

高超声速进气道再起动特性分析*

袁化成, 梁德旺

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 对典型高超声速二元进气道二维流场进行了数值分析, 研究了高超声速进气道不起动和再起动过程, 发现当高超声速进气道不起动发生后, 加大来流马赫数到起动马赫数, 进气道不能立即再起动, 继续加大来流马赫数到一定数值时, 进气道可以再起动, 但再起动马赫数远大于起动马赫数, 小于设计马赫数。同时还发现高超声速进气道再起动过程也存在迟滞回路现象, 但不同于常规进气道的再起动特性。

关键词: 高超声速进气道; 起动; 数值仿真

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2006) 05-0390-05

Analysis of characteristics of restart performance for a hypersonic inlet

YUAN Hua-cheng LIANG De-wang

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract The flow in a typical 2D hypersonic inlet was analyzed with three-dimensional numerical analyzer. The flow characteristics of the inlet in the restarting process were discussed. In the numerical simulation of restating process of the inlet, the calculation of the restarting flow of the inlet is done based on the unstarting flow of the inlet with the increase of Mach number of inflow gradually. The result shows that with the increase of Mach number of the inflow, the inclined backward shock wave standing in the front of the inlet due to inlet unstart moves to the entrance of isolator and the strength of the separation bubble behind the shock gets gradually smaller. The flow in hypersonic inlet still holds at unstarting state even if the Mach number of inflow increases to the starting Mach number. With further increase of Mach number of inflow, the inclined backward shock wave and the separation bubble behind the shock disappears finally and the inlet restarts. The restarting Mach number is far greater than the starting Mach number, but a little smaller than the design Mach number of the inlet.

Key words Hypersonic inlet; Starting; Numerical simulation

1 引 言

未来高超声速飞行器飞行必然要经历低马赫数飞行过程, 因此高超声速进气道同样要面临低马赫数下的不起动问题, 那么进气道一旦进入不起动, 如何才能再起动? 再起动的特征是怎样的呢? 常规内压式进气道再起动过程中存在迟滞回路现象, 高超声速进气道的再起动过程是否也有相似的现象呢?

国内外对进气道的不起动问题进行了广泛的研究^[1~4]。Saied Emami^[1]等人对来流马赫数为 4 时, 由于反压过高引起的进气道不起动及再起动过程进

行了试验研究, 给出了进气道可再起动的收缩比范围, 但由于保密等原因, 目前还没有见到详细的研究资料; Kantrowitz 和 Donaldson^[5]指出, 来流马赫数为 3.1 时, 无粘条件下, 进气道可再起动的最大收缩比为 1.40 与试验吻合较好; Mahoney^[6]给出了超声速进气道再起动与面积收缩比和来流马赫数的关系; 本文作者曾利用数值模拟的方法研究了面积收缩比、飞行高度和来流攻角对高超声速进气道起动能力的影响, 提出了来流起动马赫数和进口起动马赫数的概念, 并对影响起动马赫数的因素进行了分析^[7]。

进气道不起动和再起动过程的研究主要采用实验

* 收稿日期: 2005-10-27; 修订日期: 2006-04-12。

基金项目: 国家“八六三”项目 (2004AA723020)。

作者简介: 袁化成 (1979—), 男, 博士生, 研究领域为内流气体动力学和高超声速进气道设计。

Email: yuanhuacheng@nuaa.edu.cn

研究和数值模拟的方法。来流马赫数变化引起的高超声速进气道不起动和再起动过程,以目前国内的风洞技术条件不易开展实验研究。为此,本文采用数值仿真方法对典型高超声速二元进气道进行了数值模拟,对高超声速进气道不起动和再起动过程进行了研究。

