

高速进气道低马赫数不起动特性及马赫数影响规律^{*}

贺理浩^{1,2}, 张启帆¹, 岳连捷¹, 张新宇^{1,2}, 王卫星³, 谭慧俊³

(1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049;

3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了探究进气道低马赫数不起动时的振荡特性, 本文结合一体化前体/进气道构型, 通过非定常仿真手段, 对比研究了来流马赫数变化对进气道低马赫数不起动振荡流场以及飞行器气动力的影响规律。结果表明: 低马赫数不起动时出现了稳定的振荡周期, 且周期随着来流马赫数的增大而增长。由于堵塞发生在喉道处, 其振荡流场单纯地表现为口部分离包的涨大和缩小, 并且沿程压力的均值和幅值都呈现出喉道高两头低的分布趋势, 而马赫数的增大会加剧此趋势。喘振周期中升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的变化趋势大致相反, 升阻比曲线则表现为随分离包吐出而增大、吞入而缩小的趋势。 C_L 和 C_D 随着马赫数增大是整体下降的, 但是脉动幅值变化不大, 升阻比对马赫数的变化也并不敏感。此外, 在进气道实现自起动过程中, 当喉道瞬时流量高于起动时的流量一定程度, 口部分离包将完全吞入。但定常仿真难以准确模拟该吞入过程, 因此定常仿真得到的自起动马赫数偏高。

关键词: 高速进气道; 低马赫数不起动; 非定常; 气动力; 自起动

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 10-2207-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200090

Unstart Characteristics of High Speed Inlet at Low Mach Number and Influence Law of Mach Number

HE Li-hao^{1,2}, ZHANG Qi-fan¹, YUE Lian-jie¹, ZHANG Xin-yu^{1,2}, WANG Wei-xing³, TAN Hui-jun³

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. College of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to explore the oscillation characteristics of the inlet unstart induced by the low Mach number inflow, an unsteady simulation study of a specific integration of the forebody and the inlet was carried out. A comparison of the oscillation flow field and the aerodynamic force of the aircraft under different incoming Mach numbers were performed. The results show that a stable periodic oscillation appears when the inlet is unstart at the low Mach number. And the cycle length of the periodic oscillation increases with the increase of the incoming Mach number. Due to the throttling in the inlet throat, the oscillation flow field can be divided into two stages, which are the increasing and decreasing stages of the separation bubble in the throat. Meanwhile, the dis-

^{*} 收稿日期: 2020-02-26; 修订日期: 2020-05-13。

基金项目: 国家自然科学基金 (11902325; 11472279; 11672309)。

作者简介: 贺理浩, 硕士生, 研究领域为高超声速空气动力学。

通讯作者: 张启帆, 博士, 助理研究员, 研究领域为内流空气动力学。

引用格式: 贺理浩, 张启帆, 岳连捷, 等. 高速进气道低马赫数不起动特性及马赫数影响规律[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2207-2217. (HE Li-hao, ZHANG Qi-fan, YUE Lian-jie, et al. Unstart Characteristics of High Speed Inlet at Low Mach Number and Influence Law of Mach Number[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10): 2207-2217.)

tribution trends of the mean and amplitude of the pressure along the tunnel both exhibit high at throat and low at both ends. And the increase of inflow Mach number will increase such trend. In the oscillation period, the variation trends of the lift coefficient C_L and the drag coefficient C_D are quite different, while the lift drag ratio curve is manifested as the trend of increasing with the throwing up of the separation bubble and decreasing with the swallowing of the separation bubble. C_L and C_D decrease with the increase of Mach number, but the amplitude of pulsation changes little, and the lift drag ratio is not sensitive to the change of Mach number. C_L and C_D both decrease with the increase of Mach number, but the amplitude of oscillation changes little. And the lift-drag ratio is not sensitive to the change of Mach number. In addition, in the process of self-starting, it is found that once the instantaneous flow in the throat is higher than that in the starting to a certain extent, the separation bubble at the throat can be swallowed completely. Because the swallowing process cannot be simulated by the steady simulation accurately, the self-starting Mach number obtained by the steady simulation is higher.

