

文章编号: 1000-8055(2010)05-1049-07

一种高超声速进气道起动/再起动的数值研究

李 璞, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对一种定几何轴对称高超声速进气道的起动过程、来流马赫数引起的不起动和再起动过程的非定常流态进行了数值研究, 分析了唇罩侧板后掠对进气道起动/再起动性能的影响。结果表明: 唇罩侧板后掠形成了横向溢流, 缓解了捕获流量和进气道流通能力之间的矛盾, 从而改善了进气道的起动/再起动性能; 内收缩段内的激波与边界层的干扰较强, 成为进气道起动的瓶颈。

关 键 词: 轴对称高超声速进气道; 起动; 再起动; 数值分析

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Numerical simulation of the start and restart performance of a hypersonic inlet

LI Pu, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: An unsteady numerical simulation was carried out on the start, unstart and restart performances of a fixed-geometry, axisymmetric hypersonic inlet due to changing free stream Mach number. The influence of cut-back side walls of the cowl on the characteristics of start and restart was analyzed. The results show that, the contradiction between captured mass flow and the flow capacity of the inlet is mitigated by lateral spillage in front of the cut-back side walls of the cowl, which improves the performance of start and restart. The strong interaction between shock wave and boundary layer in the internal duct is like a bottleneck to the start of the inlet.

Key words: axisymmetric hypersonic inlet; start; restart; numerical analysis

由于超燃冲压发动机在一定马赫数下才能正常工作, 因此需要其他动力装置将其助推到转级马赫数下再进行接力。作为推进系统重要组成部分的高超声速进气道通常设计成为混压式, 因存在内压缩, 带来了起动问题, 故转级马赫数也是进气道的起动马赫数。进气道起动马赫数不仅决定了超燃冲压发动机的工作范围, 同时也决定了助推动力在整个推进系统中的比重, 从而影响了飞行器的成本。因此, 应尽可能降低进气道起动马赫数以拓宽工作范围及减小成本。目前, 降低进气道

起动马赫数的途径大致有两种: 变几何方法和固定几何条件下的方法。变几何方法主要是通过调整进气道的内收缩比^[1-4], 以达到降低起动马赫数的目的。变几何虽拓宽了工作范围, 但却增加了结构复杂性和飞行器质量。固定几何条件下的方法主要是保证进气道在低马赫数下能够自动溢流^[5-7]及采用抽吸^[8-11], 但这些研究中很少涉及轴对称进气道。

因此, 本文对前期工作^[12]中的定几何多模块轴对称高超声速进气道的起动/再起动过程的非

收稿日期: 2009-04-10; 修订日期: 2010-02-23

作者简介: 李璞(1982-), 男, 河南周口人, 博士, 主要从事内流空气的计算及实验研究。

定常流态进行了数值研究,分析了单模块唇罩侧板后掠对进气道起动/再起动性能的影响.

1 物理模型

采用文献[9]给出的超燃模块进气道,图 1 给出了进气道的示意图,其几何参数参见表 1,其中 H 为喉道高度.进气道工作马赫数范围是 3.5~6,总收缩比为 4.87,理论内收缩比为 2.4.需要说明的是,由于唇罩侧板后掠引起边界层溢流,使得实际内收缩比会有所减小.唇罩内型面水平,三维弯曲隔离段采用等面积设计,其进口(喉道)和出口处中心线切线均为水平.此外,锥尖倒圆半径为 7.5 mm,唇罩前缘倒圆半径为 0.5 mm,进口捕获圆半径为 250 mm.

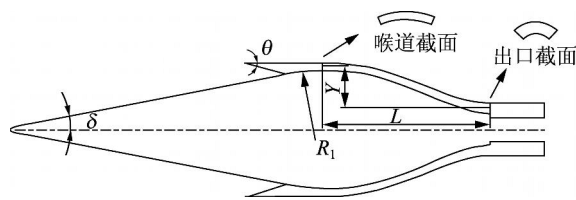


图 1 进气道示意图

Fig. 1 Schematic view of the inlet model

表 1 进气道的几何参数

Table 1 Geometry parameters of the inlet

$\delta(^{\circ})$	R_1/mm	$\theta(^{\circ})$	L	Y
11	500	14.8	23 H	5.73 H

2 数值方法

2.1 计算说明

为了更好地分析起动/再起动过程中进气道流场的变化情况,本文采用非定常数值仿真对其进行研究.计算采用有限体积法求解雷诺平均后的三维 Navier-Stokes (N-S) 方程,选取 Jones 和 Launder 提出的标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,二阶迎风格式离散,壁面附近采用标准壁面函数进行修正.