2 物理模型及计算方法

本文采用如图 1 所示某典型高超声速二元进气

道,该进气道采用三道外压激波的混压式进气道,各部分的具体几何尺寸见表 1。进气道的实际宽度为 0.43m,设计飞行马赫数 10。

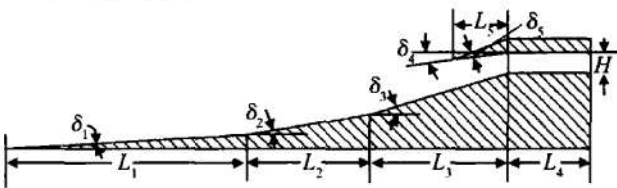


Fig. 1 Diagram of 2D hypersonic inlet

Table 1 Geometrical parameters of 2D hypersonic inlet

L_1 / m	L_2 / m	L_3 / m	L_4 / m	L_5 / m	H / m	$\delta_1 / (^\circ)$	$\delta_2 / (^\circ)$	$\delta_3 / (^\circ)$	$\delta_4 / (^\circ)$	$\delta_5 / (^\circ)$
0.9525	0.4191	0.7620	0.2652	0.2972	0.0305	2.5	8.0	11.0	2.4	13.2

利用南京航空航天大学研制的 NAPA 软件对图 1 所示高超声速二元进气道的二维流场进行全粘性 N-S 方程数值求解,该软件已经过多个算例检验,可以准确地计算亚、跨、超及高超声速进气道内流场^[8-9]。本文计算考虑到高温效应,采用了变比热的热完全气体模型^[10],空间通量计算采用一阶精度的 AUSM+ 格式^[11],采用改进的 Baldwin/Lomax 湍流模型^[12]。高超声速进气道的不起动和再起动过程是一个非定常的动态变化过程,本文采用拟稳态变化过程来模拟这个非定常变化过程,虽然在具体的数值上会有所差异,但基本的变化规律是一致的,这和理论分析得到的进气道再起动过程相吻合。

3 计算结果与分析

3.1 高超声速进气道在不同来流马赫数下的流动特征

图 2 给出了高超声速二元进气道流量系数、总压恢复系数和动能效率随来流马赫数的变化曲线。从图可以看出,随着来流马赫数的降低,流量系数逐渐减小,总压恢复系数和动能效率略有降低后升高。当来流马赫数减小到 4.2 时,性能参数发生阶跃式变化,进气道不起动,进口前形成后倾激波,波后流动出现分离(见图 3)。这一规律和现象与文献[13]给出的高超声速侧压式模型进气道性能参数随马赫数的变化规律和不起动时的流动特征一致,所不同的是性能参数随马赫数的变化率不同。

3.2 高超声速进气道再起动流动特征

由上面的结果可知, $Ma=4$ 进气道已不起动。为此,本文在 $Ma=4$ 的进气道不起动流场基础上,逐渐

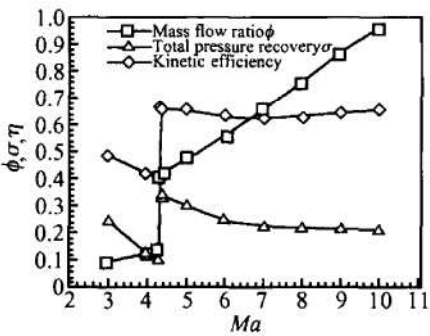


Fig. 2 Parameters ϕ , σ , η vs Mach number

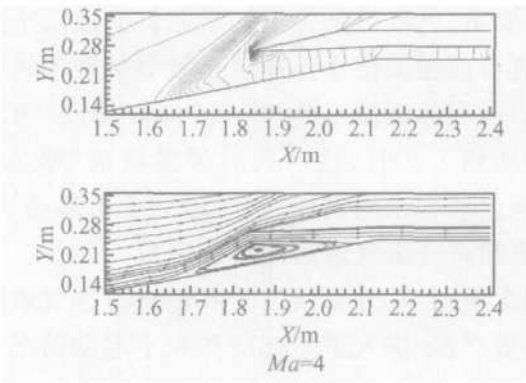


Fig. 3 Unstart phenomena of hypersonic inlet

加大来流马赫数,改变相应来流条件进行续算,对进气道超速再起动过程进行分析。

图 4 给出了再起动过程中进气道局部流场压力等值图和相应的流线图,从图可以看出,当高超声速进气道不起动的流场形成以后,加大来流马赫数到进气道来流起动马赫数(进气道来流起动马赫数为 4.25),进气道不能立即起动(即再起动)。来流马赫数继续增加,进气道进口前的后倾激波的位置几乎不

