

文章编号: 1000-8055(2009)02-0296-06

带唇口封气活门的高超侧压进气道 过渡态工况气动性能

吴俊琦, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对超燃冲压发动机从助推到接力工作的过渡状态, 根据侧压式进气道从完全关闭到全部开启的工作要求, 提出了一种新的变几何设计方案, 即可变唇口活门方案. 采用数值模拟和实验研究的方法, 研究了发动机在工况变化的过渡过程中, 可调唇口对进气道性能的影响, 研究发现该方案可以实现进气道的启闭. 在数值模拟的基础上, 设计了一个唇口活门遥控调节的侧压式进气道模型, 完成了这种变唇口侧压式进气道模型的 Ma 为 3.85 风洞试验, 证明该进气道在设计起动马赫数 Ma 为 3.85 下能够正常开启并起动工作, 验证了该方案的可行性.

关 键 词: 侧压式进气道; 变几何; 唇口活门; 数值模拟; 风洞实验

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

Dynamic investigation on hypersonic sidewall compression inlets with cowl valve during the process of transition

WU Jun-qi, ZHANG Kun-yuan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper aims at studying the transition of boosting to taking-over of scramjet. According to the working requirement of the sidewall compression inlets from completely close to completely open state, a new variable geometry inlet scheme for sidewall compression inlet--variable cowl valve scheme was presented. With the numerical simulation and experiment, the influence of variable cowl on performance of inlets was researched during the process of transition. Based on the numerical simulation, a variable cowl inlet model adjusted by remote control system have been designed, and this scheme has been firstly tested in Mach 3.85 wind tunnel. It proves that, at mach 3.85, the inlet can be opened and closed normally, thus further validating the feasibility of this scheme.

Key words: sidewall compression inlet; variable geometry; cowl valve; numerical simulation; wind tunnel experiment.

高超声速进气道是超燃冲压发动机的关键部件之一, 其设计好坏直接影响整台发动机的总体性能^[1]. 而变几何进气道的应用有望解决诸多实

际问题, 故受到各国广泛的重视和研究. 法国的 MBDA 和 ONERA 合作, 开展了几何结构可调的吸热型碳氢燃料双模态超燃冲压发动机研究, 采

收稿日期: 2008-01-31; 修订日期: 2008-09-17

基金项目: 国家“863”基金 (2006AA702504)

作者简介: 吴俊琦 (1984 -), 男, 上海人, 硕士生, 主要从事高超声速进气道关键技术研究. E-mail: sw597ya@yahoo.com.cn

用可变几何进气道以实现较低的接力马赫数下冲压发动机的正常工作^[2]. 日本发展的 ATREX engine 和 Pre-cooled turbojet engine 等^[3], 为在宽马赫数范围工作, 都采用了进气道变几何方案. 美国 Maryland 大学则提出了对整个超燃冲压发动机进行变几何研究^[4], 来适应不同的飞行状态.

超燃冲压发动机是高超声速飞行器的理想动力装置, 但它的主要缺点是不能从零速度自身起动, 需要助推器加速到一定速度才可以正常工作. 在飞行器起动加速过程中, 超燃冲压发动机不工作, 如果高超声速进气道一直处于开启状态, 哪怕发动机处于通流状态, 由于此时进气道本身还没有起动, 唇口前的溢流和脱体激波会造成很大的气动阻力. 因此希望进气道关闭以减少气动阻力, 一旦达到超燃冲压发动机的起动马赫数, 进气道必须立即开启并迅速起动以向发动机提供满足一定要求的空气, 使超燃冲压发动机正常工作并产生推力. 为使进气道在冲压发动机工作前可靠关闭, 在发动机接力点迅速开启并起动, 应该有一种可调的封气活门机构.

国防科技大学航天与材料工程学院曾研究过顶板压缩面抬升封住进气口的方案, 作了积极的尝试.

本文针对侧压式进气道提出一种可变唇口启闭方案, 唇口可绕一转动轴旋转, 在飞行器助推段它可以完全封闭进气口, 在接力点可迅速开启, 保证进气道顺利起动并对飞行器的气动扰动尽可能地小. 文章对它的开启过程及对进气道性能的影响进行了准稳态研究, 企求找到一种简易可行的进气道启闭方法, 为超燃冲压发动机技术的发展建立必要的基础.

