层分离。随着马赫数降低溢流量变化不大，低马赫数时，压比、总压恢复和流量捕获都相对较高。

3 基准模型和隔离段前放气模型的不起动流场相似，都为附面层分离堵住内压缩通道进口，沿分离包前缘出现后倾斜激波。内压缩通道进口放气由于附面层被排出不能形成分离包，不起动时有一道正激波站在内压缩通道外，在再起启动过程中，正激波逐渐被吸入内压缩通道，上下壁面处出现分叉激波，当正激波完全消失时，进气道实现再起启动。在正激波被吸入的再

起动过程中,再起过程的流量捕获与不起过程没有差别。

4 内压缩通道进口放气对起动性能尤其是再起性能的改善明显,对于本文所涉及的算例,其不起动马赫数降低 0.6 个马赫数,而再起动马赫数降低 2.2 个马赫数,降到 3.2 左右。隔离段前放气位置由于位于喉道后,对起动性能改善不明显。

参考文献

1 Michael K. Smart and Carl A. Trexler, Mach 4 Performance of a Fixed-Geometry Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition. AIAA 2003-12.
2 Lance S. Jacobsen, Chung-Jen Tam, Robert Behdadnia and Frederick S. Billig. Starting and Operation of a Streamline-Traced Busemann Inlet at Mach 4. AIAA 2006-

4508.

3 Neal E. Hass, Michael K. Smart. Flight Data Analysis of Hyshot 2, AIAA 2005-3354.

4 袁化成, 梁德旺, 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响, 推进技术, 2006, 27 (6): 525-528

5 Kantrowitz A. and Donaldson C., Preliminary investigation of Supersonic Diffuser, NACA Wrl-713.

6 张晓嘉, 高超声速进气道设计和优化方法研究, [Ph D Thesis]. 南京航空航天大学, 2008.

7 J. Häberle and A. Gülhan, Internal Flowfield Investigation of a Hypersonic Inlet at Mach 6 with Bleed, Journal of Propulsion and Power, 2007, 23 (5): 1007~1017

8 J. Häberle and A. Gülhan, Investigation of the Flow Field of a 2D SCRAM-Jet Inlet at Mach 7 with optional Boundary Layer Bleed, AIAA 2007-5068.

9 J. Häberle and A. Gülhan, Investigation of Two-Dimensional Scramjet Inlet Flowfield at Mach 7, Journal of Propulsion and Power, 2008, 24 (3): 446~459.

RESEARCH ON THE EFFECT OF POSITION OF SPILLAGE SLOT ON 2-D HYPERSONIC INLET

Zhang Xiaojia Yue Lianjie Chen Lihong Zhang Xinyu

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

Abstract With the engine thrust as objective and subject to $CR=1.37$, a base mode was optimized. Based on the optimized mode, the spillage modes with slot at different positions were designed and simulated numerically. The flow characteristics in the inlet with different spillage slots were analyzed. At the higher Mach number, the mode with a slot at isolator inlet has less spillage and higher total pressure recovery, and the separation was eliminated. The mode with a slot at the inlet of internal contraction channel has changeless slot spillage at the range of working Mach number, and has higher total pressure recovery at the mid and lower Mach number. When unstarting, there is a normal shock before the inlet of internal contraction channel, different with the big separation on the base mode and the mode with a slot at isolator inlet. With the Mach number increased, the normal shock was swallowed into the internal contraction channel. As it moved downstream, it bifurcated at the walls. When the normal shock vanished, the inlet restarted. With the same coming flow Mach number, flow coefficient in restarting process was similar with the unstarting process. The spillage at the inlet of internal contraction channel decreased the unstarting and restarting Mach numbers much, and the hysteresis was reduced greatly.

Key words hypersonic, inlet, spillage slot, numerical simulation, unstarting/restarting