计算中采用了变比热容法,比热容通过温度的 7 次多项式函数计算.分子黏性采用 Sutherland 公式计算.姿态均为零攻角零侧滑角.计算中自由来流的参数为 16 km 高空的大气条件.

在计算起动过程时,将进气道赋零速度、来流静压值初场,即远场的来流冲击静止流场;在研究不起动过程时,以起动流场作为初场,逐渐减小来

流马赫数直到进气道不起动;在模拟再起动过程时,以不起动流场作为初场,依次增大来流马赫数直至进气道再起动.

需要说明的是,文中时间分别以起动、不起动及再起动过程所需时间进行无量纲化处理.

2.2 计算网格及边界条件

选取超燃模块进气道对称面与相邻分流隔道对称面之间所形成的扇形区域作为计算域(图 2).网格单元的分布根据黏性计算以及激波捕捉的需要进行了必要的加密,整个计算域网格单元总数约 100 万,均为结构化网格.图 3 给出了唇口附近网格的示意图.

计算中用到了压力远场边界、对称边界、压力出口边界以及无滑移绝热固壁边界.

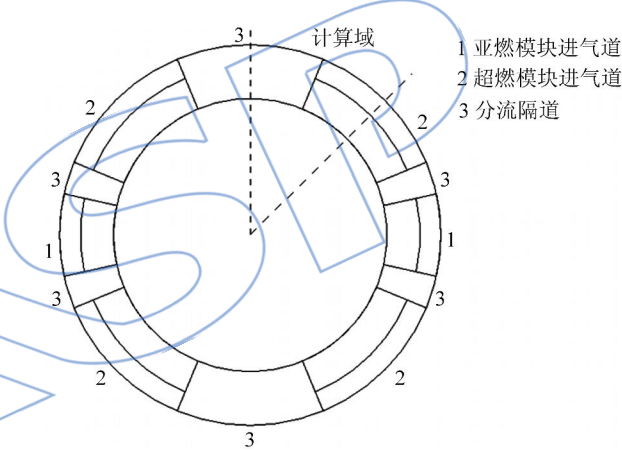


图 2 计算域的选取

Fig. 2 Computation area

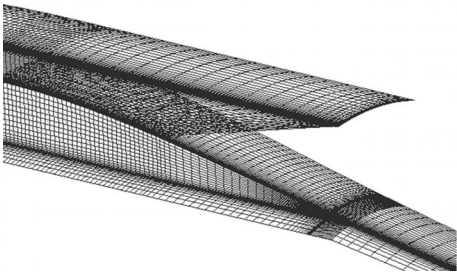


图 3 网格示意图

Fig. 3 Schematic view of grids

3 结果与分析

3.1 起动特性

鉴于起动过程中进气道波系的变化,下文将对各个阶段的流场依次进行分析.图 4 给出了 $Ma=3.5$ 时进气道对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况.

