

侧壁后切二元高超声速进气道性能研究

张晓嘉, 岳连捷, 肖雅彬, 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 本文通过对分析 X-51 飞行试验数据的分析, 发现在现阶段提高进气道不起动性能、自启动(或再起动)性能、抗反压能力等可能比增大总压恢复更加重要。在第一次飞行试验中, X-51 所采用的侧壁后切二元进气道在这几方面都经历了严峻的考验, 取得了较为令人满意的结果。本文中, 针对设计马赫数 6, 飞行高度 25000m, 内收缩比超过 2.2 的二元进气道进行了侧壁后切, 使其内收缩比降低到略大于马赫 4 的 Kantrowitz 极限的程度, 并通过 CFD 模拟和风洞试验, 进行了通流性能、起动性能、抗反压性能等方面的研究。发现: 后切进气道可实现自适应地放出流量, 低马赫数时应使侧壁前缘位于激波后, 溢流量会大大增加。在邻近的狭窄马赫数范围内不起动时, 进气道通过改变分离包大小调节溢流窗放气量使内压段不致堵塞, 进气道内流场呈现震荡状态, 而外压段流场不受扰动。本文所采用的进气道, 其马赫 4 的再起动性能经风洞实验验证可靠, 且 CFD 模拟表明其具备马赫数 3.5 的自启动能力, 进气道几乎不存在马赫数迟滞。溢流窗对流量的调节同样能增强进气道的抗反压能力, 风洞反压实验表明, 激波串最大可推至进气道内收缩段内, 且进气道无明显的反压迟滞。

关键词 二元高超进气道, 侧壁后切, 不起动, 再起动(自启动), 反压, 超燃冲压发动机

引言

2010 年 5 月 26 日, 美国高超声速验证飞行器 X-51 进行了第一次飞行试验, 由于加工缺陷, 存在一定的漏气, 其飞行过程中实际加速度仅为 0.18g, 没能加速到既定的飞行马赫数。但对于进气道而言, 还是很好地验证了几方面的性能, 取得了较大的成功。图 1 给出了第一次飞行试验中飞行器的加速度随时间的变化曲线^[1]。从图中可以看出, 火箭推进器分离后, 可能由于有比较大的迎角, 飞行器处于阻力最大的状态, 之后进行无动力姿态调整, 阻力减小到一定程度后, 乙烯点火, 发动机提供正推力, 飞行器进入加速状态。加速到一定程度后, 转而采用 JP-7 燃料, 之后可能是由于迎角逐渐增大的缘故, 飞行器加速度逐渐减小。由于进气道压缩逐渐增大, 即进口马赫数逐渐减小, 至 160s 时由于进气道无法承受燃烧室高压, 进气道进入不起动状态, 阻力急剧上升。但由于进气道不起动后进入燃烧室的流量大大

下降, 燃烧室无法维持高压, 而反压降低后, 进气道迅速实现再起动。

而近些时候 X-51 进行了第二次飞行试验, 尚没有具体的数据公布, 但可以肯定的是其在乙烯燃料转到 JP-7 之前再次出现了进气道不起动, 且之后没有再起动成功。

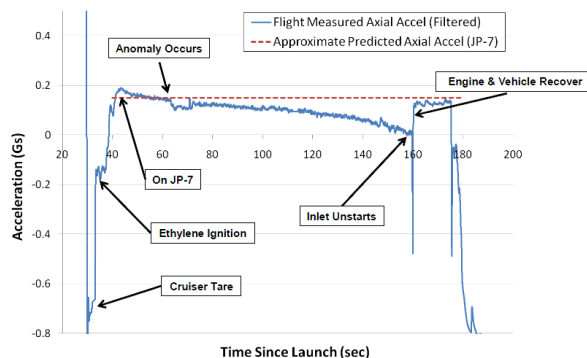


图 1 X-51 加速度随时间变化图^[1]

(2010 年 5 月 26 日第一次飞行试验)

从以上分析也可以发现, 对进气道性能除了通常比较关注的提高总压恢复以增大发动机推力以外, 还需要特别注意以下几点:

1) 在飞行器姿态变化过程中须尽量保证进气道起动, 以减小不必要的阻力。

2) 结合 X-51 第二次飞行试验, 可以看出现阶段燃烧室的设计局限, 尤其在转级态, 压力很难保持稳定, 故进气道和隔离段设计工程中, 应在加强抗反压能力, 拓宽工作范围方面下更大的功夫。

3) 进气道应具备较低马赫数下的再起动力, 一旦进气道出现不起动, 应保证进气道在燃烧室反压降低尽量小的情况下尽快实现再起动。

对于现今的高超声速进气道研究来说, 低速下自起动(或再起动)已成为一个最为严重的瓶颈问题。从目前的研究来看, 如不采取一定措施, 绝大多数进气道很难兼顾高流量系数和自起动(或再起动)能力^{[2]-[4]}。为解决流量拥塞, 辅助进气道自起动(或再起动), 往往需要放出一定流量。附面层抽吸由于容易造成进气道热负荷严重, 且抽吸流量不易导出, 很难成为首选的解决方案。美国从 Hytech 计划开始, 开始采用一种侧壁后切的二元进气道^[5], 至 X-51 飞行试验, 该进气道经历了很多方面的考验, 表现出了一定的性能优越性, 有必要开展针对性研究。