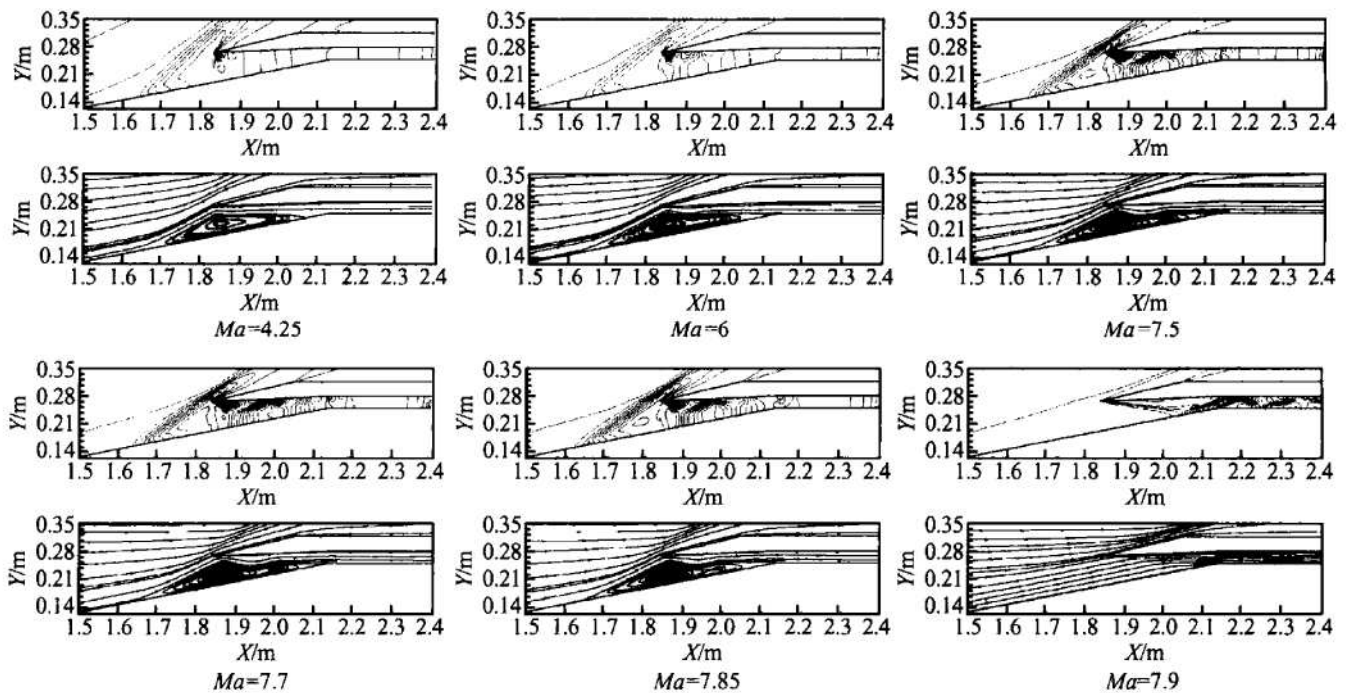


Fig. 4 Restarting process of hypersonic inlets

变,但激波角逐渐减小,进气道进口前溢流减小,进入进气道的流量增加,进气道的流通能力增强;后倾激波后的分离包向收缩段内移动的同时略有减小,但幅度不大;分离包与上壁面间的强激波由于分离包的内移而逐渐变成强的斜激波,气流在收缩段上部(分离包与上壁面间)逐渐形成波系,并不断反射。当来流马赫数增加到 7.5 时,收缩段内已经能够很明显地看到反射波系,进气道进口前的后倾斜激波已十分贴近唇口,进口前溢流很小。随着来流马赫数的进一步增加,进口前后倾激波不断被“吸”向收缩段,当来流马赫数增加到 7.9 时,进口前后倾激波被“吸入”进气道,并被立即推出隔离段,进气道完全再起。