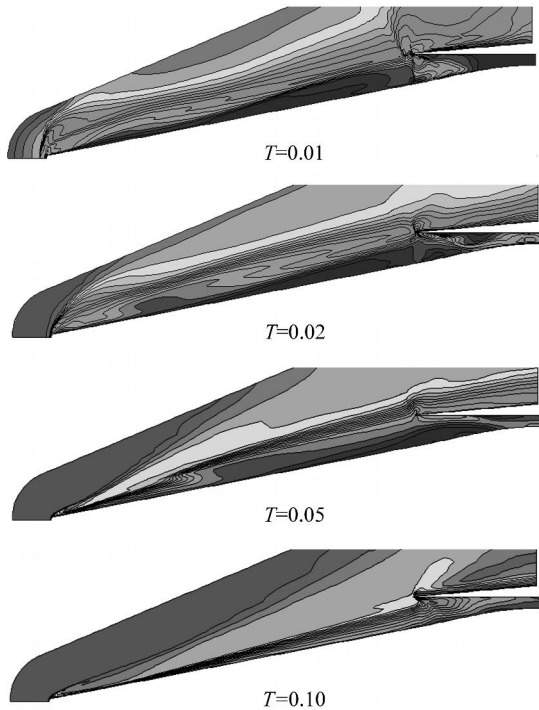


图4 $Ma=3.5$ 时进气道对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况

Fig.4 Time series of Mach number contours of the symmetry plane at $Ma=3.5$

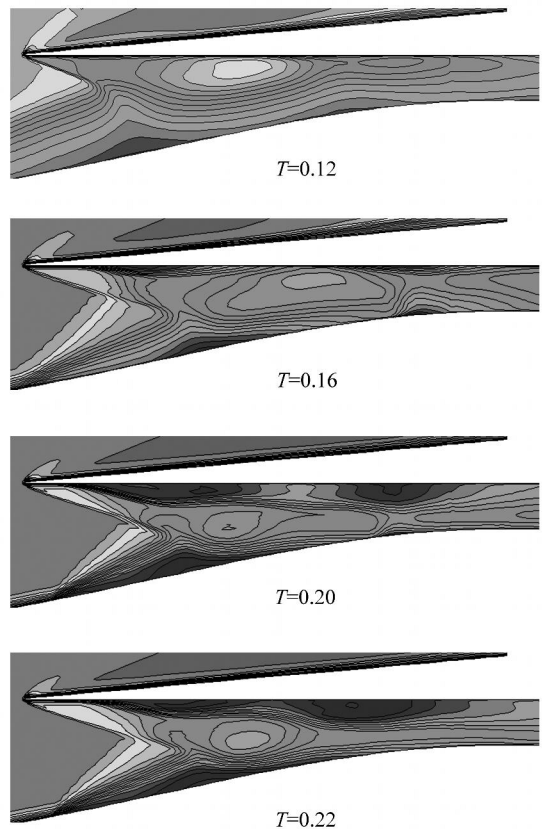
可以看出,随着时间的增加,远场来流的影响逐渐向下游传递.开始时,进气道前体上存在大范围的低速区,少量气流绕过该低速区进入内通道(无量纲时间 $T=0.01$).随后,进入的气流前锋通过喉道,当地流通能力增强,前体上的部分低速区被吞入唇口($T=0.02$).前体上的低速区继续后移,锥形激波开始形成($T=0.05$).然后,低速区几乎全部进入内通道,唇罩入射激波开始形成($T=0.10$).

图5给出了 $Ma=3.5$ 时进气道内收缩段对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况.

可以看出,下壁存在前后两个低速区,前一个低速区与唇罩入射激波相互作用因而范围较大($T=0.12$).随着时间的增加,进气道的流通能力增强,下壁两个低速区后移;与此同时,通道内的马赫数提高,下壁两个低速区形成的诱导激波使得相应的上壁开始出现低速区($T=0.16$).后部的低速区形成了气动喉道,使得当地流通能力减弱,由于进口捕获流量较大,流量不平衡的矛盾产生、发展,静压升高,最终形成了壅塞,后部的上壁低速区迅速扩大,气动喉道减小并前移;由于激波/边界层相互作用增强,前部的上下壁低速区范围继续扩大($T=0.20$).上述矛盾通过后掠唇罩

侧板的横向溢流加以缓和,前部的下壁低速区范围有所减小,诱导激波减弱,相应的上壁低速区范围也减小;然而矛盾依然存在,后部的气动喉道继续前移,其面积则增大($T=0.22$).随后,前部的上壁低速区基本消失,其后的气流能量提高较多,流通能力增强,上述矛盾暂时解决,后部的上壁低速区范围减小并向下游移动($T=0.25$).后部的上壁低速区继续减小并分为两个小低速区,下壁低速区后部也分出两个小低速区,即形成了两对低速区($T=0.30$).下壁低速区的主体部分后移,后一对低速区已移至几何喉道后($T=0.38$).