Key words: High speed inlet; Low Mach number unstart; Unsteady; Aerodynamic force; Self-start

1 引 言

吸气式高速飞行器具有反应灵敏、使用灵活、有效载荷大、飞行成本低、可以重复使用等优点,因此成为了各国在航空航天领域投入巨大人力物力来研发的热点和关键性技术之一^[1-2],而冲压发动机的性能在一定程度上决定了飞行器最终能达到的技术高度。进气道主要功能是为燃烧室提供所需流量、压力、温度的气流,作为发动机关键性的气动部件,其正常工作与否将直接决定发动机乃至飞行器的整体效能的发挥^[3]。

不起动作为进气道的一种非正常工作状态,指的是当进气道的流量捕获特性因内部流态的变化而发生了改变。自 Oswatitsch 等^[4]于 1944 年首次观测到超声速进气道的振荡流态(即喘振)以来,已有大量关于进气道不起动流态方面的研究^[5-12]。发现当高速进气道进入不起动状态时不仅会使流量系数和总压恢复系数大幅下降,严重影响发动机的推力性能,甚至伴随通道内急剧振荡的波系及压强产生的周期性的力载荷和热载荷,飞行器的结构会被破坏,控制难度大大上升^[13]。所以有必要对高速进气道的不起动状态进行研究,分析产生不起动的机理,探究避免不起动应该采取的措施。

基于现有的研究发现,由于高速进气道结构的多样性,以及外部条件都不尽相同,所以引起进气道不起动的原因是多方面的,主要有以下两种:(1)来流马赫数远低于设计马赫数或者内收缩比过大,导致捕获的气流不能全部通过喉道,在喉道处发生壅塞。(2)下游反压过大,压缩波系无法在进气道内正常建立,进而发生流动壅塞。由于后者流场振荡剧烈、对发动机和飞行器的破坏更大,且实验难度较

低,因此目前关于高速进气道不起动的研究主要集中在该部分,对其典型的高压气流积蓄及口部波系运动过程取得了一定的认识^[14-20]。

相对的,对于低马赫数来流引起的不起动问题中流动振荡则研究的较少。在仅有的相关研究中,基本均是在假设流场为定常状态下开展的^[21-24],但是在实际的非定常流场中是否会有类似下游堵塞引起的流动振荡现象以及振荡是否存在主频,都未有定论。此外,目前不起动研究多是针对单独的进气道,不起动流态对前体/进气道一体化飞行器气动特性的影响还鲜有涉及。本文结合一体化前体/进气道构型,通过非定常仿真手段,对比研究了来流马赫数变化对进气道低马赫数不起动振荡流场以及飞行器气动力的影响规律。

2 研究对象和仿真方法

2.1 研究对象

图 1 为本文所研究的下颌式布局进气道,其结构为一旋转体飞行器前体外加内转式进气道,整体结构左右对称。进气道捕获面积 0.098m^2 ,总收缩比 6.37,进气道设计马赫数为 6.0。由于本文并不涉及具体的飞行器结构设计,气动力计算结果只是用于作为不同状态的横向对比,因此为了便于计算和对比,气动力计算所选取的参考面积统一为 1.0m^2 。

2.2 计算方法

计算利用 FLUENT 软件中基于密度的 N-S 方程求解器,考虑到无侧滑条件下模型及流场具有对称性,为了减少运算时间,选取了模型及整个流动区域的一半作为仿真的计算域。采用 Ansys ICEM 进行结构网格划分,以六面体网格为主,整个计算域内的网格总数约为 560 万。为了适应黏性和激波捕捉的需

要,近壁附面层区采用了等比加密网格技术,进气道通道内的网格也相对较密(图2)。仿真选用了 $k-\omega$ SST湍流模型,壁面 y^+ 在1.0左右。采用二阶隐式格式进行非定常仿真,时间步长0.1ms,每时间步的最大子迭代次数设置为1800以保证每个子时间步均能收敛。计算过程中,对进气道出口处的质量流量及进气道喉道马赫数进行了监测,当监测曲线出现明显的周期性波动,结束运算。仿真中为了获得飞行器气动力的变化,还实时记录了飞行器的升阻力动态变化过程。