本文以后部分即对此种进气道展开针对性研究, 尤其对于以上提出的三方面性能, 进行了较为细致的分析, 对今后高超声速进气道的选型可能会提供一定依据。

1 物理模型和计算条件

1.1 物理模型

本文的研究采用了如图 2 所示进气道基准模型, 设计状态为: 飞行高度 25000m, 来流马赫数 $Ma_0=6$, 进气道设计点捕获流道进口高 100mm, 宽 80mm。为保证飞行器低马赫数下加速能力, 必须提高低马赫数下的流量捕获, 因此本文进气道配置了较大的内压缩份额, 内收缩比达到 2.26。同时, 把常规的三道外压激波设计改造为两道外压激波后连接一等熵压缩面, 马赫 4 工作时, 第一道等熵压缩波打在唇口上, 使两道激波后的流量实现完全捕获, 也同时保证在唇罩侧不产生分离。



图 2 进气道模型示意图

在此基础上进行侧壁后切, 用后切角度 θ 来控制后切程度, 如图 2 所示, 认为侧壁前缘垂直于顶压面时后切角度为 0。本文中, 从侧壁前缘与顶压面交点出发, 垂直于当地流线确定的一垂直面, 作为内压缩通道的进口面, 以其面积与喉道面积之比作为进气道内收缩比, CR 。由于本文中要求进气道可以在马赫 4 实现再起动力, 且兼顾设计点/非设计点性能, 选定 $CR=1.356$, 此时的后切角度为 60.03° 。但很明显, 进气道的实际内收缩比应大于 CR 。内压缩通道进口相对复杂的进气道(如燕尾形唇罩的三维压缩进气道)的实际内收缩比的研究是很有必要深入研究的问题, 对进气道起动性能的预判有重要的意义。

1.2 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- ϵ 模型, 近壁处采用壁面函数进行修正。

选取整个计算域的一半进行模拟, 约采用了 160 万结构化网格, 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。

2 后切进气道的通流性能

2.1 后切进气道波系

图 3 给出了后切进气道给出了马赫 6 和马赫 4 时进气道对称面和近壁面 ($z=39$) 等压力图, 作为对比, 图 4 也同样给出了无后切原始进气道的波系。

从图中可以看出, 与原始进气道相比, 后切模型的对称面波系结构没有太大变化, 但由于侧壁溢流的影响, 压缩减弱, 从等压力图上可以看出内压段内达到的压力极值有所降低。对于近壁面波系来说, 原始模型由于侧壁附面层的影响, 速度大大降低, 唇口激波激波角增大, 与顶压面交点从约 440mm 处移至 420mm 处。而后切进气道溢流窗范围内由于溢流膨

胀，压力降低，且流动方向改变，遇到侧壁前缘，产生一道激波。

低马赫数下，原始模型已不能起动，有一大尺度的分离包堵在进气道内压段进口处，造成大量的超声速溢流。而后切模型可以顺利起动，仅在顶压面有微弱的分离，由于唇口激波已经位于溢流窗前缘之前，故不存在明显的由于流动方向改变产生的激波。