前一对低速区移到几何喉道前,与分离出的下壁低速区汇合从而形成气动喉道($T=0.42$).流量不平衡的矛盾再次产生、发展,并形成了壅塞,气动喉道及下壁低速区的主体部分前移($T=0.46$).后掠唇罩侧板的横向溢流再次发挥作用,缓和了上述矛盾,同时进气道的流通能力逐渐增强,流量不平衡的矛盾最终得以解决,下壁低速区的主体部分减小并后移,气动喉道的面积增大($T=0.50$).然后,气动喉道移至几何喉道后,下壁低速区的主体部分继续减小、后移,唇罩入射激波基本形成($T=0.54$).后移的下壁低速区形成的诱导激波使得上壁也出现了低速区,这又形成了气动喉道,并且其面积较大($T=0.60$).当地较



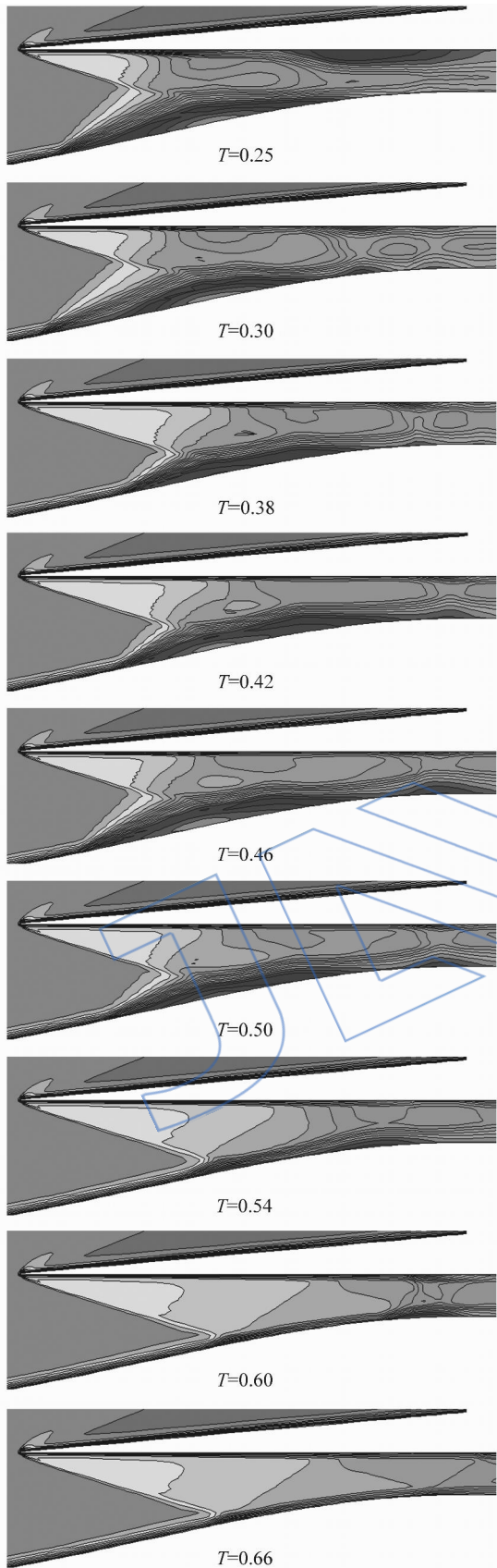


图 5 $Ma=3.5$ 时进气道内收缩段对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况
Fig.5 Time series of Mach number contours of the symmetry plane at $Ma=3.5$

强的流通能力使得流量不平衡的矛盾不再发生,因此该气动喉道能够不断地后移并最终进入隔离段,内收缩段内的波系完全建立 ($T=0.66$).

图 6 给出了 $Ma=3.5$ 时隔离段对称面静压等值分布图随时间的变化情况.

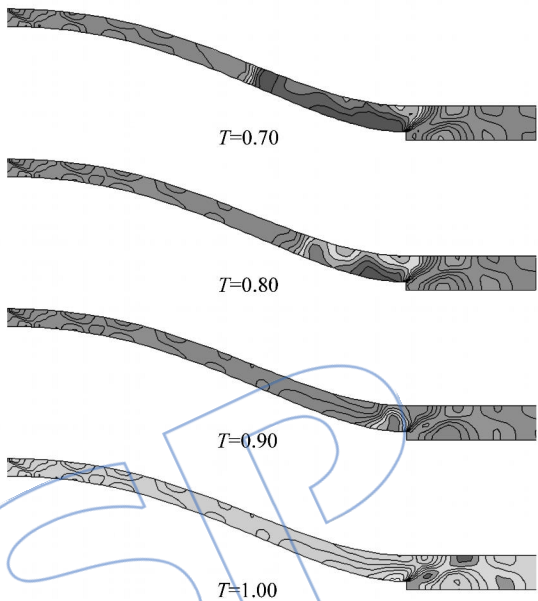


图 6 $Ma=3.5$ 时隔离段对称面静压等值分布图随时间的变化情况
Fig.6 Time series of static pressure contours of the symmetry plane of the isolator at $Ma=3.5$