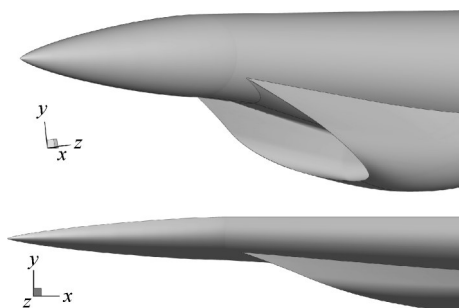


Fig. 1 Structure diagram of the integration of the forebody and the inlet of hypersonic vehicle

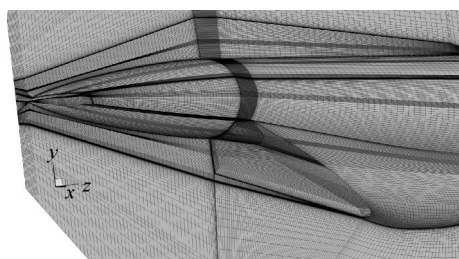


Fig. 2 Schematic diagram of grid division

由于无具体的应用背景,因此人为选取了飞行高度26km的状态,对应的来流静压2188Pa,静温222.5K,飞行器的攻角始终为 6° 。为了复现进气道低马赫数不起动的过程,所有的仿真均由 $Ma_0 3.0$ 时的进气道不起动流场作为初场计算,之后模拟的加速过程也只改变来流的马赫数,其余来流条件以及攻角均不变。

2.3 算例验证

为了校验本文所采用的非定常仿真计算方法是否适用于高速进气道不起动振荡流场的计算,以文献[14]中实验结果作为仿真校验依据,对其中的二元高超声速进气道(图3)不起动流场进行仿真计算。考虑到模型及流场具有对称性,因此选取了一半模型进行仿真网格划分,主要是六面体网格,对局部网格进行了加密,整个计算域内的网格总数约为350万(图4)。

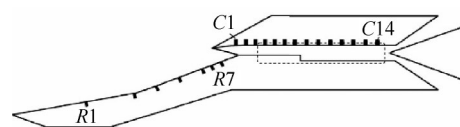


Fig. 3 Experimental model and specific position of each measuring point on the model

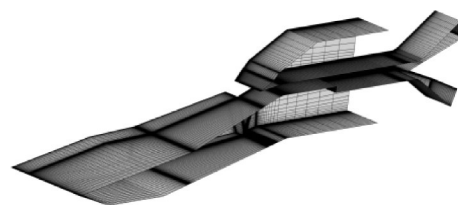


Fig. 4 Schematic diagram of wall grid

为了系统校验所采用的数值方法,对上述进气道的起动状态进行了定常仿真研究,并和试验结果进行对比。之后对该进气道的不起动过程进行了非定常仿真研究,并从流场结构、压力振荡特性等方面和试验结果进行了对比分析。

2.3.1 起动流态

采用定常数值模拟对该进气道的起动状态进行了仿真研究,并和已有试验结果进行了对比。图5(a)为来流马赫数4.92,出口处堵块完全放开($T_R=0\%$)时的试验及仿真纹影对照图,可以看到仿真纹影图中的压缩激波、诱导激波、反射激波、脱体激波以及后台阶自由剪切层等和试验结果吻合得非常好,两者获得的波系结构一致。图5(b)为起动状态下壁面静压沿程分布图,可以看到仿真和试验的沿程压力也基本重合。

2.3.2 不起动流态

借助上文介绍的非定常仿真方法,对试验中 $T_R=58\%$ 下的不起动振荡流场进行了非定常仿真计算。试验中高速纹影和瞬态压力测量检测到流场中出现了一定幅度且频率稳定的流场振荡,其振荡频率约为221Hz(图6),周期为4.52ms。同样的,为增强和试验结果的对比性,仿真中同样对试验测点位置的壓力进行了实时监控和输出。在下游堵塞引起的不起动振荡中,通道内流量在出口处存在快速的积蓄和泄除,因而位于最下游的C14测点压力脉动幅度是最大的,也是最具代表性的。图6给出了最能表征进气道大喘振荡特性的通道内最下游测点C14的仿真压力时间变化曲线。从图中可以看到仿真获得了近10个完整的振荡周期,且周期的重复性很好。由此可测得仿真喘振周期长度约为4.49ms,和试验所测得的周期相差无几,可见所采用的非定常仿真方法对

