

文章编号: 1000-8055(2012)12-2733-09

# 低于自起动马赫数时高超进气道的 非定常流动特性

王卫星, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 采用非定常数值仿真的方法研究了低于自起动马赫数时高超声速进气道的非定常流动特性。研究表明: 低于进气道自起动马赫数时, 进气道处于不起动状态, 流场发生喉道壅塞性振荡现象, 其流场振荡频率为 250 Hz。流场振荡主要发生在喉道之前, 对其后流场影响相对较小, 扰动信号由喉道以当地气流速度向下游传播。隔离段长度对喉道壅塞性流场振荡几乎没有影响。飞行马赫数较小时流场未出现振荡现象, 当飞行马赫数靠近自起动马赫数时流场出现周期性振荡现象, 并且随着飞行马赫数的增大, 此类流场振荡趋于强烈; 进气道压差阻力随着时间推进呈现周期性变化, 振荡频率同样为 250 Hz。

**关键词:** 流场振荡; 非定常; 流场特性; 高超声速进气道; 数值仿真

**中图分类号:** V211.3

**文献标志码:** A

## Unsteady characteristics of hypersonic inlet below self-starting Mach number

WANG Wei-xing, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** The unsteady characteristics of a hypersonic mixed-compression inlet below the self-starting Mach number were numerically studied. The results show that the inlet works at un-starting mode, and oscillation phenomenon of the flow in the inlet appears with a frequency of about 250 Hz. The flow oscillation occurs primarily in front of the throat and attenuates downstream the throat. The disturbance propagates downstream from the throat with the speed of the flow. The ratio of the length to height of the isolator has no effect on the flow oscillation, but the Mach number of the freestream affects the flow oscillation greatly. With the freestream Mach number approaching to the self-starting Mach number, the flow oscillation becomes more and more intense, but the flowfield retains steady when the freestream Mach number is too low. The pressure drag of the inlet also fluctuates periodically with the frequency of about 250 Hz.

**Key words:** flow oscillation; unsteady; flow characteristics; hypersonic inlet; numerical simulation

高超声速进气道作为高超推进系统的主要气流压缩部件, 其性能直接影响推进系统的工作特

性。高超推进系统能够正常工作的前提是进气道处于稳定起动状态, 否则高超声速飞行难以实现,

收稿日期: 2011-12-13

网络出版地址: [http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2733\\_015.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2733_015.html)

作者简介: 王卫星(1981-), 男, 河南商丘人, 博士生, 主要从事高超声速内流空气动力学及进气道设计工作。

E-mail: wwxbaby@163.com

因此起动性能是高超进气道的 1 个关键性能指标. 进气道一般处于 2 种工作状态: 起动状态与不起动状态. 导致进气道处于不起动状态的因素很多, 比如飞行马赫数低于其自起动马赫数、燃烧室反压过高、飞行攻角过大等. 研究发现正常工作的进气道发生不起动时其压缩面瞬时压力载荷将增大 20 倍<sup>[1]</sup>, 阻力系数增大 5 倍<sup>[2]</sup>, 同时伴随热载荷的较大变化<sup>[3]</sup>, 这可能损坏飞行器的结构部件和飞行姿态; 进气道不起动时由于捕获流量较小, 燃烧室可能不能正常工作甚至熄火, 这对推进系统推力影响很大, 并且由于燃烧室熄火导致喷管燃气流量、速度、温度及压力均偏低. 对于升力体设计的高超飞行器, 其前体/进气道的压缩面及喷管均是提供升力的主要部件, 并且起到力矩配平的作用. 进气道发生不起动时, 飞行器推阻比瞬间减小, 压缩面产生的抬头力矩瞬间增大, 而喷管产生的低头力矩则瞬间减小, 这可能导致飞行器瞬间失控, 给飞行姿态控制带来较大困难. 因此进气道的不起动特性引起较大的关注, 科研工作者开展了大量的研究工作.

Wagner 等人<sup>[4-5]</sup>对一种高超声速进气道反压引起的不起动流场特性开展了试验研究, 研究发现在反压引起的进气道不起动过程中, 结尾激波以 26 m/s 的速度通过隔离段向上游移动, 并且不起动流场存在 124 Hz 的流动脉动. 采用高速摄影技术及 PIV (particle image velocimetry) 流场测试技术研究了进气道不起动过程中的流场结构变化, 并进行了动态压力测试与功率谱分析. Weiting<sup>[1]</sup>和 Rodi 等<sup>[6]</sup>各自测试了反压引起的进气道不起动过程中激波的瞬时传播速度, 分别为

10~27 m/s 和 55~70 m/s. Shimura<sup>[2]</sup>, Rodi<sup>[6]</sup>, Hawkins 等<sup>[7]</sup>研究表明进气道发生不起动时压力脉动增大, 并且存在频率为上百赫兹的流场振荡. McDaniel 等<sup>[8]</sup>指出在燃烧室侧壁点火容易引起附面层分离, 进而引发进气道不起动. Tan 等人<sup>[9-10]</sup>对反压引起的进气道不起动的流场振荡现象及进气道不起动的不稳定特性开展了动态试验研究. 李留刚等<sup>[11]</sup>分析了进气道处于不起动状态的压力信号特征并给出了预测进气道不起动的预警方法.