可以看出,由于以上过程中进入隔离段的流量总体上大于流出,因此隔离段内存在气流堆积,在上游来流的冲击下聚集在隔离段后部从而形成高静压、高密度区 ($T=0.70$). 虽然隔离段出口流场尚未完全建立,出口气流速度还较低,但气流的高密度使得隔离段出口流量大于其进口流量,气流堆积的情况得以缓解,高静压区不断减小、后移,隔离段内的波系逐渐形成 ($T=0.80\sim0.90$). 与此同时,隔离段出口气流速度逐渐增大,其密度则以更快的速度减小,这使得出口流量不断减小并逐步接近进口流量,最终进出流量平衡,隔离段内的波系完全建立,进气道起动 ($T=1.00$).

3.2 不起动特性

先将 Ma 减小到 3.2,图 7 给出了 $Ma=3.2$ 时隔离段对称面亚声速区. 容易看出,进气道还能起动,隔离段内未见异常波系. 继续减小 Ma 到 3.1,图 8 给出了 $Ma=3.1$ 时隔离段对称面亚声速区.

可以看出,来流马赫数的不断减小使得隔离段内形成了临界截面,出现了壅塞,但进气道仍可

以起动.此外,从亚声速区的分布还可以看出,壅塞诱导产生的是斜激波系而非正激波,斜激波系起始点下游的流场中间仍为超声速流,这应该与边界层的影响有关;同时还可以发现,隔离段内的超声速区形成了收敛-扩张通道,这可能与后台阶形成的扩张通道有关.继续减小 Ma 到 3.0,图 9 给出了 $Ma=3.0$ 时进气道对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况.

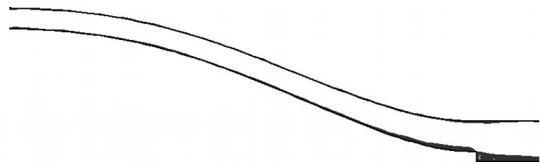


图 7 $Ma=3.2$ 时隔离段对称面亚声速区
Fig.7 Subsonic zone of the symmetry plane of the isolator at $Ma=3.2$

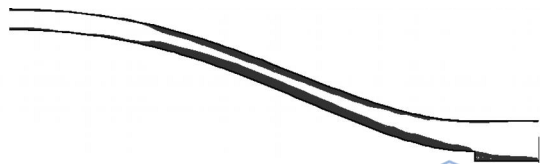


图 8 $Ma=3.1$ 时隔离段对称面亚声速区
Fig.8 Subsonic zone of the symmetry plane of the isolator at $Ma=3.1$

可以看出,来流马赫数继续减小,隔离段内的临界截面前移,隔离段进出流量平衡被打破,结尾波系开始前移;同时,来流马赫数的减小使得内收缩段也出现了流量不平衡,几何喉道前开始形成气动喉道,静压升高,当地上下壁逐渐形成低速区 ($T=0.14$).上下壁低速区有所增大,气动喉道缓慢前移,隔离段内的结尾波系则以较快速度前移 ($T=0.41$).气动喉道前移速度有所加快,但其上下壁低速区的后缘几乎已被结尾波系赶上 ($T=0.68$).随后,气动喉道加速前移,其低速区的后缘已被结尾波系赶上 ($T=0.82$).两者合为一体并快速前移,结尾波系的下壁起始点已至唇罩激波入射点处 ($T=0.89$).下壁低速区与唇罩入射激波相互作用从而形成很大的回流区,诱导斜激波的起始点已移出唇口 ($T=0.96$).最终,诱导斜激波被推出,进气道的捕获流量开始减小,进气道不起动 ($T=1.00$).