1 进气道气动构型和数值模拟条件

以一个典型的三维压缩侧压式进气道气动构型为本文的研究基础. 风洞试验表明, 这种布局方式能获得较好的总体性能^[5]. 该模型是双楔顶压+侧板中置的侧压式进气道, 其气动布局如图1所示. 本文作者在此模型基础上把唇口设计为可以启闭的封气活门, 图中绘出了唇口两个工位, 即完全关闭和正常工作的唇口位置, 用 L 表示可转动唇口即封气活门的长度, 以研究进气道在不同长度封气活门启闭过程中进气道性能的变化规律.

采用 FLUENT 软件对进气道流场进行数值

模拟, 湍流模型为 RNG $k-\varepsilon$ 模型, 近壁处采用壁面函数进行修正^[6], 计算过程为耦合可压缩 N-S 方程求解, 分子粘性系数采用 Sutherland 公式计算, 比热比为 1.4. 计算中采用了压力远场、压力出口、无滑移绝热固壁边界条件. 整个计算域共采用了 368 550 个结构化网格单元. 数值模拟的来流马赫数 $Ma = 4$, 大气压力 $p = 4\,523\text{ Pa}$, 大气温度 $T = 218.3\text{ K}$, (动载 $q = 0.5$, 标准大气压), 进气道高度 $H = 100\text{ mm}$.

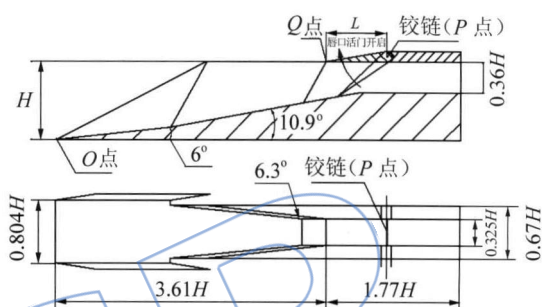


图1 进气道方案示意图

Fig.1 Scheme of the scramjet inlet

2 唇口活门启闭的数值模拟

2.1 活门开启过程对进气道起动性能的影响

在封气活门开启过程中, 进气道本身能否顺利起动是人们最为关心的问题. 为此对该过程进行了准稳态的数值模拟, 研究进气道的内流场变化情况.

以进气道封气活门长度 $0.8H$ 为例, 在来流 $Ma = 4$ 条件下, 计算封气活门从完全封闭到完全开启过程中, 5 个封气活门工位, 即全关闭、1/4 开启、2/4 开启、3/4 开启、全开启状态下的进气道内外流场. 为尽可能模拟真实开启过程的流场情况, 计算中将前一个收敛流场作为后一个流场的初场, 来模拟进气道活门的开启过程. 图2是这 5 个封气活门工位下的进气道对称面上等马赫线图.

图2清楚地显示, 该侧压式进气道在转接马赫数唇口封气活门开启过程中, 进气道能顺利起动. 这是因为活门开启前, 到达活门前的低超声速气流虽然存在相当大的激波损失和粘性损失, 但是相对于下游未点火燃烧的发动机内通道而言还是有很大的压差. 一旦活门开启, 在活门前后压差作用下的空气会迅速冲入低压的内通道, 随着活门开度的增加, 流量也随之增加, 到活门完全开启, 进气道便进入正常工作状态.