高超进气道高空起动方式大体有两种, 即抛帽盖式的脉冲起动与加速自起动. 对于加速自起动, 进气道在飞行速度未达到起动马赫数之前较长一段时间内将处于不稳定的不起动状态, 这种状态下进气道的流场特性如何及其将对飞行器结构产生何种影响值得关注. 但以上研究工作偏重于反压引起的进气道不起动时的流场特性, 对低于自起动马赫数时进气道的流场特性未有涉及. 因此本文将开展低于自起动马赫数时高超声速进气道的非定常流场特性的研究工作.

## 1 物理模型

针对自起动马赫数为 4.0, 设计马赫数为 6.5 的定几何轴对称混压式高超声速进气道开展低于自起动马赫数时的流场非定常特性研究工作. 图 1 给出了该进气道模型的示意图及主要尺寸, 外压段采用 3 级压缩, 其中第 2 级, 第 3 级采用曲面压缩, 进气道总收缩比为 7.3, 内收缩比为 1.8. 隔离段长高比分别为 0.7 及 1.3, 隔离段沿流向面积扩张以补偿附面层的发展.

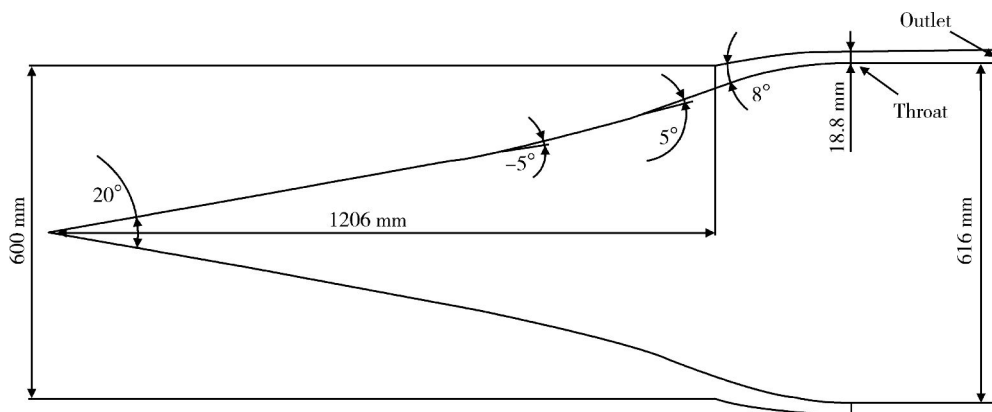


图 1 进气道示意图(单位:mm)

Fig. 1 Schematic diagram of the inlet model (unit:mm)

## 2 数值模拟

### 2.1 计算方法

本文对流场进行全黏性 N-S 方程求解,无黏对流通量的分裂格式采用 Roe 格式,采用 2 阶迎风格式离散,时间项采用 2 阶精度,湍流模型选用 shear-stress transport (SST)  $\kappa-\omega$  模型. 采用理想气体模型并考虑比热容及导热系数随温度的变化,其中比热容随温度的变化采用 5 次多项式拟合,导热系数随温度的变化采用 Sutherland 公式求解. 应用双时间步进 (dual-time stepping) 隐式的时间离散方法求解非定常流场. 其中物理时间步长依据以下公式给定:

$$t < \frac{\text{最小网格尺寸}}{\text{特征波速}}$$

计算中监测全场残差、喉道流量以及喉道的马赫数、压力等,收敛以各方程的残差均下降 3 个数量级或继续迭代残差不再下降同时流量与马赫数、压力稳定为准则.

### 2.2 计算网格及边界条件

为减小计算量,对  $0^\circ$  攻角工作条件下的轴对称进气道采取二维轴对称数值仿真. 图 2 给出了计算域与计算网格,网格在壁面与唇罩附近进行了加密处理,壁面为无滑移绝热壁面.

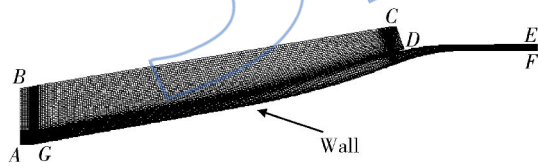


图 2 计算域及计算网格

Fig. 2 Computational domain and grids

边界 AB, BC 赋压力远场边界条件, CD, EF 赋压力出口边界条件, AG 为对称轴. 飞行条件见表 1.