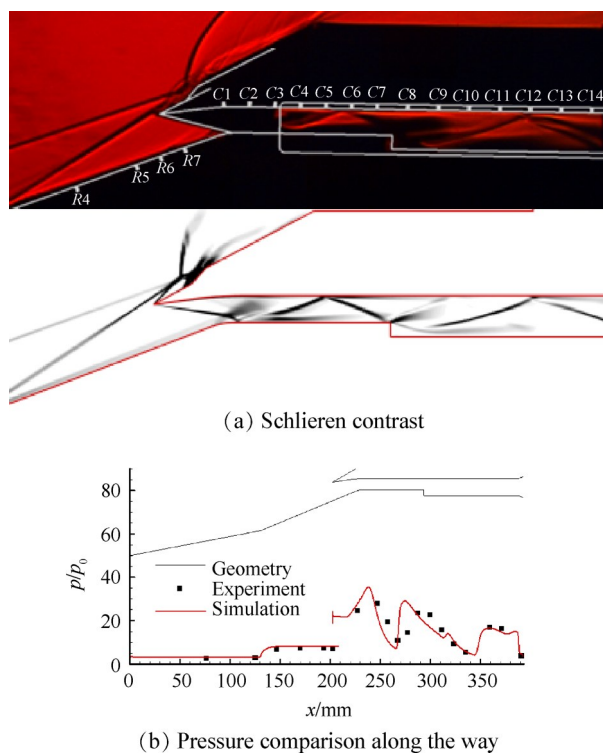


Fig. 5 Contrast diagram of test and simulation schlieren and pressure along the path

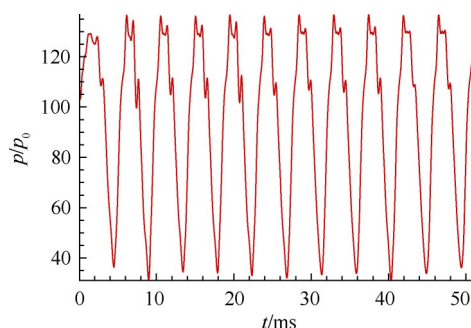


Fig. 6 Pressure time curve of C14 measuring point in simulation

喘振频率的预测还是较准确的。

图7给出了某个振荡周期中口部分离包处于最小和最大状态的实验和仿真纹影对比以及此刻的沿程压力对比图,可以看到仿真计算对口部分离包的形态变化过程模拟和实验非常接近,沿程压力分布趋势也相近。综上可见,所采用的仿真方法无论是在对喘振周期的预测、还是对流动动态演化过程的模拟均具有一定的精度和可信度。