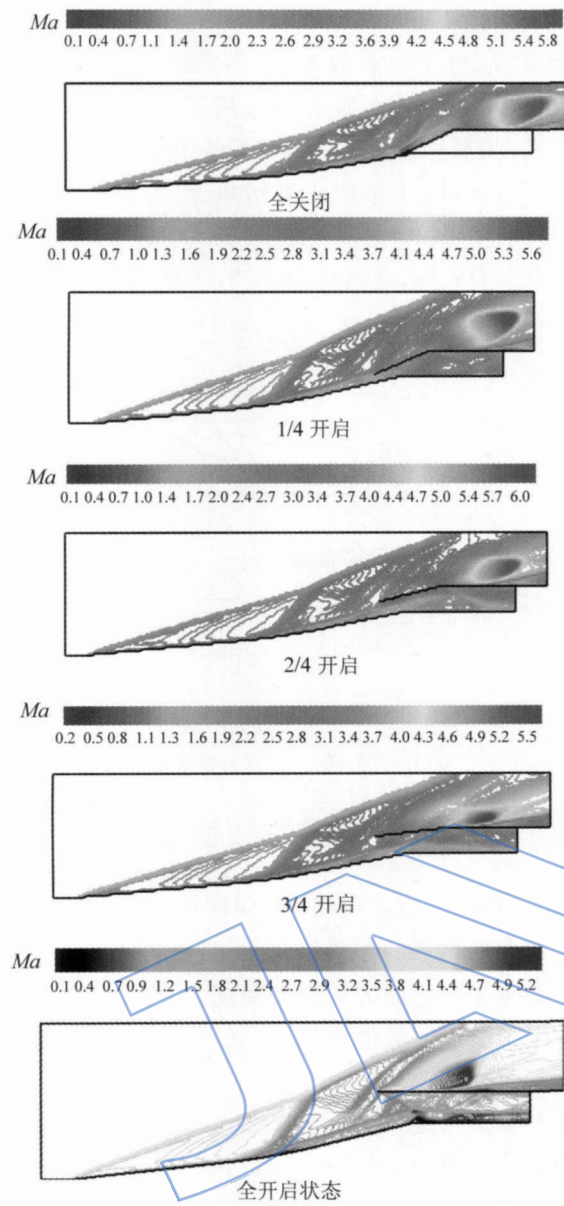


图 2 不同开启度下的对称面等马赫数图
Fig.2 Mach number contours on the symmetry plane for various valve opening

2.2 活门开启过程对进气道升力、阻力以及俯仰力矩的影响

取进气道活门长度为 $0.7 H, 0.75 H, 0.8 H, 0.85 H, 0.9 H$, 即图 1 中 $L = 0.7, 0.75, 0.8, 0.85, 0.9$ 来研究活门全关闭、 $1/4$ 开启、 $2/4$ 开启、 $3/4$ 开启、全开启状态下的进气道内外流场. 计算条件同上. 计算结果见图 3、图 4 和图 5.

图 3、图 4 显示, 进气道的升力和对进气道前缘点的俯仰力矩随活门开度的增加呈单向变化趋势. 这与活门所受气动力的变化有关, 从图 1 可以看出, 当封气门从封闭到开启过程中, 封气门与来流的夹角不断减小, 作用在封气门上气动压力的

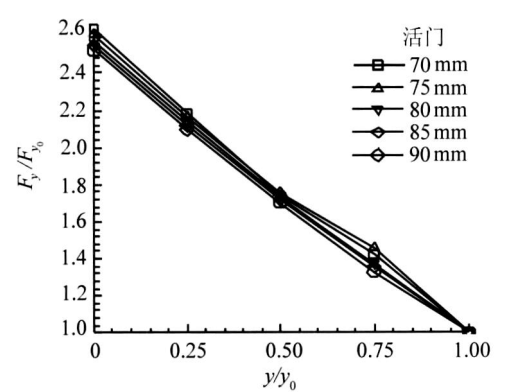


图 3 进气道的升力随活门开度的变化
Fig.3 Lift force of inlet relative various valve opening

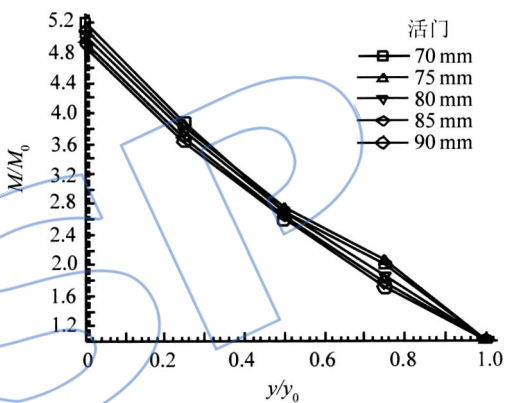


图 4 进气道的俯仰力矩随活门开度的变化
Fig.4 Pitching moment of inlet relative various valve opening