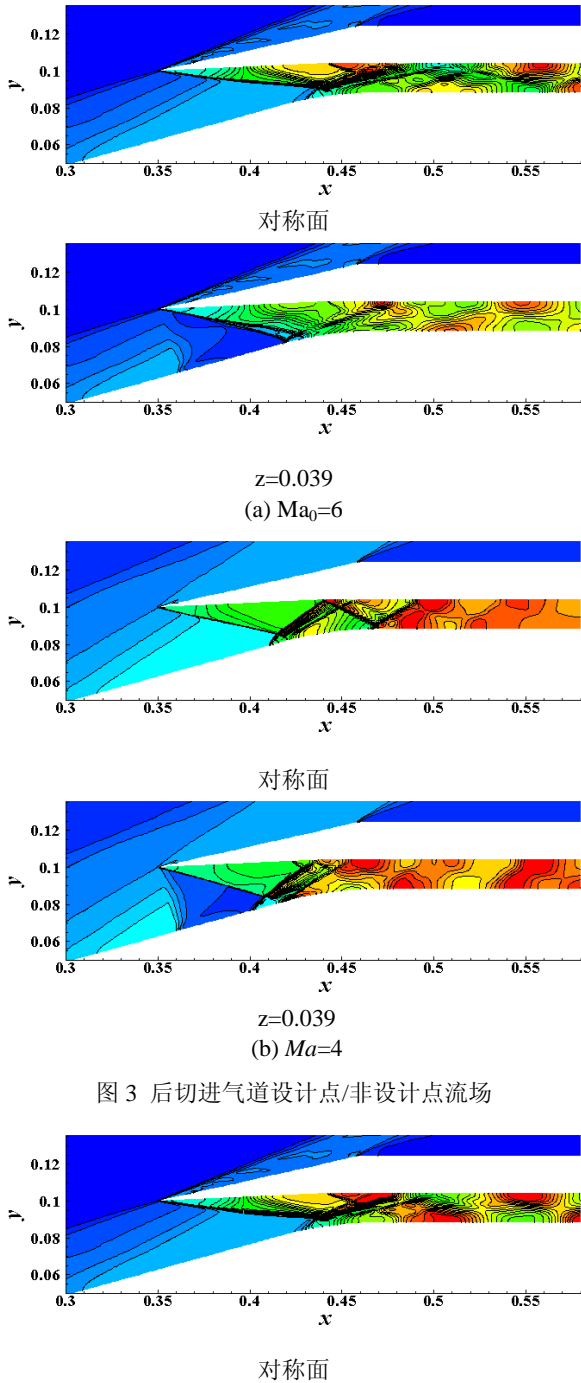


图3 后切进气道设计点/非设计点流场

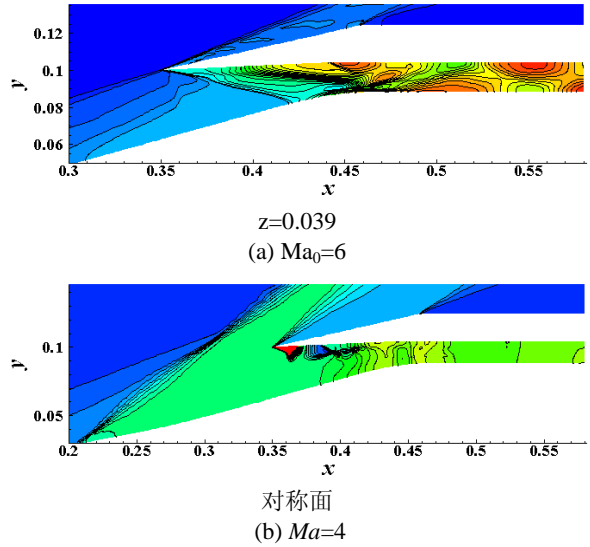
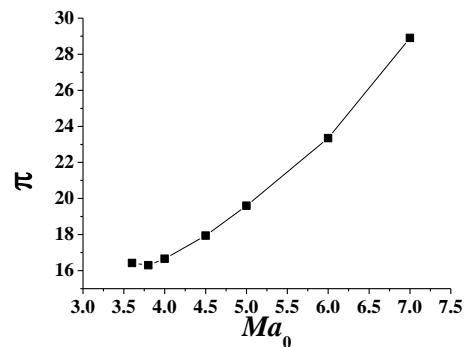


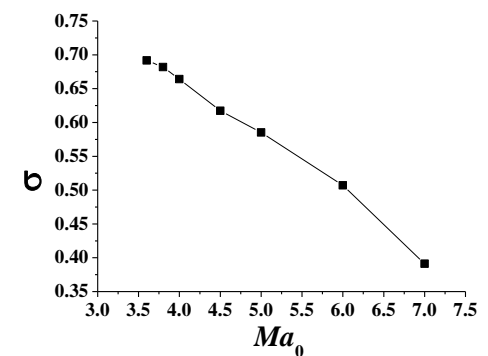
图4 无后切原始进气道设计点/非设计点流场

2.2 后切进气道稳定通流性能

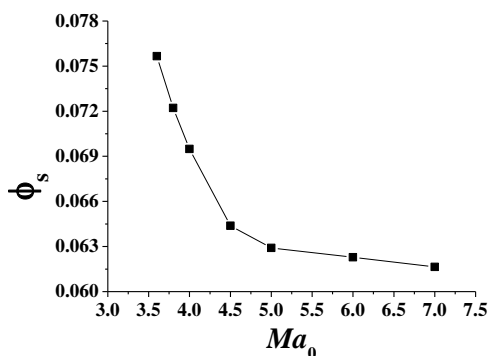
图5中给出了来流马赫数对进气道稳定同流状态基本性能参数的影响，其中溢流量系数定义为溢流量与来流流量之比。从图中可以看出，进气道设计点的流量系数超过93%，随着马赫数增大，压比呈增大趋势，唯有马赫数低于4时，进气道临近不起动，内部分离包尺度略有增大，造成压比略有相反的影响。而总压恢复、溢流量系数减小。值得注意的是，以马赫数4.5为界，小于马赫4.5是溢流量系数变化剧烈，大于马赫4.5时变化较缓，这其中的原因在于低马赫数时，唇口激波位于侧壁前缘前，尤其是唇口激波打出的分离包已经部分或全部位于溢流窗内，溢流压力大大增大，溢流量明显增加。这在一定程度上实现了高马赫数下保证尽量多的流量进入燃烧室，低马赫数下为辅助起动加大放气量的自适应调节。