3 结果与分析

3.1 低马赫数进气道不起动振荡现象

图8给出了飞行器由 $Ma_0 3.0$ 加速至 $Ma_0 4.5$ 时定常仿真的进气道流场结构,图中的黑色虚线为 $Ma=$

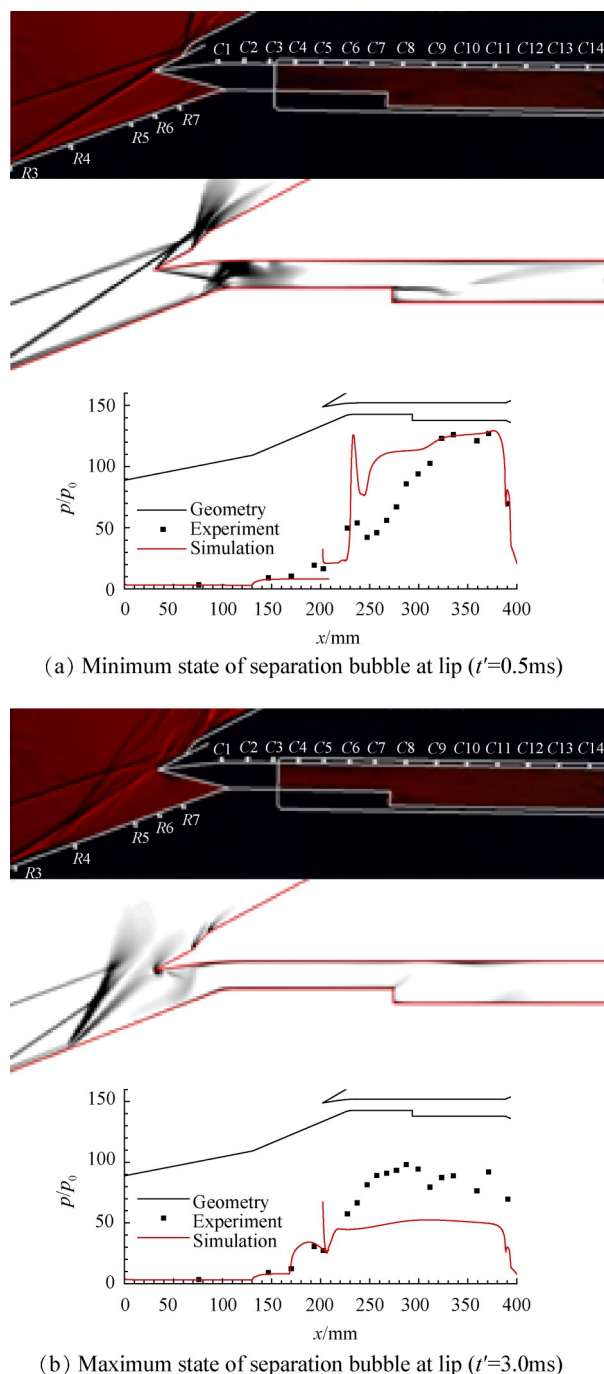


Fig. 7 Comparisons between test and simulation in schlieren and pressure of a single surge period

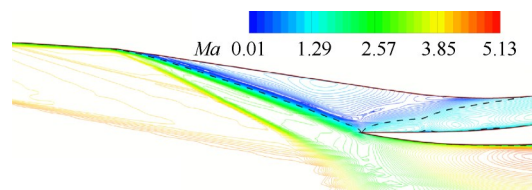


Fig. 8 Structure of unstart flow field under $Ma_0 4.5$ condition (steady simulation)

1.0等值线。可以看到在进气道内收缩段前存在一个巨大的低速分离区,其分离诱导激波位于唇罩前缘,这导致了进气道入口处的较大溢流,此时进气道处

于典型的不起动状态。

在上述定常流场的基础上开展了 $Ma_0 4.5$ 下的非定常仿真计算,图9给出了进气道喉部以及扩张段最下游喷管出口处的流量随时间变化的曲线。可以看到,喉道流量出现了周期性振荡现象,且周期性良好,这表明伴随着进气道低马赫数不起动也出现了明显的周期性流场振荡。单个振荡周期大约长 13.9ms ,即振荡频率约为 71Hz ,喉道处的流量脉动幅值则达到了 1.23kg/s ,达到了理论捕获流量(2.26kg/s)的 55% ,可见该振荡对发动机的影响不可忽视。

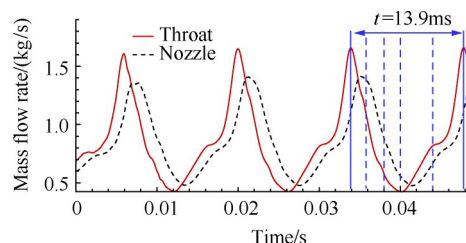


Fig. 9 Flow time curve of throat and nozzle outlet under $Ma_0 4.5$ condition with unstart oscillation