3.3 高超声速进气道迟滞回路现象

图 5 至图 10 分别给出了高超声速进气道随着来流马赫数降低、进气道不起动和在不起动情况下增加来流马赫数直至进气道再起动的过程中进气道性能参数随来流马赫数的变化规律(即迟滞回路现象),其中横坐标表示来流马赫数,纵坐标表示相应的进气道性能参数。矩形符号和三角形符号分别表示进气道从起动到不起动(马赫数降低,沿箭头方向)和再起(马赫数增加,沿箭头方向)过程中进气道性能参数的变化曲线。从图可以看到,进气道再起过程的性能参数和进气道从起动到不起动时的性能参数的变化曲线并不重合,而是存在一个迟滞环,进气道各性能参数在 $Ma = 7.9$ 时才闭合。可见,高超声速进气道再起过程存在迟滞回路现象。

进气道超速再起过程中,不同进气道性能参数的变化规律也不尽相同,随着来流马赫数的增加,总压恢复系数逐渐减小,进气道再起后突然上升,参数曲线闭合。而流量系数、温升比、静压比、出口流量和溢流流量均随来流马赫数的增加而逐渐增大,其中流量系数和出口流量开始时增加相对缓慢,当接近进气道再起马赫数时,变化较为迅速,进气道再起后参数曲线闭合;溢流流量在达到某一最大值后逐渐减小,进气道再起后参数曲线闭合;而温升比和静压比的变化规律与上述不同,当接近再起马赫数时达到最大值(是起动状态的数倍),进气道再起后迅速降低,参数曲线闭合(静压比在开始时低于起动到不起动时的静压比,压力曲线有两次闭合)。可见,再起会造成进气道超温和超压,这对燃烧和进气道的结构是不利的。