(a) 压比



(b) 总压恢复



(c) 溢流量系数

图5 来流马赫数对进气道性能的影响

3 后切进气道的起动性能

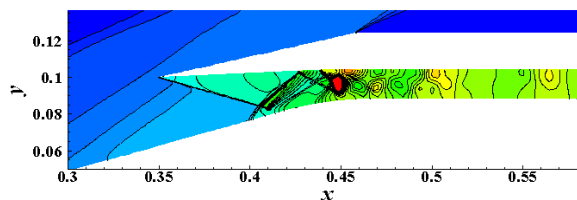
3.1 后切进气道不起动性能

上节讨论了后切进气道马赫 3.6 以上的稳定通流性能，继续降低来流马赫数时发现，进气道流场即进入振荡状态。

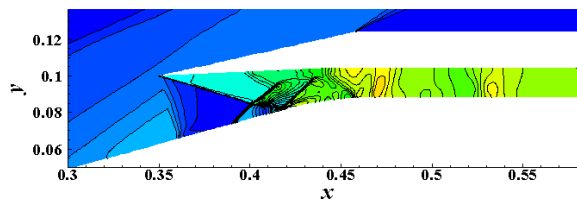
图 6 给出了马赫 3.5 时，后切进气道的振荡流场，唇口激波打在顶压面上出现了明显的分离，且都位于溢流窗内，图中给出了分离包最小和最大的流动状态。

分离包最小时，进气道已经接近堵塞，在内压缩通道结尾处，核心流中已出现某种正激波特征，在上下壁面分叉为斜激波。分离包较大时，溢流压力增大，溢流量随之增加，有了溢流窗对流量的动态调节作用，进气道内部的流量堵塞现象消除。在分离包尺度上来讲，最小分离时，在对称面上，分离包在 x 方向上只占到 25%左右，近壁面分离包增大，会占到 50%左右。而分离包最大时，对称面上会增大到 60%，近壁面时已接近 80%。可以想见，随着来流马赫数的继续降低，分离包会继续前

移，流量堵塞程度加大，而当分离包前缘移出溢流窗范围时，对于纯二元的外压流场调节力大大减弱。因此，进气道将在一个很小的范围内靠分离包大小的变化来调节溢流窗的放气量使外压缩流场不受影响。但如果认为溢流窗后才被认为是传统意义上内通道的话，这种情况进气道是否还“起动”是一个可以讨论问题。但很明显，由于大尺度分离包堵塞在进口而造成的大量超声速溢流并不存在，如我们将外压段被扰动作为不起动判断依据的话，上述的振荡状态至少可以算作“缓冲状态”，而出现振荡应作为进气道临近不起动的一种预警信号，对飞行器即时的调姿控制可能会有一定帮助，因此下一步有必要对此振荡问题展开非定常的实验研究。

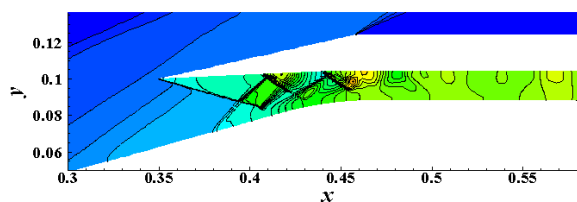


对称面

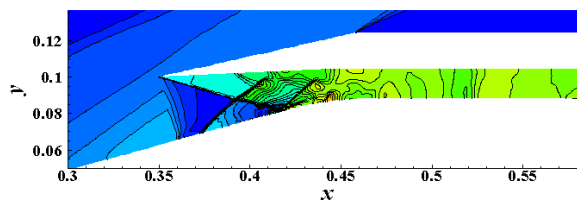


$z=0.039$

(a) 分离包最小状态



对称面



$z=0.039$

(b) 分离包最大状态

图6 马赫 3.5 时后切进气道振荡流场

继续降低来流马赫数至 3.3 时, 进气道唇口至顶压壁所通过的流量发生变化, 进气道才进入完全意义上的不起动状态。

3.2 后切进气道自起动机能

在本文中, 考查进气道通流性能和不起动性能时, CFD 计算采用马赫数初场; 而考查气道的自起动机能时, 以进气道马赫 2.5 的不起动流场为初场, 模拟了来流马赫数增大后的进气道流场。

图 7 给出了不同马赫数下, 进气道自起动机场(对称面等压力图)。将图 7(a)、(b)与图 3(b)、图 6 所示的起动机场对比, 发现马赫 4 和马赫 3.5 时, 进气道都顺利恢复到了起动机状态, 马赫 3.5 时自起动机和不起动机过程的流场同样处于振荡状态, 且震荡幅度也相同。

之后继续降低来流马赫数达到 3.4 时, 进气道即无法自起动机, 如 7(c)所示, 此时的近机到同样是进入了一种振荡状态, 与马赫 3.5 时的振荡类似, 顶压面的分离包尺度始终变化。以通过唇口垂直面的流量来考察流动状态, 发现流量最大时, 分离包略微超越出溢流窗的范围, 但外压绝大部分流场都没有受到影响; 流量最小时, 分离包尺度增大, 并被大大前推, 几乎完全堵住唇口, 分离包前缘形成的后倾激波改变了外压段气流流动方向, 形成严重的超声速溢流。