表 1 来流条件

Table 1 Parameters of flying

高度/km	马赫数	静压/Pa	静温/K
18.5	3.00	6995	216.65
18.5	3.40	6995	216.65
18.5	3.55	6995	216.65
18.5	3.65	6995	216.65

### 2.3 数值方法校验

采用 Izumi 等人<sup>[12]</sup>开展的运动激波聚焦反射试验对本文采用的数值计算方法的非定常气动问题处理能力进行了验证. 试验中激波反射器的型面可表述为  $X = CY^2$ , 本文选取缩放因子  $C=0.5$ , 激波运动马赫数为 1.5. 图 3 给出了运动激波聚焦反射过程中不同时刻的流场结构, 其中上半图为试验纹影图谱, 下半图为数值仿真结果, 时间  $t$  采用  $\gamma^{1/2} \cdot D/a$  进行了无量纲化处理, 用  $\bar{t}$  表示. 从图 3 可以看出所采用的非定常数值计算方法能够较准确模拟出运动激波聚焦反射过程中流场结构的复杂变化, 可见此非定常数值计算方法具有一定的可信度.

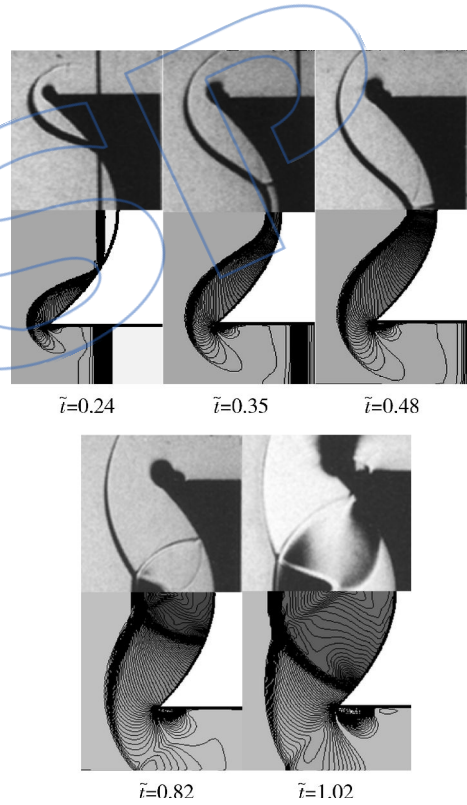


图 3 激波聚焦反射非定常过程

Fig. 3 Unsteady process of shock focusing and reflecting

## 3 结果与分析

### 3.1 进气道不起动流场非定常特性

图 4 给出了  $Ma=3.55, t=17 \text{ ms}$  时刻进气道的流场, 其中隔离段长高比为 13. 从图中可以明显看出在进气道内压段进口压缩面肩部存在严重的气流分离, 分离包前缘诱发产生分离激波, 并且分离激波远离唇罩前缘, 导致较大的溢流, 流入进

气道的流量较小,进气道处于不起动状态.



图 4  $Ma=3.55, t=17\text{ms}$  时不起动流场

Fig. 4 Un-starting flowfield at  $Ma=3.55, t=17\text{ms}$

图 5 给出了喉道处流量随时间的变化,从图可以看出喉道处流量随时间呈周期性振荡,流场处于非定常不稳定周期性振荡状态.从图还可以看出流量的振荡周期大约为 4 ms,即振荡频率为 250 Hz.

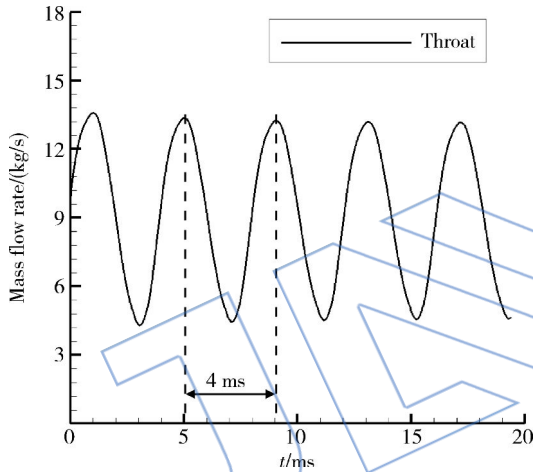


图 5 喉道处流量随时间的变化

Fig. 5 Variation of mass flow rate at the throat with time

喉道流量随时间的周期性振荡源于流场结构的周期性变化,为了分析流场结构随时间的变化,图 6 给出了 1 个振荡周期内不同时刻流场的马赫数等值图,其中表征时间的变量采用流场振荡周期进行了无量纲化处理,时间用  $T$  表示,范围为  $0\sim 1.000$ .  $T=0, T=1.000$  时刻对应喉道流量最大值,  $T=0.500$  时刻对应喉道流量最小值.从图可以看出整个流场结构随时间变化以  $T=0.500$  为界可以分为 2 个阶段,  $T=0$  到  $T=0.500$  这段时间内随着时间推进,分离包逐渐增大,其前缘向上游移动一直到第 3 级压缩面.分离包诱发的分离激波同样随着分离包增大而向上游移动,在这个过程中分离激波逐渐远离唇罩,在唇罩外侧造成溢流,并且同第 3 道压缩波发生波波相干现象.在  $T=0.500$  时分离包最大,起始点处在第 3 级