3.3 再起动特性

考虑到该进气道的起动马赫数是 3.5 以及可能的迟滞廻路现象,先将 Ma 增加到 4.0,进气道

不能再起动;然后依次增加到 4.1~4.4,依旧不起动;最后,将 Ma 增加到 4.5,进气道再起动.图 10 给出了低于再起动马赫数时的进气道对称面

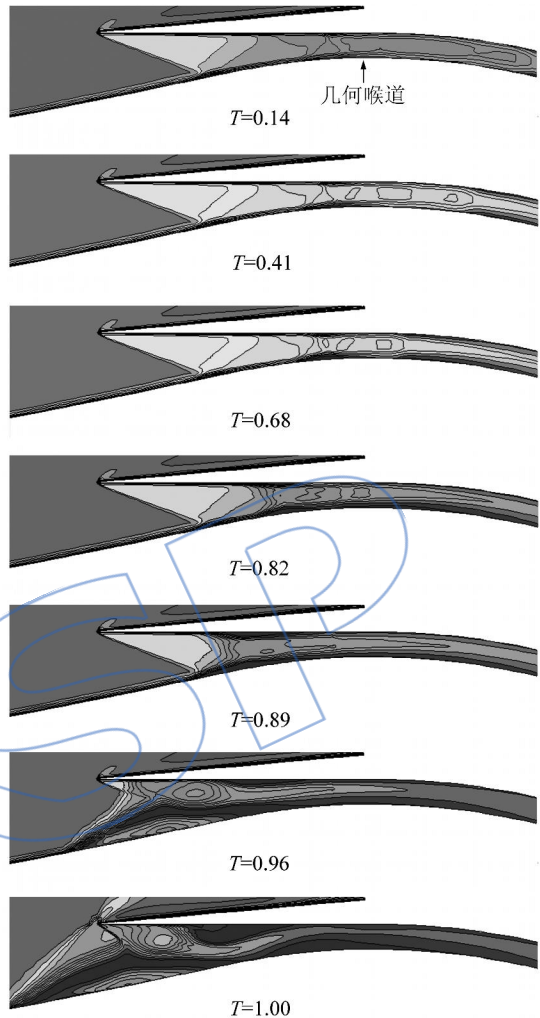


图 9 $Ma=3.0$ 时进气道对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况
Fig.9 Time series of Mach number contours of the symmetry plane at $Ma=3.0$

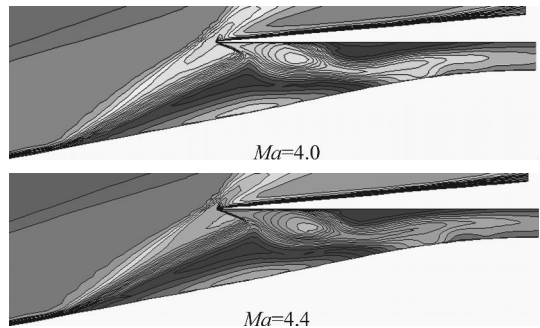


图 10 低于再起动马赫数时的进气道对称面马赫数等值分布图
Fig.10 Mach number contours of the symmetry plane when free stream Mach number below restart Mach number

马赫数等值分布图.

对比可发现,在低于再启动马赫数时,随着 Ma 的增加,唇口外的诱导激波的激波角有所减小,进气道的捕获流量相应增大,流通能力逐渐增强,但通道内大范围的回流区未见明显变化.

图 11 给出了 $Ma=4.5$ 时进气道对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况.