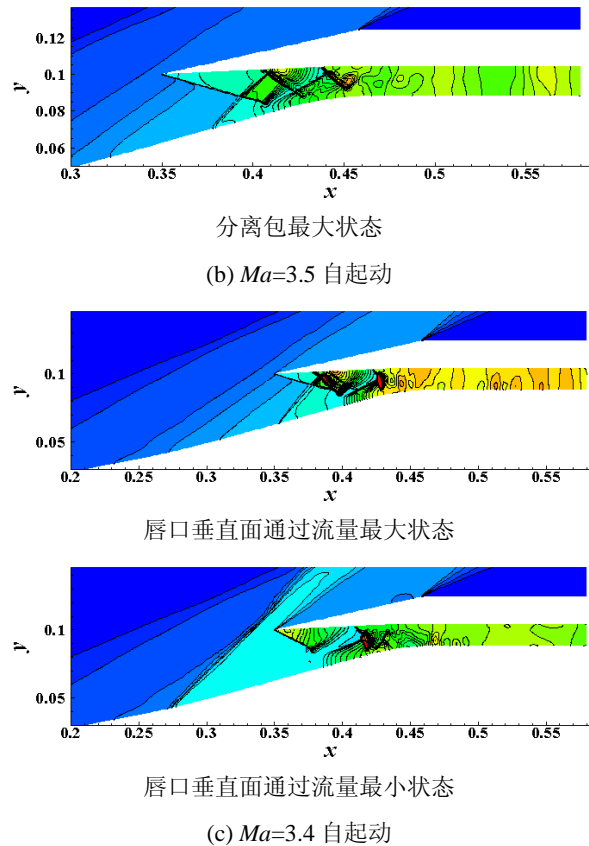
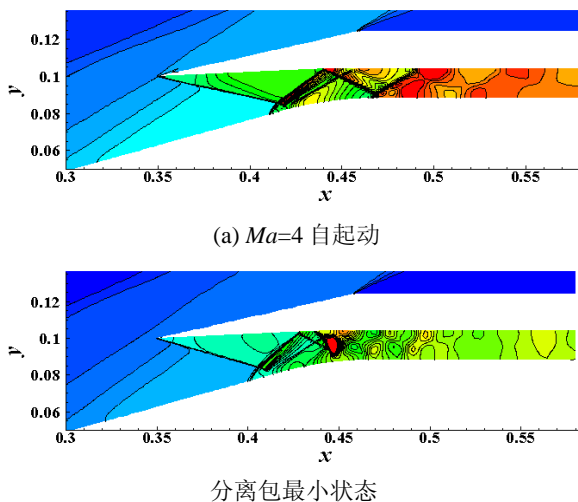
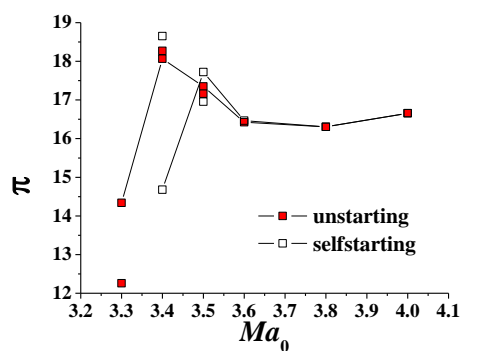
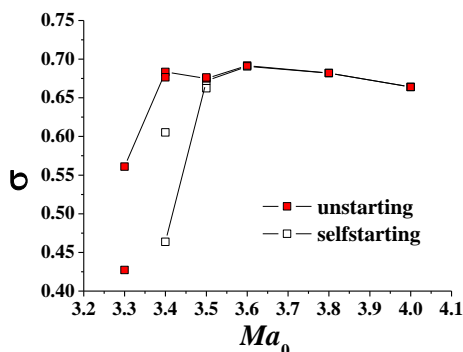