压缩面上,分离激波最终取代第 3 道压缩激波,此时溢流最大,流量捕获最小.  $T=0.500$  到  $T=$

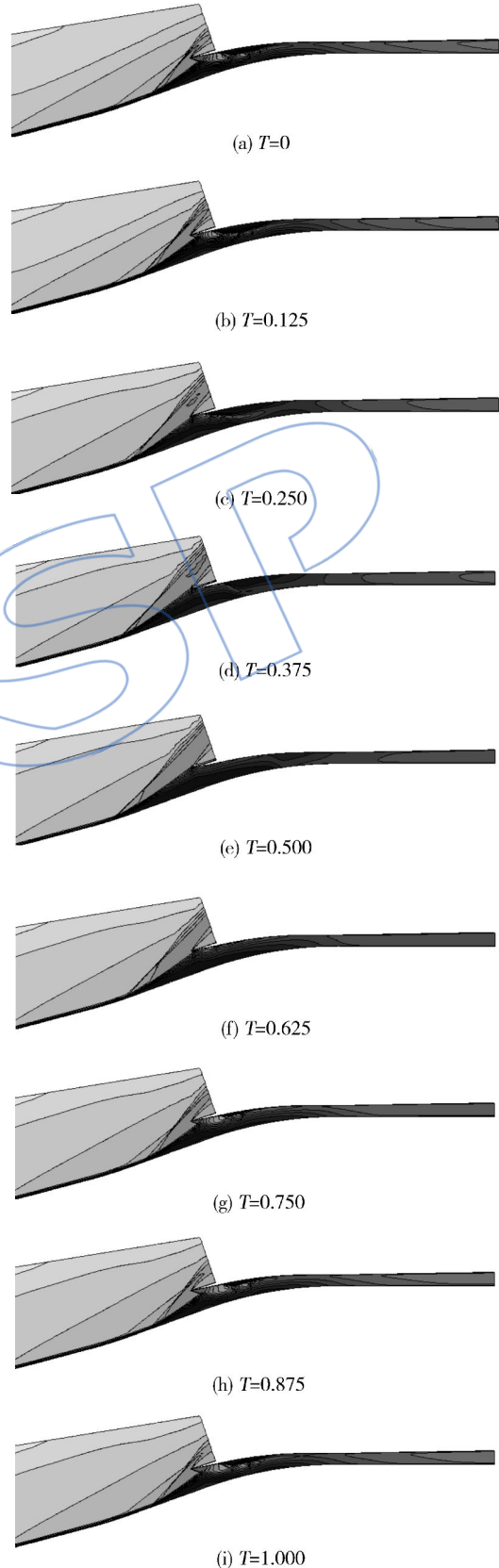


图 6 流场结构随时间的变化

Fig. 6 Variation of the flowfield structure with time

1.000 这段时间内,由于流量较小,造成内通道空间富余,压力降低,随着时间推进分离包逐渐变小,分离激波逐渐靠近唇罩,进气道流量捕获逐渐增大,  $T=1.000$  时刻分离包最小,此时分离激波离唇罩最近,进气道流量捕获最大. 从图还可以看出分离包大小及形态随时间是动态变化的.  $T=0$  到  $T=0.250$  这段时间内分离包外缘与唇罩内壁之间存在一超声通道并存在激波串结构. 随着时间推进,分离包逐渐增大,分离包外缘与唇罩内壁之间的超声通道被进一步挤压,到  $T=0.375$  时刻基本消失.  $T=0.500$  到  $T=1.000$  这段时间内分离包形态的变化过程基本相反.

图 7 给出了 1 个振荡周期内  $T=0\sim 0.500$  区间不同时刻中心锥壁面的压力沿程分布图. 从图可以看出壁面压力峰值与喉道流量随时间的变化规律相同,即分离包变小的过程中壁面压力峰值逐渐增大,当分离激波离唇罩最近时进气道流量捕获最大,壁面压力峰值最大. 分离包变大的过程中壁面压力峰值变化趋势则相反. 随着时间的推进,流场结构的演变,壁面压力分布有较大的改变,对于升力体布局的飞行器,这势必对其升力及力矩产生较大的影响,给飞行器的姿态控制带来困难. 周期性的壁面压力振荡反映流场结构的周期性变化,这将对飞行器的结构带来损坏,且一旦其振荡频率与飞行器固有频率相同或者接近将引起共振可能导致飞行器结构解体.