为进一步分析不起动流场结构的时间演变,图10给出了图9中截取的单个完整振荡周期内典型时刻的对称面流场马赫数等值线图。如图10所示,整个喘振周期内口部波系均处于运动阶段,在 $t=34\sim 40\text{ms}$ 这段时间内,分离包逐渐增大并向上游扩张,分离诱导激波也随之向上游移动,逐渐远离唇罩前缘。由此进气道入口处溢流量逐渐增大,进入进气道的流量逐渐减小。可以看到, $t=40\text{ms}$ 时刻进气道内压缩段入口处分离包规模最大,完全充满入口处空间,其前缘诱导激波最靠近上游位置,此时溢流最大,进气道的捕获流量最小,对应于图9的流量变化曲线即表现为从波峰逐渐减小直至波谷的过程。从 $t=40\sim 47.8\text{ms}$ 这段时间的变化趋势则相反。由于进入内通道的气流减少,随着时间推移分离包逐渐变小并向下游移动。同时,其诱导激波也向下游移动,逐渐靠近唇罩前缘、溢流量减小,进气道的捕获流量增大。从而图9中的流量变化曲线表现为从波谷逐渐上升直到波峰。如此一个完整的流场振荡周期完成,之后就是下一个振荡周期的开始。上述振荡过程和另一类进气道出口流动壅塞导致不起动振荡的过程有所不同,后者除了存在上述的口部波系运动阶段,还有一个独立的内通道流量积蓄阶段^[14,20]。但是由于喉道到进口的通道长度远小于到进气道出口的长度,因此难以形成类似明显的流量积蓄过程,而是完全耦合在了口外波系运动中。

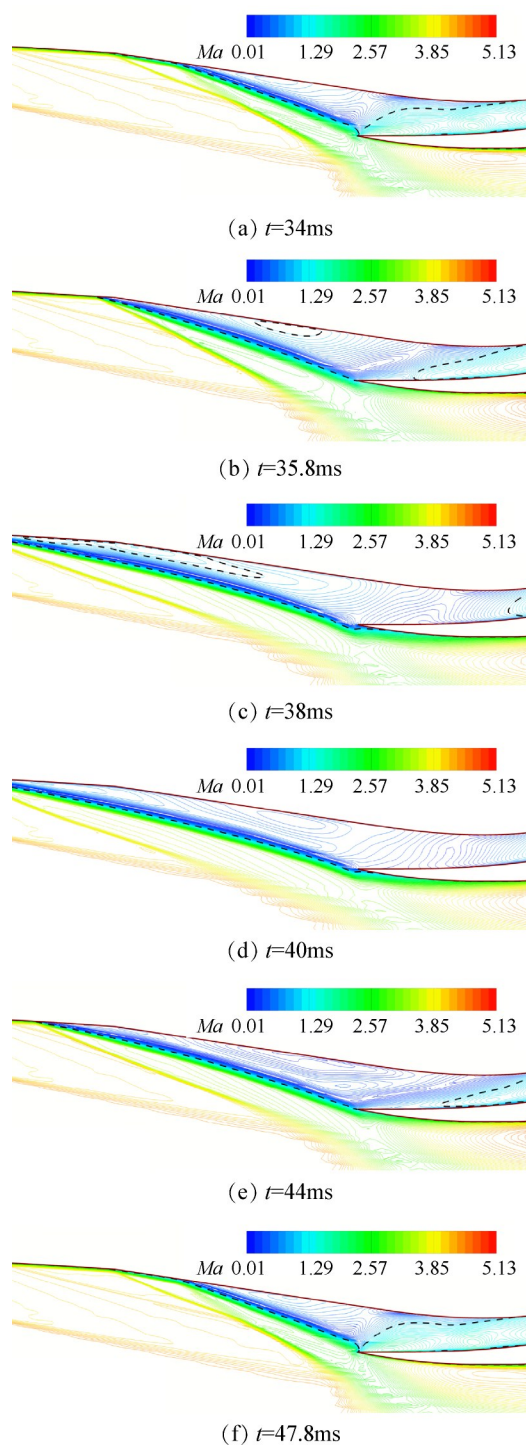


Fig. 10 Mach number contour of symmetrical plane under $Ma_0 4.5$ condition with time varying