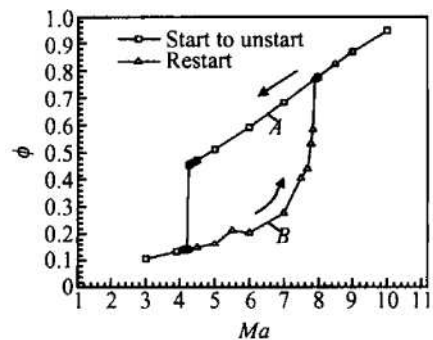


Fig. 5 Mass flow ratio in the unstarting and restarting process

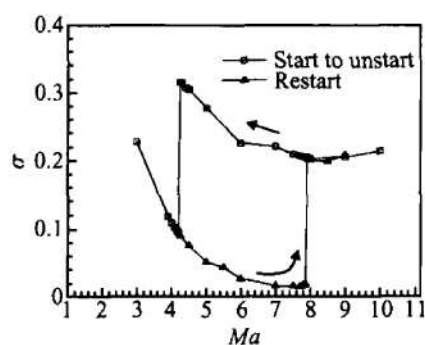


Fig. 6 Total pressure recovery in the unstarting and restarting process

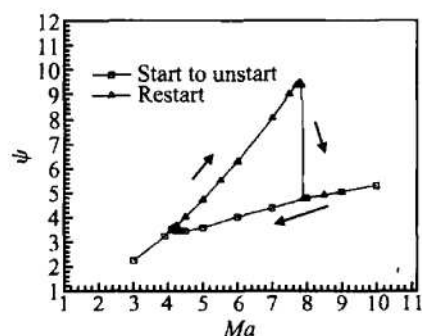


Fig. 7 Static pressure ratio in the unstarting and restarting process

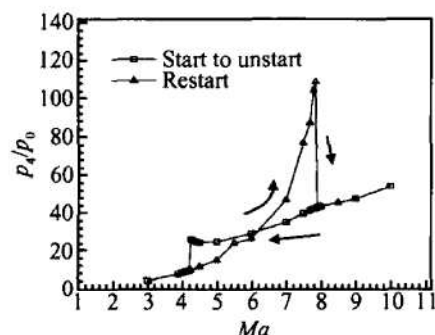


Fig. 8 Static pressure ratio in the unstarting and restarting process

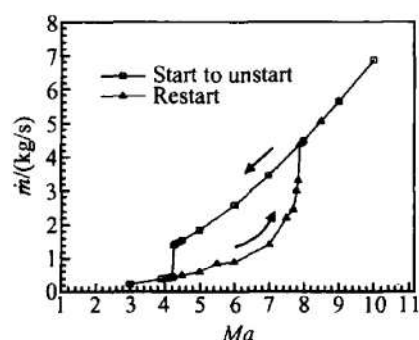


Fig. 9 Mass flow at exit of inlet in the unstarting and restarting process

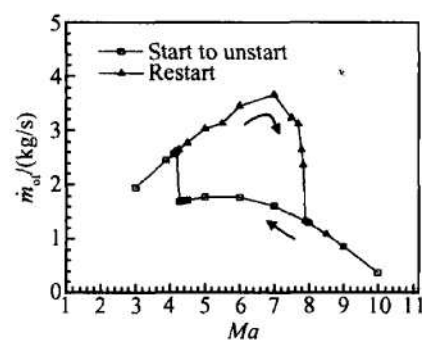


Fig. 10 Over mass flow in the unstarting and restarting process

3.4 高超声速进气道再起启动分析

由前文的分析可见, 高超声速进气道在不起启动发生后, 增大来流马赫数可以使进气道再起启动, 但再起启动来流马赫数 ($Ma_{RQ} = 7.9$) 远大于来流启动马赫数 ($Ma_Q = 4.25$), 小于设计马赫数。与常规内压式进气道再起启动过程不同, 高超声速进气道再起启动可以通过加大来流马赫数不断推动进口前后倾激波 (波后分离包随之不断减小), 最终斜激波贴口, 进气道起启动。而常规内压式进气道不能简单的通过增大来流马赫数起启动进气道, 这是由于常规内压式进气道存在临界截面 (喉道) 的缘故。从理论上讲, 当常规内压式进气道的设计马赫数大于 1.98 时, 其再起启动马赫数要无穷大, 而高超声速进气道没有临界截面, 再起启动马赫数虽然大于来流启动马赫数, 但小于设计马赫数, 也没有再起启动范围的限制。这是高超声速进气道再起启动特征与常规内压式 (混压式) 进气道再起启动特征的差异。

迟滞回路现象在高超声速进气道再起启动过程中是不可避免的, 因此实际应用时应充分考虑由此可能给高超声速进气道正常工作带来的影响。从图 5 给出的进气道流量系数随来流马赫数的变化曲线可以看出, 当来流马赫数由高到低变化时, 进气道的来流启动马赫数较低, 工作范围较宽; 当来流马赫数由低到高变化时 (即进气道再起启动时), 进气道的再起启动马赫数较高, 工作范围较窄。因此对于超燃冲压发动机 (Scram jet) 而言, 若在较低来流马赫数下就打开进气道, 进气道不起启动, 会造成在工作马赫数时进气道不能正常工作 (不起启动)。若在较低来流马赫数下关闭进气道, 当来流马赫数较高时 (或工作时) 再打开进气道, 则在相对较低来流马赫数下进气道就可起启动 (见图 5A 点进气道起启动, B 点不起启动)。因此高

(下转第 398 页)

(1)带肋和气膜孔出流的旋转内冷通道的流场非常复杂,具有很强的三维性。旋转作用所产生的科氏力改变了气膜孔的流量系数值。通道顺时针旋转时,科氏力由上壁面指向带气膜孔的下壁面,结果使流量系数增加;通道逆时针旋转时,科氏力由带气膜孔的下壁面指向上壁面,结果使流量系数减小。