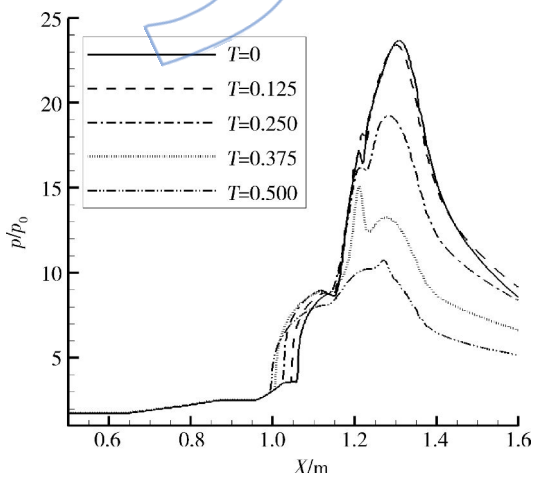


图 7 不同时刻壁面沿程压力分布

Fig. 7 Distribution of pressure along the wall at different times

### 3.2 进气道性能的非定常特性

图 8、图 9 分别给出了喉道处流量平均的压力及马赫数随时间的变化. 同流量一样,压力与马

赫数随着时间推进均呈周期性振荡,其中压力振幅达到来流静压的 5.5 倍左右,马赫数则一直在 1.0 上下振荡,振幅约  $Ma=0.14$ . 与图 5 喉道处流量随时间的变化对比分析可以发现,压力随时间的变化历程与流量随时间的变化历程基本保持一致,并且周期相同均为 4 ms,即进气道流量捕获最大时,喉道处压力也最大. 由此可见:进气道在低于自启动马赫数发生流场振荡时,随着分离包变小,流量捕获增大,喉道处气流堵塞程度加剧,压力升高;在此高压及唇罩斜激波扰动下分离包变大,喉道流量随之减小,喉道处气流堵塞程度减缓,内通道空间富余,压力随之减小. 可见流场结构、压力及流量三者之间耦合程度很高.

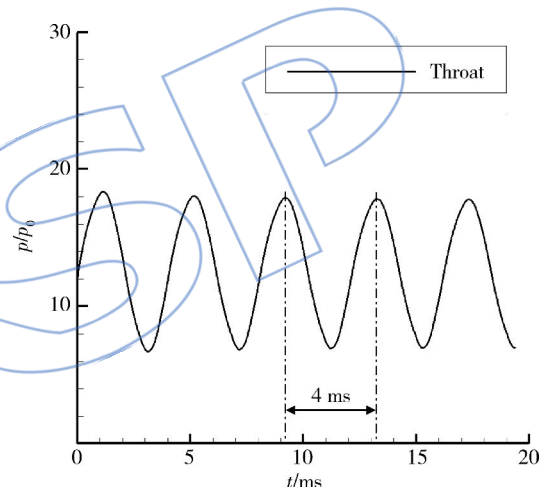


图 8 喉道处压力随时间的变化

Fig. 8 Variation of pressure at the throat with time

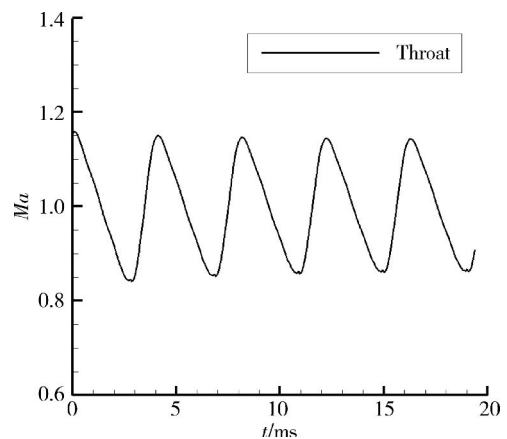


图 9 喉道处马赫数随时间的变化

Fig. 9 Variation of Mach number at the throat with time

图 10 给出了喉道及进气道出口处流量平均压力的时间变化历程. 从图可以看出喉道及进气

道出口压力随时间推进均呈周期性振荡,并且振荡周期相同,均为 4 ms.但是进气道出口压力比喉道均值小大概 4.5 倍来流静压,且振幅也相对较小,可见低于自起动马赫数进气道发生流场振荡时其影响区域主要是喉道之前的流场,对其后流场影响相对较小,其不起动根本原因在于喉道太小发生壅塞,捕获的流量不能完全通过导致的,发生流场振荡及不起动的机理不同于反压引起的喘振及不起动,本文定义此类振荡现象为喉道壅塞性流场振荡.同时还发现虽然进气道出口与喉道处的压力随时间的振荡频率相同,但是进气道出口的压力峰谷值出现时间比喉道处的压力峰谷值出现时间滞后,分析认为在流场振荡过程中向下游产生了脱涡,并且以当地流速向下游传输,此脱涡影响下游流场.

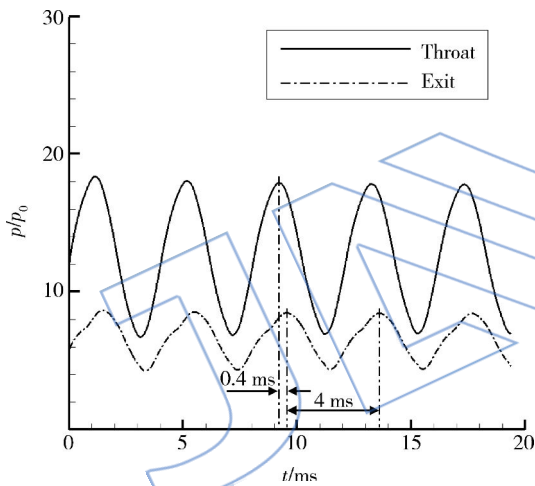


图 10 进气道出口及喉道处压力随时间的变化  
Fig. 10 Variation of pressure at outlet and the throat of inlet with time

图 11 给出 1 个振荡周期内进气道压差阻力系数随时间的变化.从图可以看出压差阻力系数随时间推进同样呈周期性振荡,周期为 4ms,频率为 250 Hz,振幅达 0.011C<sub>d</sub>.这将导致飞行器推阻比的周期性振荡,对飞行器飞行姿态控制及结构安全带来挑战.