图11给出了一个振荡周期内不同时刻,对称面壁面的压力沿程分布曲线。可以看到,沿程压力无论是均值还是幅值均以喉道为中心呈现一种中间高两头低的分布趋势。这表明此时进气道在喉道处出现了明显的流动壅塞,这也正是进气道低马赫数不起动的原因。在 $t=34\sim 40\text{ms}$,喉部的压力峰值逐渐降低。原因在于进气道内收缩段入口处的分离包逐渐

增大并向上游移动(图10),导致溢流量增大,相应的到达喉部的流动壅塞程度就会减弱,最终使喉部压力峰值下降,这与流量曲线(图9)的变化规律也相符。随后伴随喉道逆压梯度的降低,分离包也随之缩小、捕获流量增大,流动壅塞程度加剧,壁面压力峰值也上升($t=40\sim 47.8\text{ms}$)。此外,图11中还对比给出了进气道在 $Ma_0 4.5$ 直接起动时的壁面压力分布。在低马赫数不起动中,由于口部分离包的存在,进气道进口前的压力是要明显高于起动时的。但在口部激波推出、喉道壅塞程度降低的过程中,不同于起动时气流在到达喉道前将被一直压缩、压力升高,来流绕过分离包进入进气道后不久压力就开始下降,进而导致进气道进口后的压力整体比起动状态下的壁面压力还要低。这一点跟进气道出口堵塞的不起动喘振中,通道内的压力水平是要整体高于进气道起动通流值是不相同的^[14,20]。

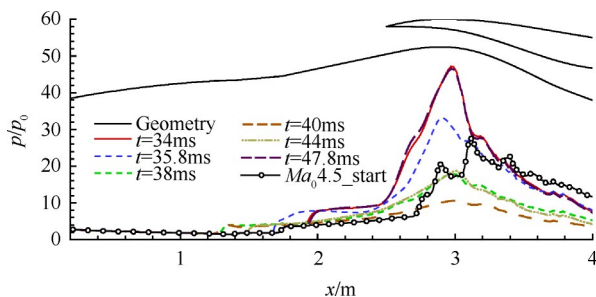


Fig. 11 Pressure distribution along the wall at different times under $Ma_0 4.5$ condition

进气道作为一个增压部件,其沿程高压分布的动态变化必然会对飞行器的气动力带来巨大的影响,上文所描述的流场非定常特性也将体现在气动力的变化上。图12给出了单个喘振周期内的飞行器升力系数 C_L ,阻力系数 C_D 以及升阻比 k 的时间变化曲线。由前文的分析可知,因不起动出现在喉道前的分离区内压力是要明显高于其他部位的,也即是说停留在喉道前的分离区高压将是主导整个飞行器气动力变化的主因,因此接下来本文的气动力分析主要是结合其不起动振荡流场开展的。首先看到升力系数的变化规律,相对比较复杂。在喘振周期的初期($t=34\sim 35.8\text{ms}$),口部分离包在迅速扩大(图10),压缩面因感受到分离包高压的面积增大,升力明显升高。但随着分离包逐渐充满了进气道内收缩段($t=35.8\sim 38\text{ms}$)(图10),内收缩段压缩面侧及唇罩侧压力均出现明显增大,而唇罩侧的压力升高会平衡压缩面侧高压所带来的升力增益。并且随着进口流量

的减小,流动壅塞得到缓解,分离包区内压力出现下降(图11),这会使得升力出现下降趋势(图12)。在之后的分离包运动过程中($t=38\sim 44\text{ms}$),分离包覆盖面积大小和分离包内压力高低呈现出此消彼涨的变化趋势(图10和图11),在这两者共同作用下飞行器升力维持在一个相对稳定的范围内。在喘振周期的最后,分离包逐渐吞入通道内,其覆盖压缩面的面积大幅减小,进而导致了升力的大幅下降。