(2)通道顺时针旋转时,进入左侧孔的流体和气膜孔轴线的夹角小于进入右侧孔的流体和气膜孔轴线的夹角,结果导致左侧孔的流量系数大于右侧孔的流量系数;通道逆时针旋转时,进入左侧孔的流体和气膜孔轴线的夹角大于进入右侧孔的流体和气膜孔轴线的夹角,结果导致左侧孔的流量系数小于右侧孔的流量系数。

(3)随着罗斯贝数的增加,旋转作用对流量系数的影响越明显。

参考文献:

- [1] Gritsch M, Saumweber C. Effect of internal coolant cross-flow orientation on the discharge coefficient of shaped film-cooling holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122

146~152

- [2] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 气膜孔形状对流量系数影响的实验研究[J]. 推进技术, 1998(1). (ZHU Huiren, XU Du-chun, LIU Song-ling et al. The experimental investigation in the effects of film cooling holes shape on discharge coefficient[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(1).)
- [3] Bunker S, Bailey C. Film cooling discharge coefficient measurements in a turbulent passage with internal crossflow[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001(10): 774~780
- [4] 裘云, 朱惠人, 倪萌, 等. 带肋壁与出流孔内流通道中肋角度对流量系数的影响[J]. 航空动力学报, 2003, 18: 233~238
- [5] 倪萌, 朱惠人, 裘云, 等. 肋角度对流量系数影响的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19: 242~250
- [6] Dittmann M, Schramm V, Wittig S. Discharge coefficient of a preswirl system in secondary air systems[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 11: 119~124

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 393 页)

超声速飞行器飞行中,超燃冲压发动机在未工作时通常都关闭进气道,在达到工作马赫数时才打开进气道(如 X-43A 验证飞行器试验时低马赫数下关闭进气道,在到达工作马赫数后才打开进气道)。当然这其中也有降低热载荷和降低阻力等原因。

4 结 论

(1)高超声速进气道再起启动过程也存在迟滞回路现象,其特征不同于常规内压式进气道的迟滞回路现象,再起启动马赫数远大于起启动马赫数,小于设计马赫数。同一进气道的不同性能参数的迟滞回路曲线闭合点略有不同。

(2)当高超声速进气道不起启动后,通过加大来流马赫数可以再起启动进气道。高超声速进气道再起启动过程会造成超温、超压,对燃烧和进气道结构不利。

参考文献:

- [1] Emanuel Trexler A, Auslender H, Weidner P. Experimental investigation of inlet-combustor isolators for a dual-mode scram jet at a Mach number of 4[R]. *NASA-TP-3502*, 1995
- [2] Holland S D. Wind-tunnel blockage and actuation systems test of a two-dimensional scram jet inlet unstart model at Mach 6[R]. *NASA-TM-109152*, 1994
- [3] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting character-

istics of supersonic inlets[R]. *AAA* 96-2914

- [4] Tahir R B, Moller S. Unsteady starting of high Mach number air inlets-A CFD study[R]. *AAA* 2003-5191
- [5] Kantrowitz A, Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffusers[R]. *NACA WRL-713*, 1945
- [6] Mahoney J J. Inlets for supersonic missiles[M]. Washington: *AAA Education Series*, 1990
- [7] 袁化成. 高超声速进气道不起启动特性研究[D]. 南京航空航天大学硕士学位论文, 2005
- [8] 梁德旺, 王国庆, 吕兵. 低速高端流度 90 弯管流动数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2000, 32(4): 381~387
- [9] 梁德旺, 包宁. 管内正激波端流附面层干扰的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(2): 181~185
- [10] 梁德旺, 李博, 容伟. 热完全气体的热力学特性及其 NS 方程的求解[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 424~429
- [11] 梁德旺, 王可. AUSM+ 格式的改进[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 512~516
- [12] 梁德旺, 黄国平, 赵海峰. B/L 湍流模型在强压力梯度流场计算中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(1): 37~42
- [13] 袁化成, 梁德旺. 高超声速侧压式模型进气道不起启动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 683~687

(编辑: 崔永刚)