### 3.3 进气道隔离段长度对其不起动非定常流场特性的影响

图 12 给出了配置不同隔离段长度的进气道,飞行马赫数为 3.55, T=0.500 时刻(即流量捕获最小时刻)的流场结构图.从图可以看出进气道喉道之前流场结构基本相同,分离包起始位置、分离包形态等基本相同.可见隔离段长度对喉道前流

场几乎没有影响,表明喉道壅塞性流场振荡主要受喉道前内通道型面及波系结构影响.

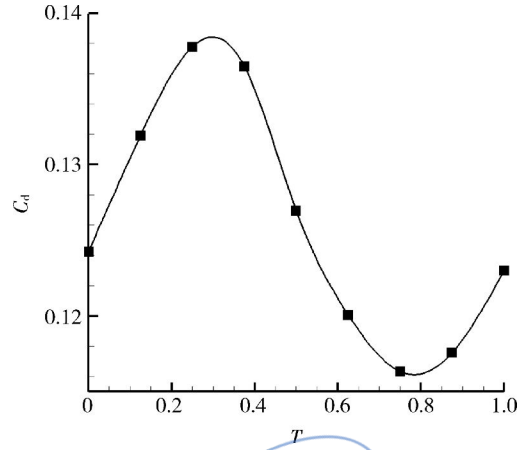


图 11 压差阻力系数随时间的变化  
Fig. 11 Variation of pressure drag coefficient with time

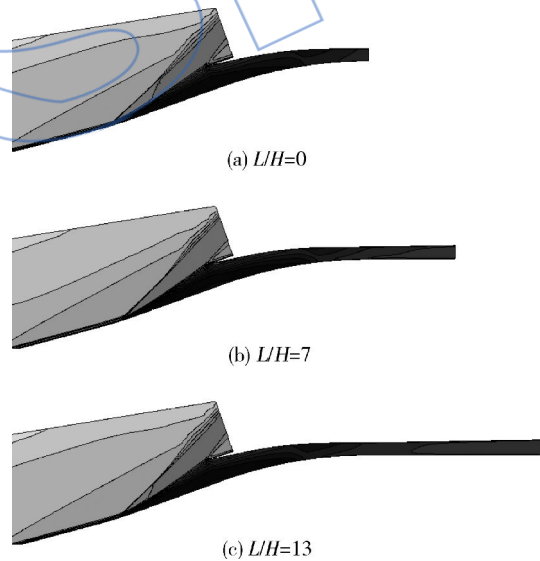


图 12 Ma=3.55, T=0.500 时刻流场结构  
Fig. 12 Flowfield structure of inlet at Ma=3.55 when T=0.500

图 13、图 14 分别给出了隔离段长高比为 0, 7, 飞行马赫数为 3.55 时喉道及进气道出口流量平均压力随时间的变化历程.从图可以看出压力随时间呈现周期性振荡,并且振荡周期均为 4 ms.从图 14 还可以看出进气道出口压力峰值出现时间比喉道处压力峰值出现时间同样滞后.可见隔离段长度对喉道壅塞性流场振荡的振荡频率几乎没有影响.

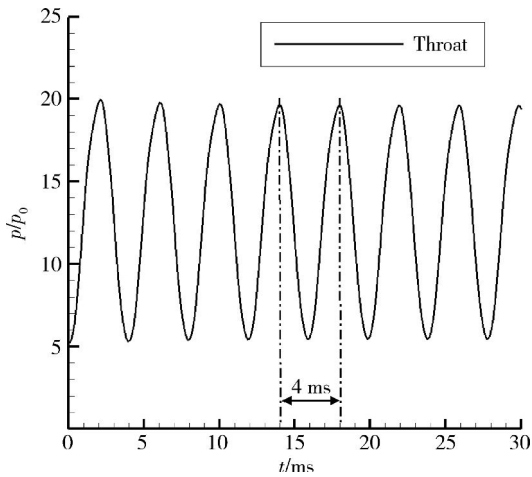


图 13 隔离段长高比为 0 时,喉道处压力随时间的变化

Fig. 13 Variation of pressure at the throat with time when the ratio of the length to height of the isolator equals 0

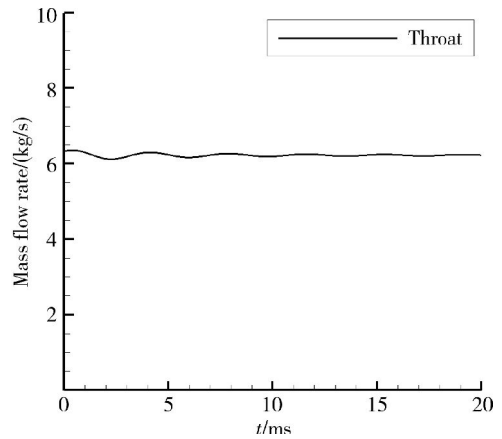


图 15 飞行马赫数为 3.0 时,喉道处流量随时间的变化

Fig. 15 Variation of mass flow rate at the throat with time when the freestream Mach number equals 3.0