图7 不同马赫数下, 后切进气道对称面自起动机场

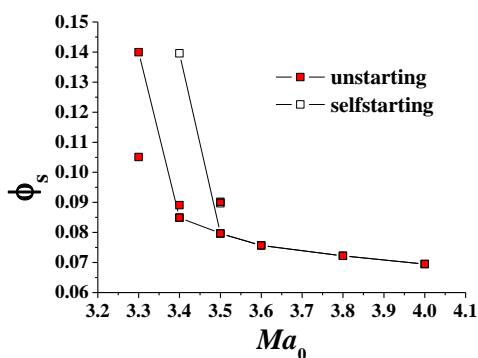
图 8 给出了进气道不起动机/自起动机过程中基本性能参数的变化。图中, 进气道可起动机时同一马赫数下对应的连线点和单点分别代表了溢流量谷值状态和峰值状态; 进气道不起动机时对应唇口垂直面通过流量的峰值状态和谷值状态。由图可见, 在进气道流场出现振荡之前, 性能参数变化都较为平稳, 进入振荡区后, 由于内通道内出现堵塞, 压比有明显的增大, 总压恢复略有降低, 溢流量系数和阻力系数都连续增大。直至达到马赫 3.3 时, 压比、总压恢复急剧减小, 而溢流量系数和阻力系数急剧增大。此外, 可以看出, 不起动机状态由于存在图 7(c)所示的两种捕获流量差距极大的状态, 振荡比起动机状态要剧烈得多。自起动机曲线在马赫 3.6 之后与不起动机曲线完全重合, 在 3.5 时由于流场不稳定而在性能参数上略有差异, 因此改进进气道仅有小于 0.2 个马赫数范围的马赫数迟滞。



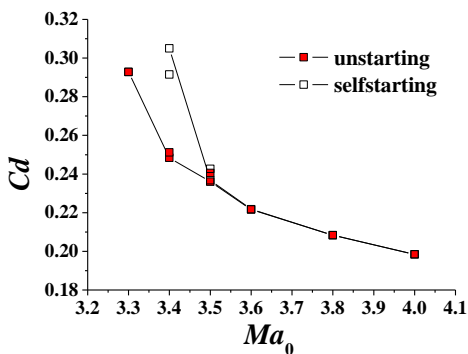
(a) 压比



(b) 总压恢复



(c) 溢流量系数



(d) 阻力系数

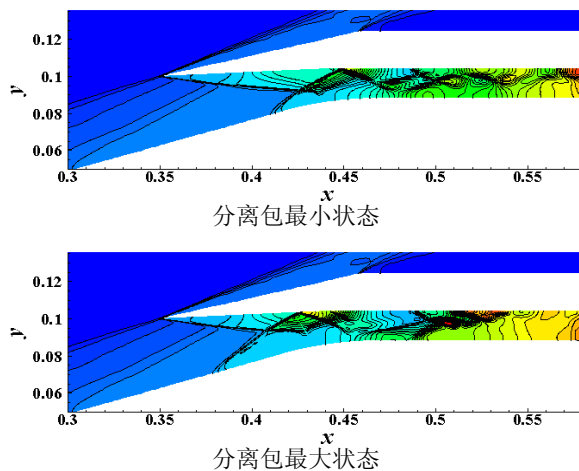
图 8 不起动/自起动过程进气道性能变化

4 后切进气道的反压性能

本小节，通过在进气道后添加扩张段—等直段—收缩段，调节收缩段面积，初步模拟了不同堵塞状态下的进气道流场。对于常规情况，燃烧室反压通常由等直隔离段来承担，但很多研究表明，隔离段的最大反压承受能力与隔离段来流马赫数相关，在此之上即便增大隔离段长度，也不增加抗反压能力^[6]，要拓展发动机安全工作范围，须同时采取别的办法。本小节的算例都是反映了在隔离段已经达到抗反压极限后，继续增大堵塞比后的进气道流态。

图 9 给出了设计马赫数时，不同堵塞比下，后切进气道对称面流场。从图中可以看出，在隔离段内已形成明显的激波串，即便在 71.8% 的堵塞比下，激波串也已推到隔离段进口处，可以肯定，如不存在后切放气，进气道必然已出现不起动。而后切进气道提高抗反压能力的机制也是在于顶板分离包的变化，对比图 3(a)可见，即便是小分离的情况，分离包也要远远大于通流状态，由于分离包的挤压作用，唇罩侧出现高压，之后进入激波串，高压被维持并进一步得到提升。堵塞比达到 74.6% 时，分离包最大状态时已布满整个溢流窗，溢流窗达到了最大的调节能力。

有趣的是，不同堵塞比时，隔离段内激波串都出现了极强非对称性，分离包越大，非对称性越强，但具体偏向哪个方向并没有表现出明显的规律性。而侧壁放气是否对激波串的形态有影响，有待于进一步的研究。



(a) 堵塞比 71.8%

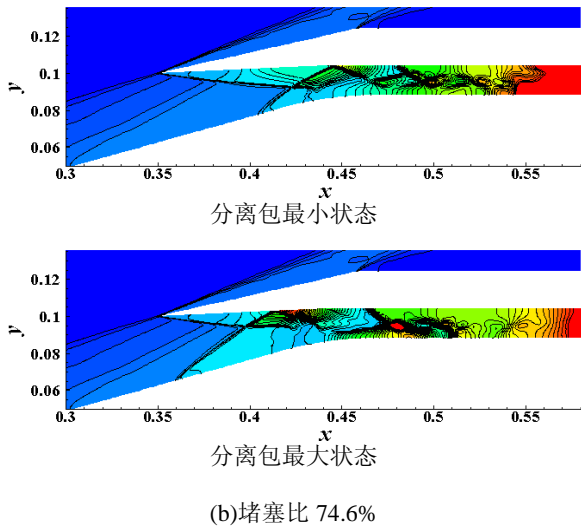


图9 不同堵塞比下, 后切进气道对称面流场

5 风洞试验

5.1 设备简介

为验证侧壁后切进气道低马赫数下自启动能力, 并研究其抗反压边界, 在中国航天科技集团第十一研究院的 FD-06 半回流暂冲式压、跨、超声速风洞中进行了马赫 4 风洞试验。实验段总压约 5.8MPa, 总温约 278K。