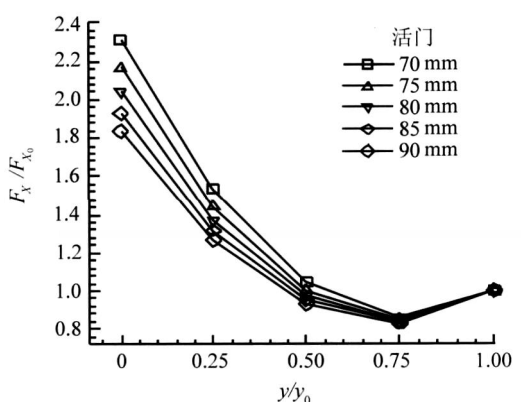


图 5 进气道的阻力随活门开度的变化
Fig.5 Resistance of inlet relative various valve opening

法向分力也将从小变大, 该力对飞行器而言就是升力, 这就是说, 进气道所受的升力将随着活门的开启而逐渐下降. 如果对进气道前缘 (O 点) 取力矩, 那俯仰力矩也和升力一样, 将随活门开度的增加而减小. 图上还可以看出, 活门的长度对升力和俯仰力矩的影响不大.

进气道的阻力与此类似,但规律相反.随着活门的逐渐开启,活门在自由流方向上的投影面积随之减小,于是进气道所受的阻力会逐渐下降.当活门的方向与当地来流方向平行时,它的阻力应该最小,一旦活门完全开启,唇口内外表面都将产生斜激波,进气道的阻力会略有上升.这样进气道的阻力就会呈现如图 5 所示那样的先下降再略略升高的趋势.图中还显示,短的活门长度在开启的初期阻力大,这是因为短活门的气流偏角大,局部的激波强度高,波后压力也高,导致短活门阻力大于长活门的阻力.

图 6 给出升阻比的变化规律,这由升、阻力系数的变化规律很容易导出,呈现先升后降的规律.在活门开度约 1/2 的地方,升阻比达到最大值,在 3~3.5 之间.

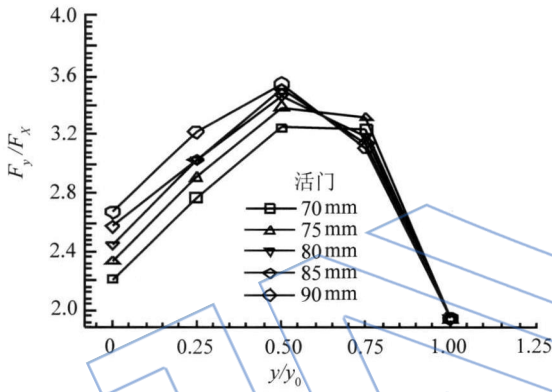


图 6 进气道的升阻比随活门开度的变化
Fig. 6 Lift-drag ratio of inlet relative various valve opening

在活门开启过程中,活门的长度对进气道流场参数影响较小;在活门开启之初,活门长度对进气道受力情况影响较大,随着活门的逐渐开启,影响逐渐变小

2.3 活门开启过程对进气道流量系数和总压恢复能力的影响

图 7、图 8 是进气道流量系数和总压恢复系数随活门开度的变化规律.图 7 清楚地说明,随活门开度的增加,流入进气道的流量也随之增加,流量系数几乎随封气门开度的增加而呈线性增长.总压恢复则有所不同,在封气门开启的初始阶段总压恢复上升很快,随封气门开度的不断增加,总压恢复系数的增加速率逐渐降低,大约在 3/4 开度的地方达到最大值,到封气门全开时又略有下降.

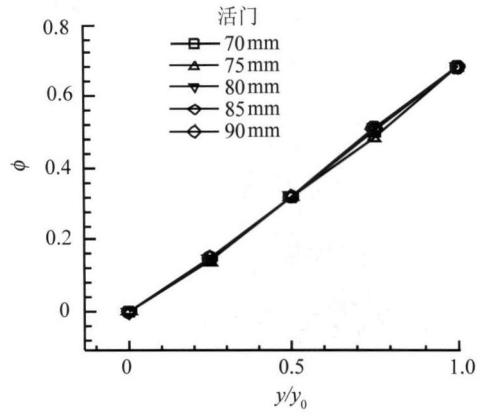


图 7 进气道的流量系数随活门开度的变化
Fig. 7 Flow coefficient of inlet relative various valve opening