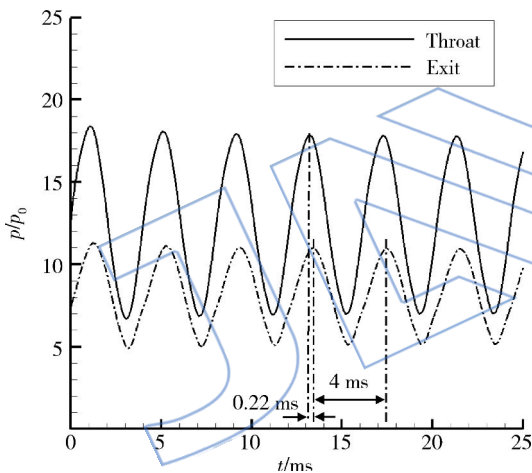


图 14 隔离段长高比为 7 时,喉道处压力随时间的变化

Fig. 14 Variation of pressure at the throat with time when the ratio of the length to height of the isolator equals 7

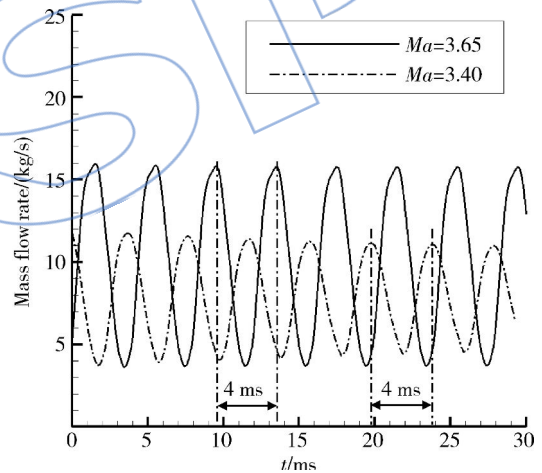


图 16 Ma=3.40, Ma=3.65 时,喉道处流量随时间的变化

Fig. 16 Variation of mass flow rate at the throat with time when the freestream Mach numbers equal 3.40 and 3.65

### 3.4 来流条件对进气道不起动非定常流场特性的影响

图 15 给出了飞行马赫数为 3.00 时进气道喉道处流量随时间的变化历程,从图可以看出随着时间推进,喉道处流量基本稳定.可见飞行马赫数较低时,进气道不起动流场基本保持稳定,没有出现明显的周期性振荡现象.

图 16 给出了飞行马赫数为 3.40,3.65 时喉道处流量随时间的变化历程,从图可以看出喉道处流量随时间推进呈现周期性振荡,并且振荡周

期约为 4ms,这反映出流场结构的周期性变化.图 17、图 18 分别给出了  $Ma=3.40, Ma=3.65$  时 1 个振荡周期内  $T=0$  和  $T=0.500$  时刻的流场结构图,从图可以看出  $T=0$  时刻分离包最小,此时进气道捕获流量最大, $T=0.500$  时刻分离包最大,此时捕获流量最小.

对比分析图 5、图 16 可以发现,流场发生周期性振荡时,随着飞行马赫数的增大(逐渐靠近起动机马赫数),喉道处流量振荡越来越剧烈,振幅越来越大,捕获的最小流量(流量谷值)随着飞行马赫数的增大越来越小.对比分析图 6、图 17、图 18

流场结构图可以发现:随着飞行马赫数的增大, $T=0.500$ 时刻,分离包逐渐增大,分离包前缘位置靠前, $Ma=3.65$ 时分离激波已经完全取代第3道压缩激波,而 $Ma=3.40$ 时分离激波处在第3道压缩激波下游; $T=0$ 时刻,随着飞行马赫数的增大,分离包越来越小, $Ma=3.65$ 时分离激波打在唇罩前缘,而 $Ma=3.40$ 时分离激波远离唇罩前缘.这意味着随着飞行马赫数的增大,分离包形态大小变化越来越剧烈,流场振荡趋于加剧.