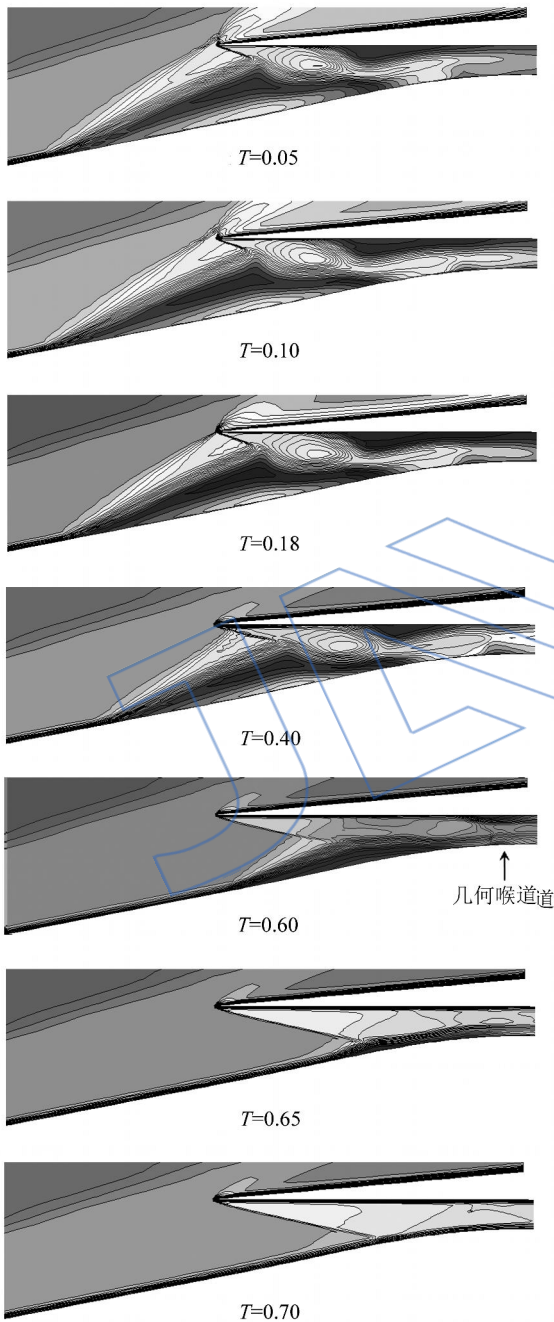


图 11 $Ma=4.5$ 时进气道对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况

Fig. 11 Time series of Mach number contours of the symmetry plane at $Ma=4.5$

可以看出,唇口外的诱导激波的封口程度较 $Ma=4.4$ 时(参见图 10)有所提高,进气道的捕获流量增大($T=0.05$).进气道流通能力虽有所增强但仍略显不足,流量不平衡的矛盾产生,通道内静压升高,唇口外的回流区前移,诱导激波的封口程度有所减小($T=0.10$,需仔细对比两图).后掠唇罩侧板的横向溢流缓和了上述矛盾,最终矛盾得以解决,唇口外的回流区后移,诱导激波封口($T=0.18$).回流区不断被吸入,唇罩入射激波开始形成($T=0.40$).然后,回流区全部进入内通道,其范围明显减小,后移的上下壁低速区在几何喉道前形成气动喉道($T=0.60$).随后,气动喉道进入隔离段,内收缩段内的回流区继续减小、后移,唇罩入射激波基本形成($T=0.65$).最后,回流区消失,内收缩段内的波系完全建立($T=0.70$).

图 12 给出了 $Ma=4.5$ 时隔离段对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况.

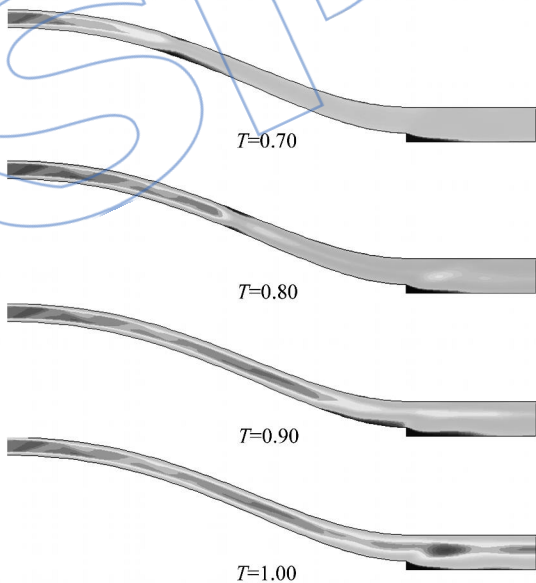


图 12 $Ma=4.5$ 时隔离段对称面马赫数等值分布图随时间的变化情况

Fig. 12 Time series of Mach number contours of the symmetry plane of the isolator at $Ma=4.5$

可以看出,在内收缩段建立正常反射波系的同时,气动喉道已移至隔离段中部上游($T=0.70$),随后移到其中部($T=0.80$),然后快速移至隔离段出口前($T=0.90$).最终,气动喉道移出,隔离段内的波系完全建立,进气道再启动($T=1.00$).

图 13 给出了进气道不起动和再启动过程中流量系数随 Ma 的变化曲线.