该风洞马赫数范围为 0.4-4.5, 试验段横截面积为 0.6m×0.6m, 试验段长度为 1.575m, 试验段每侧有两个 230mm 的纹影窗。风洞使用 8400 电子扫描阀进行测压, 量程为 ±0.2MPa。

5.2 实验模型

实际实验时, 为保证外压段流场有较好的二维性, 把外压段加宽到 120mm, 并模型唇罩尖点前部分加装挡风板。在图 9 给出了实验模型在风洞中的安装图, 通过纹影窗可观察溢流窗部位的流动状况。隔离段之后为方转圆行扩张段, 后接流量筒, 通过流量筒后节流锥调节出口面积以模拟燃烧室高压反压。

模型加支撑对风洞的堵塞比约为 6%, 风洞需加压启动。



图9 进气道模型在风洞中

5.2 实验结果与分析

图 10 给出了全通流时进气道局部纹影照片, 三角溢流区内可以看出大量弱波, 即为第三压缩面的等熵波, 唇罩激波近似沿侧壁前缘, 右下角的分离包部分暴露于溢流区内。对比图 3-(b)可以看出, CFD 计算准确反映了流场的基本信息。

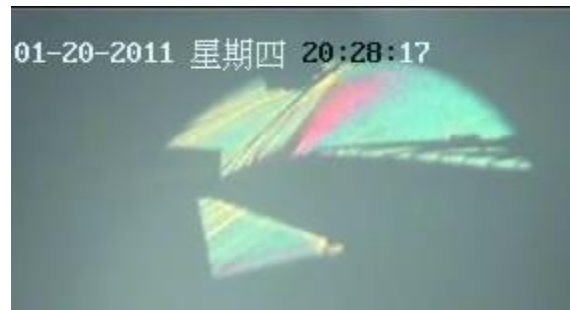
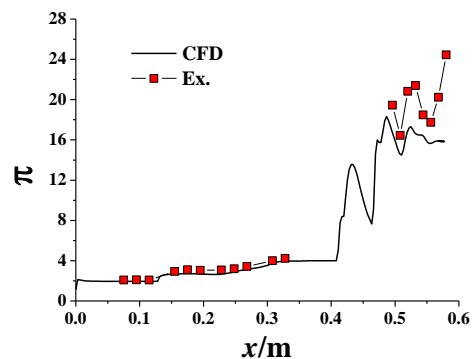
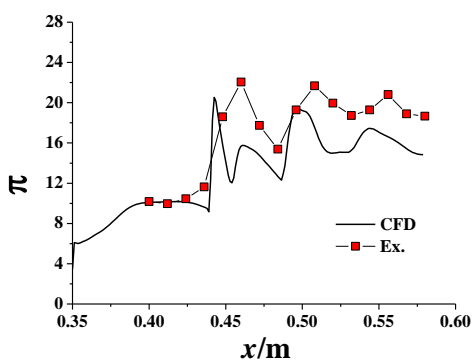


图10 Ma4 通流实验纹影照片

图 11 给出了通流情况下, 数值模拟结果与实验测压结果的对比, 可以看出, 外压缩面至第一道内压激波后, 实验和计算结果都吻合良好, 内压缩通道内, 实验静压略大于计算, 但趋势一致。

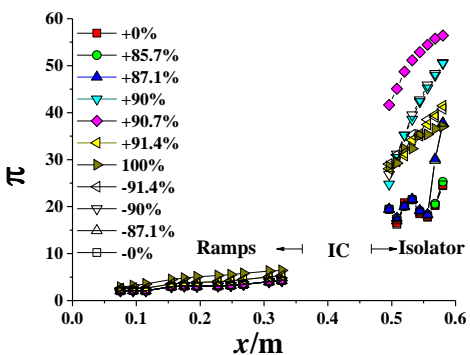


(a) 顶板

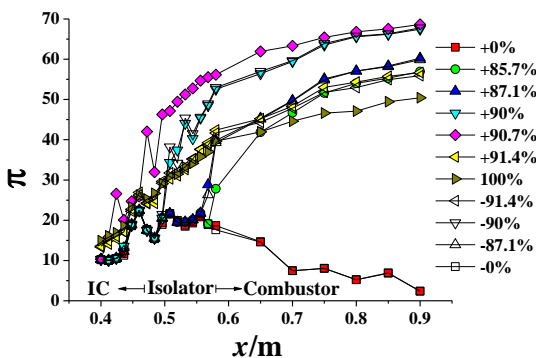


(b) 唇罩

图 11 数值模拟与测压结果比较



(a) 顶板



(b) 唇罩

图 12 进气道反压特性

图 12 给出了不同堵塞度下进气道沿程压力分布（其中，“+”表示进锥过程，“-”表示退锥过程），堵塞比 85.7%时，反压推进隔离段内部，唇罩压力开始跳起，不断增大出口堵塞度，进气道内反压逐渐攀升，堵塞度为 90.7%时达到最大，约为 60 倍静压，是通流时出口压比的 2.7 倍左右。值得注意的是，在堵塞比