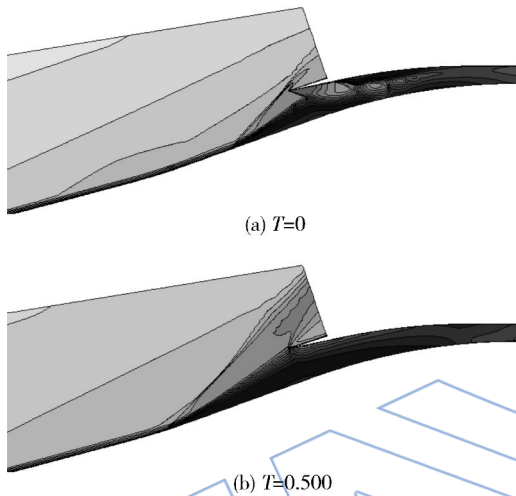


图 17  $Ma=3.40$ , 流场结构

Fig. 17 Flowfield structure of inlet at  $Ma=3.40$

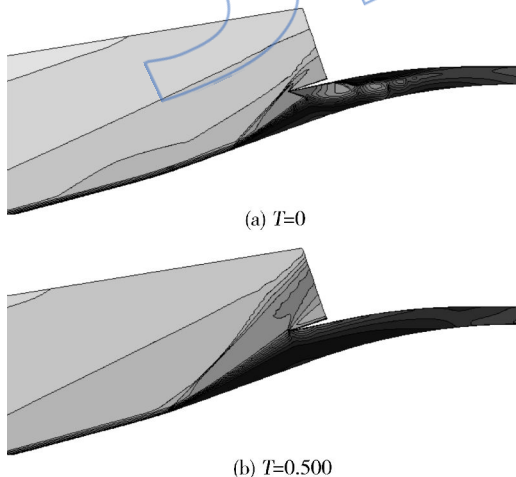


图 18  $Ma=3.65$ , 流场结构

Fig. 18 Flowfield structure of inlet at  $Ma=3.65$

## 4 结论

采用非定常数值仿真的方法研究分析了低于自启动马赫数时高超声速进气道的非定常特性,得到如下结论.

1) 低于自启动马赫数时,飞行马赫数对进气道流场的动态变化影响较大.飞行马赫数较低时( $Ma=3.0$ ),流场稳定未出现明显的非定常振荡现象;飞行马赫数靠近自启动马赫数时,流场出现频率为 250 Hz 的周期性振荡,并且随着飞行马赫数的增大,进气道流场的非定常周期性振荡趋于加剧.喉道处压力、流量峰谷值出现时刻相同,与流场三者之间表现出强烈的耦合及相关性.

2) 低于自启动马赫数时,隔离段流场没有发生壅塞的前提下,隔离段长度对进气道流场振荡现象及振荡周期几乎没有影响.

3) 流场出现周期性振荡时,壁面压力分布及压力峰值随时间推进呈现周期性变化,这将给进气道结构带来损坏,给飞行器飞行姿态控制带来困难.

4) 流场出现周期性振荡时,进气道压差阻力随时间推进呈现周期性振荡,振荡频率同样为 250 Hz.这将导致飞行器推阻比的周期性振荡,影响飞行器飞行姿态控制及结构安全.

5) 低于自启动马赫数进气道流场发生周期性振荡时,其影响区域主要在喉道之前,对喉道之后流场影响较小.扰动由喉道以当地气流速度向下游传播.定义此类振荡现象为喉道壅塞性振荡.

## 参考文献:

- [1] Weiting A R. Exploratory study of transient unstart phenomena in a three-dimensional fixed-geometry scramjet engine[R]. NASA TND-8156, 1976.
- [2] Shimura T, Mitani T, Sakuranaka N, et al. Load oscillations caused by unstart of hypersonic wind tunnels and engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(3): 348-353.
- [3] McClinton C R, Hunt J L, Ricketts R H, et al. Airbreathing hypersonic technology vision vehicles and development dreams[R]. AIAA-1999-4978, 1999.
- [4] Wagner J L, Valdivia A, Yuceil K B, et al. An experimental investigation of supersonic inlet unstart[R]. AIAA-2007-4352, 2007.
- [5] Wagner J L, Yuceil K B, Clemens N T. PIV measurements of unstart of an inlet-isolator model in a Mach 5 flow[R]. AIAA-2009-4209, 2009.
- [6] Rodi P E, Emami S, Trexler C A. Unsteady pressure behavior in a ramjet/scramjet inlet[J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3): 486-493.
- [7] Hawkins W R, Marquart E J. Two-dimensional generic inlet unstart detection at Mach 2.5-5.0[R]. AIAA-95-6016, 1995.
- [8] McDaniel K S, Edwards J R. Three-dimensional simulation of thermal choking in a model scramjet combustor[R].



- AIAA-2001-0382, 2001.
- [9] Tan H J, Sun S, Yin Z L. Oscillatory flows of rectangular hypersonic inlet unstart caused by downstream mass-flow choking[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(1):138-147.
- [10] Tan H J, Guo R W. Experimental study of the unstable unstarted condition of a hypersonic inlet at Mach 6[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(4):783-788.
- [11] 李留刚, 谭慧俊, 孙姝, 等. 二元高超声速进气道不起动状态的信号特征及预警[J]. *航空学报*, 2010, 31(12):2324-2331.
- LI Liugang, TAN Hunjun, SUN Shu, et al. Signal characteristics and prediction of unstarting process for two-dimensional hypersonic inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(12):2324-2331. (in Chinese)
- [12] Izumi K, Aso S, Nishida M. Experimental and computational studies focusing processes of shock waves reflected from parabolic reflectors[J]. *Shock Waves*, 1994(3):213-222.

JALSP