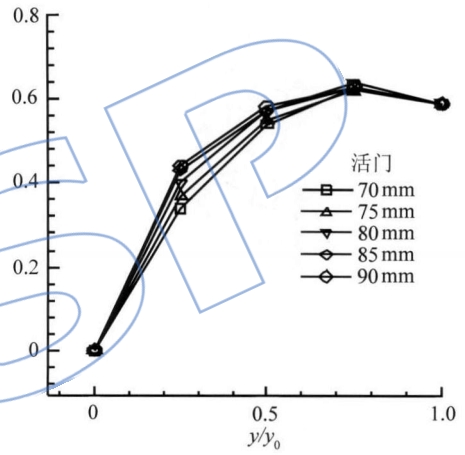


图 8 总压恢复系数与封气门开度的关系
Fig. 8 Total pressure recovery of inlet relative various valve opening

3 侧压式进气道唇口活门启闭实验

3.1 实验模型和实验实施过程

为了验证以上的数值模拟结果,进行了马赫数 3.85 的风洞试验.实验模型的气动布局与数值模拟相同,见图 1,为两级顶板压缩方式,压缩角分别为 6°和 4.9°.侧板开始于两顶板衔接处,其后掠角为 30°,几何压缩角为 6.3°.模型喉道后带有长高比为 5 的等直隔离段.在模型通道内,沿顶板中心线、唇口底板中心线及侧板隔离段中心高度处布置了静压测孔,在隔离段出口有总压耙,隔离段出口还有调节反压的节流活门.用测压精度为 0.5% 的电子压力扫描阀记录下各测点的静压、出口截面及来流的皮托压力,用双镜纹影仪观察流场,并拍摄侧压式进气道唇口前波系的纹影照片.

图 9 是实验模型内部照片图,从中可以看到在唇口板前段是一个可以调节的唇口活门,其根

部是一根一体的传动轴,这根轴连接了一个摇臂,再通过钢丝碳纤维管连接到由伺服机带动的摇臂上,如图10。

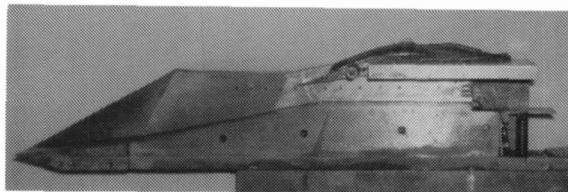


图9 实验模型内部侧面照片图

Fig. 9 Photo of inlet model

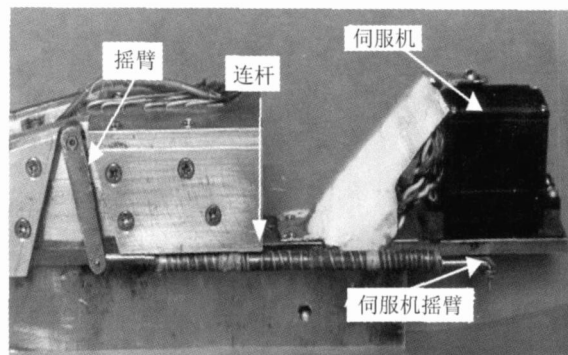


图10 实验模型的传动机构照片图

Fig. 10 Photo of the transmission

风洞实验时,在风洞外可以通过遥控器精确地控制伺服机,根据需要来调节唇口活门开启量。这种遥控-伺服机的作动系统在高超声速式进气道风洞实验尚属首次,与传统的作动机构相比,其优点在于体积小、集成度高、控制精确、响应迅速、重复性好、遥控距离远、调节简单方便、可用于模块化设计。且伺服机的力矩大,本实验采用30 kg级别伺服机,即在离伺服机转轴1 cm的距离上能产生30 kg拉力或推力。在高速风洞实验中,可以很好的承受运动机构上的巨大气动力。此外,本实验的连杆采用的是经过凯夫拉纤维缠绕后的碳纤维杆,其强度大,刚性好,即抗拉又抗压。连杆钢丝和摇臂孔之间采用紧密配合,把空程降到最小。