91.4%时，激波串已经越出隔离段的范围，进入内压缩通道中，但外压缩面压力完全不受影响。图 13 同时给出了此时刻的纹影照片，可以看出溢流窗右下角的分离包较图 10 的尺度大大增加了，这说明，通过溢流窗对溢出流量的调节，增强了进气道的抗反压能力，这也验证了上节的结论。



图 13 Ma4 抗反压极限时刻纹影照片

全堵塞造成进气道不起动，之后逐渐退锥，进气道立即实现自起动，在此安排了 90% 和 85.7% 两个退锥锥位，从图上可以看出，进、退锥锥位完全重合，可见该进气道几乎无反压迟滞，至少是迟滞非常小。这是非常令人兴奋的结果，在因反压过大造成进气道不起动时，如出现的不是存在大规模倒流的大喘振，燃烧室来流仅仅流量降低，总压恢复下降，燃烧室内有可能不完全熄火，燃烧室压力有一定程度的降低，如进气道再起动反压迟滞足够小，即可以实现再起动了。整个再起过程中流场变化相对比较平稳，阻力相对较小，使飞行器操控难度下降。

6 结论

本文通过 CFD 计算和风洞试验研究了侧壁后切进气道的基本性能，在本文的研究条件下，可做如下结论：

1) 后切进气道可实现自适应地放出流量，低马赫数时应使侧壁前缘位于激波后，溢流量会大大增加。

2) 在邻近的狭窄马赫数范围内不起动时，进气道通过改变分离包大小调节溢流窗放气量使内压段不致堵塞，进气道内流场呈现震荡状态，而外压段流场不受扰动。

3) 本文所采用的内收缩比略大于 Kantrowitz 极限的进气道，其马赫 4 的再起

性能经风洞实验验证可靠, 且 CFD 模拟表明其具备马赫数 3.5 的自起动能流利, 进气道几乎不存在马赫数迟滞。

4) 溢流窗对流量的调节同样能增强进气道的抗反压能力, 风洞反压实验表明, 激波串最大可推至进气道内收缩段内, 且进气道无明显的反压迟滞。

参考文献

1 Richard Mutzman, Scott Murphy, X-51 Development: A Chief Engineer's Perspective[R], 17th AIAA International Space Planes and

Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.

2 D. M. Van Wie, F. Kwok and R. F. Walsh, Starting Characteristics of Supersonic Inlets[C], AIAA 96-2914.

3 Michael K. Smart and Carl A. Trexler. Mach 4 Performance of a Fixed-Geometry Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition[C], AIAA 2003-0012.

4 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, Vol(27), pp525-528, 2006.

5 Joseph M. Hank, James S. Murphy, and Richard C. Mutzman, The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program[C], AIAA 2008-2540.

6 Saied Emami, etc, Experimental Investigation of Inlet-Combustor Isolators for a Dual-Mode Scramjet at a Mach Number of 4[R], NASA 1995-3502.

Research of the 2D hypersonic inlet with swept-back sidewall

Zhang Xiaojia Yue Lianjie Xiao Yabin 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 The the datas of the first flight of X-51 were analyzed, and it was found that unstarting, selfstarting(or restarting), and back-pressure enduring are more important than total pressure recovery. In the flight, the 2D hypersonic inlet with swept-back sidewall stood up all above, and got good results. A inlet with the design point at Mach 6 and 25000 meter flight altitude was designed, and the contraction ratio(CR) is greater than 2.2. After the sidewall was swept back, the CR was lowered to the level slightly larger the Kantrowitz limit at Mach 4. Researchs on the inlet were conducted by CFD and wind-tunnel Experiment. The inlet could adaptively release flow, and If the shock was in front of the leading edge of the sidewall at lower mach number, the spillage flow was greatly increased. In a narrow Mach number range near unstarting, the spillage flux was adjusted by the change of the seperation bubble size to avoid the congestion at throat, and the inlet flow oscillated, but the ramps flow undisturbed. The inlet could re-start at Mach 4 in wind-tunnel, and the self-starting at Mach number 3.5 was certificated by CFD with less hysteresis of unstarting and selfstarting induced by Mach number. The back-pressure capability was enhanced with the control of flow by the spillage window. The phenomemon of no/less hysteresis was obtained the unstarting and restarting induced by the back pressure in wind tunnel .

Key words 2-D hypersonic inlet, swept-back sidewall, unstarting, restarting(selfstarting), back-pressure, Scramjet