容易看出,随着 Ma 的减小,进气道流量系数逐渐减小,并在 $Ma=3.0$ 时急剧下降,进气道不起动;然后增大 Ma ,流量系数虽不断增加但远低于相应起动状态的数值,当 $Ma=4.5$ 时,流量系数迅速上升并达到起动状态的数值,进气道再起动。

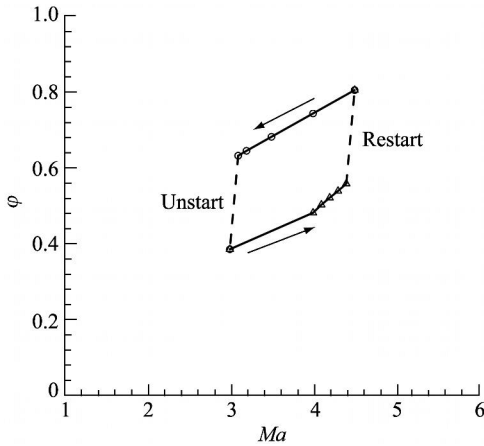


图 13 进气道不起动和再起动过程中流量系数的变化曲线

Fig. 13 Mass flow ratio in the unstart and restart process

此外,考虑到该进气道的理论内收缩比为2.4,而起动马赫数是3.5,再起动马赫数是4.5,两者均较低且相差不大,这应当归功于唇罩侧板后掠。

4 结 论

对前期工作中的定几何多模块轴对称高超声速进气道的起动/再起动过程的非定常流态进行了数值研究,分析了单模块唇罩侧板后掠对进气道起动/再起动性能的影响。结论如下:

1) 在起动/再起动过程中,低速区形成的气动喉道在内收缩段内的移动存在反复,这是由于进气道流通能力暂时不足所致,而唇罩侧板后掠形成的横向溢流缓解了流量不平衡的矛盾,改善了进气道的起动/再起动性能,因此可在类似进气道设计中考虑这一构型;

2) 内收缩段内的激波/边界层相互作用较强,成为进气道起动的瓶颈;

3) 该进气道起动马赫数和再起动马赫数不同,其原因是计算的初始条件不同,起动过程中进气道是零速度、来流静压值初场,反压较低,而再起动过程是不起动初场,反压较高,这也表明进气道采用抛帽转级有助于降低起动马赫数。

参考文献:

[1] Huebner L D, Rock K E, Ruf E G, et al. Hyper-X flight

engine ground testing for X-43 flight risk reduction[R]. AIAA 2001-1809, 2001.

[2] 王翼,范晓楠,梁剑寒,等. 开启式高超声速进气道启动性能试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1014-1018.

WANG Yi, FAN Xiaoqiang, LIANG Jianhan, et al. Experimental investigation on the starting characteristics of a hypersonic inlet with moving entrance door[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1014-1018. (in Chinese)

[3] 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, 321.

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, 321. (in Chinese)

[4] Hagenmaier M A, Tam C J, Chakravarthy S. Study of moving start door flow physics for scramjet[R]. AIAA 99-4957, 1999.

[5] Holland S D. Experimental investigation of generic three-dimensional sidewall-compression scramjet inlets at Mach 6 in tetrafluoromethane[R]. NASA TM-4497, 1993.

[6] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[R]. AIAA 2003-0012, 2003.

[7] Smart M K. Experimental testing of a hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 276-283.

[8] 袁化成,梁德旺. 抽吸对高超声速进气道启动能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 525-528.

YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Effect of suction on starting of hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 525-528. (in Chinese)

[9] 王卫星,袁化成,黄国平,等. 抽吸位置对高超声速进气道启动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 918-924.

WANG Weixing, YUAN Huacheng, HUANG Guoping, et al. Impact of suction position on starting of hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 918-924. (in Chinese)

[10] Haberle J, Gulhan A. Investigation of the performance of a scramjet inlet at Mach 6 with boundary layer bleed[R]. AIAA 2006-8139, 2006.

[11] Haberle J, Gulhan A. Investigation of the flow field of a 2d scramjet inlet at Mach 7 with optional boundary layer bleed[R]. AIAA 2007-5068, 2007.

[12] 李璞,郭荣伟. 混合模块发动机超燃模块进气道的数值仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(2): 176-180.

LI Pu, GUO Rongwei. Numerical simulation of hypersonic inlets for scramjet modules of dual combustor ramjet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(2): 176-180. (in Chinese)