试验过程与数值模拟过程相类似。试验中,首先将进气道唇口活门关闭,然后逐步开启到最大(共11个开启度)。流场稳定后采集试验数据,同时拍摄纹影照片。然后逐步关闭活门直至完全关闭。这样就可以完成侧压式进气道唇口封气活门的启闭实验全过程。

3.2 结果分析

图11是实验测得的这11个状态的顶板中心

线上的静压分布,图中所有的静压均由来流总压无因次化。可见在唇口活门的开启过程中,隔离段的压力不断提高,进气道也基本能够正常工作。

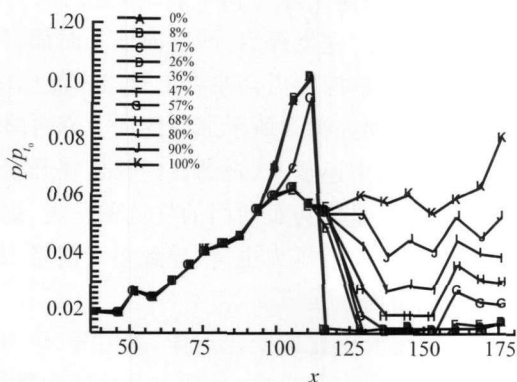


图11 从完全关闭到完全开启的顶板静压分布

Fig. 11 Topwall pressure distribution from close to open completely

图12是进气道总压恢复系数、流量系数、隔离段出口马赫数和增压比的实验曲线,图中还给出了相应的计算结果供比较。可见随活门的逐渐开启,进气道流量系数和增压比逐渐增高,而总压恢复系数和隔离段出口马赫数则是先增高后下降。产生这一变化趋势的原因与可变唇口的气动特性密切相关,随着活门开启,进气道捕获面积增大,使流量系数逐渐增高,而唇口激波强度随着活门开度的增加而逐渐变弱,导致损失减小,总压恢复系数不断增高,直至唇口活门与第二压缩面上的气流方向平行(活门开启量约80%)时,此时唇口激波最弱,因而总压恢复达到最大。然后,随着活门开启量的增大,唇口激波强度逐渐增大,总压恢复系数便开始减小。从出口马赫数的变化趋势可以看出,随着活门的逐渐开启,出口马赫数先增大后减小,在开启量为26%时达到最大。增压比在活门开启26%之前保持不变,活门开启量超过26%后不断变大。实验数据与数值模拟数据吻合较好,其中进气道全部开启($y/y_0 = 1$)状态时计算与实验误差较大,原因可能是实验模型的活门在完全开启时,活门与侧壁间的间隙造成一定的漏气。

图13展示了两张实验中所拍摄的纹影照片,参照图2对应的计算工况,可以清楚地判读出纹影照片中的各道激波。例如进气道唇口活门完全关闭时,可清晰看到唇口前方的脱体激波,以及侧板激波相交后形成的溢流激波。唇口活门完全开启时,唇口前方的脱体波消失,唇口激波角明显变小,但溢流窗溢流引起的溢流激波仍清晰可辨。

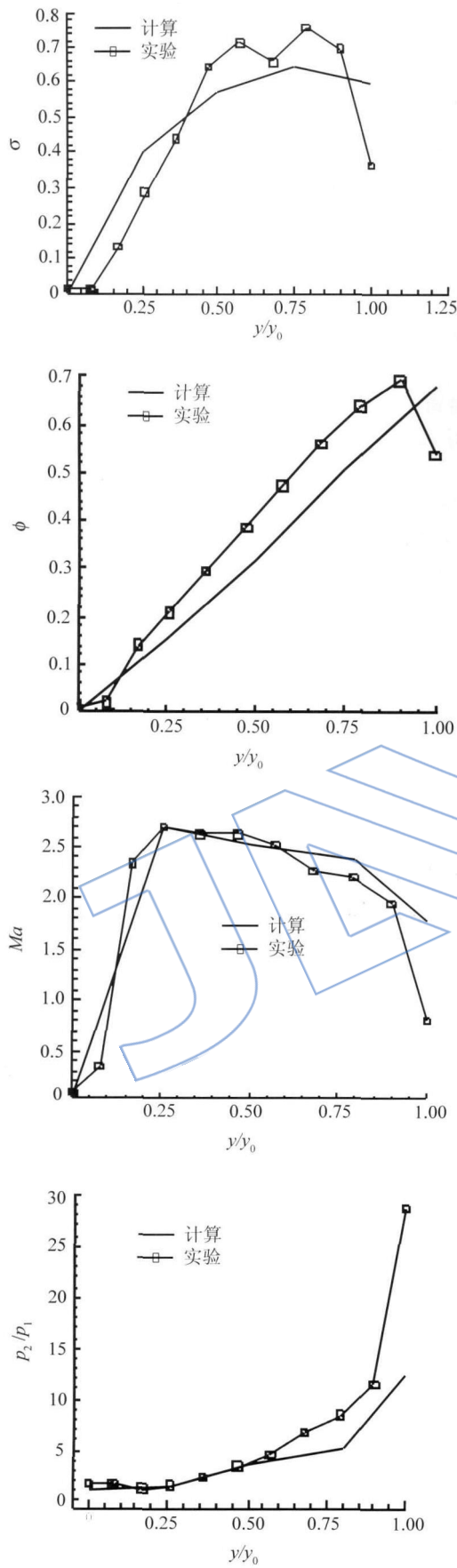


图 12 唇口活门打开对进气道流场变化图

Fig. 12 Parameter of flow field relative various valve opening

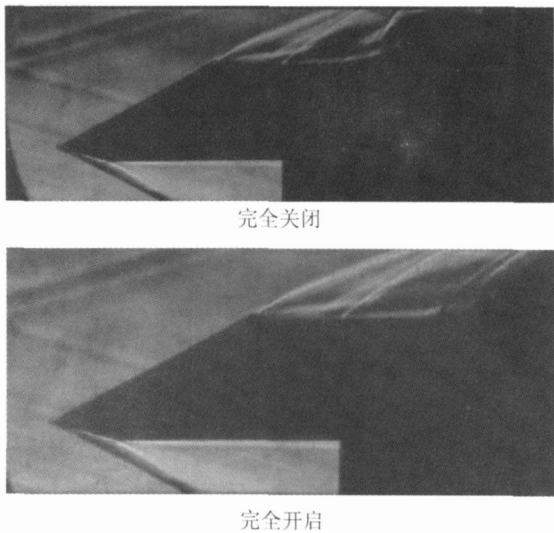


图 13 活门开启前后进气道流场纹影照片

Fig. 13 Schlieren of model inlet

4 结 论

- 1) 所研究的高超声速侧压式进气道在转接马赫数唇口活门开启过程中,进气道不存在起动问题.
- 2) 进气道所受的升力及对前缘 O 点的俯仰力矩都随着活门的打开而逐渐下降.
- 3) 在活门开启过程中,活门的长度对进气道流场参数影响较小.
- 4) 研究表明,将进气道唇口作为封气活门是超燃冲压发动机进气道在转级中实现工况顺利过渡的有效途径,值得进一步研究.

参考文献:

[1] Heiser W H , Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. AIAA Education Series , 1994 :242-256.

[2] 郑日恒. 法国冲压发动机研究进展[J]. 航天制造技术, 2006 , (2) :6-10.

ZHENG Riheng. New development of scramjet engine in French[J]. Aerospace Manufacturing Technology , 2006 , (2) :6-10. (in Chinese)

[3] Taguchi H , Futamura H. Design study on hypersonic engine components for TBCC space planes [R]. AIAA-2003-7006.

[4] Starkey R P. Off-design performance characterization of a variable geometry scramjet [R]. AIAA-200-3711 , 2005.

[5] 潘瑾, 张堃元. 可变内收缩比侧压式进气道自启动性能[J]. 推进技术, 2007 , 28 (3) , 278-281.

PAN Jin , ZHANG Kunyuan. Self-starting characteristics for sidewall-compression inlet with variable internal contraction ratio[J]. Journal of Propulsion Technology , 2007 , 28 (3) , 278-281. (in Chinese)

[6] Karki K C , Patanker S V. Pressure based calculation procedure for various flows at all speeds in arbitrary configurations [J]. AIAA J , 1989 , 27 (9) :1167-1174.