但阻力系数的变化规律却和升力系数的变化规律有所不同,随着分离包的增大($t=34\sim 40\text{ms}$),阻力系数并未如预期所想的出现和升力系数类似的升高,反而是不断降低。反之,在分离包减小阶段($t=40\sim 47.8\text{ms}$),阻力系数将不断升高。结合图11中的压力分布猜测,这主要是由于阻力是由壁面压力与其在流向投影面积的积分所决定的。而在进气道肩部上下游均分布有高压区(图11),这导致分离包在增大/缩小过程中,高压区在流向面积投影的变化要远小于其在飞行高度方向投影的变化,因而高压区内压力的变化规律则决定了飞行器阻力系数的变化规律。最后对比单个喘振周期内 C_L 和 C_D 的变化规律,可以看到两者的变化趋势大致相反,呈现此消彼长的变化规律,且极值出现的时间并不相同。因此最后的升阻比曲线表现为随着分离包的吐出增大,吞入缩小的整体变化趋势,其振荡幅值达到了1.7。

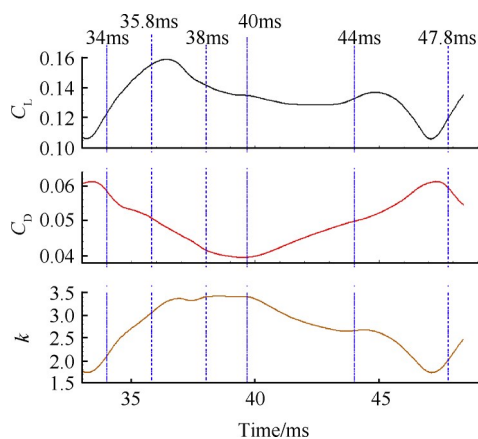


Fig. 12 Time varying curve of lift coefficient, drag coefficient and lift drag ratio of aircraft in a single surge period under $Ma_0 4.5$ condition

3.2 马赫数对低马赫数不起动振荡特性影响规律

为了探究进气道低马赫数不起动时的振荡特性变化规律,以及最后实现达到自起动马赫数时的流场特性,下面重点对比了来流马赫数变化对进气道低马赫数不起动振荡流场以及飞行器气动力的影响

规律及其中的流动机理。

3.2.1 来流马赫数影响规律

为了探究在进气道自起动前,随着来流马赫数的增加,进气道不起动振荡流场特性的变化规律,在上节 $Ma_0 4.5$ 结果的基础上,保持飞行高度及姿态角不变,逐渐增大来流马赫数至 $Ma_0 5.0$, $Ma_0 5.2$ 和 $Ma_0 5.35$ 。利用 2.2 节所介绍的非定常仿真手段获得了上述马赫数下进气道的低马赫数不起动流场动态演变过程。

图 13 给出了上述典型马赫数下的进气道喉部及喷管出口流量变化曲线,可以看到两者都出现了稳定的振荡周期,且喷管出口的流量变化曲线明显滞后于喉道的,这说明此时的流量壅塞依旧是在喉道附近。因此下面将主要针对喉道的流量变化曲线特性进行分析,具体如表 1 所示,为了增强对比,还将 $Ma_0 4.5$ 下的相关数据加入到了表 1 中。

基于表 1 中的流量振荡特性可以看到,虽然进气道均处于低马赫数不起动状态,但是随着来流马赫数的增大,喉道的壅塞程度逐渐减小,不起动流场振荡周期明显增大。这有点类似于进气道下游出现流动壅塞导致的大喘不起动振荡周期变化规律^[14],随着下游堵塞度的减小,不起动振荡周期同样也会逐渐增大。再进一步细分的话,以喉道流量的极值出现将周期划分为流量下降区间以及流量上升区间,可以看到前者随着马赫数的增加明显增长,但是后者对马赫数的改变却并不敏感。

结合 $Ma_0 4.5$ 的分析结果可知,喉道流量下降区间对应着口部波系被推出的过程,喉道流量上升区间则对应着口部波系回退的过程。图 14 和表 2 给出了典型马赫数下的进气道口部分离包处于最小和最大形态时的流场结构以及分离包位置信息。从分离诱导激波和唇口的相对位置可以看到,加速过程中该运动激波始终位于进气道唇口上游,因此进气道捕获流量始终都未达到起动时的水平。而这也是喉

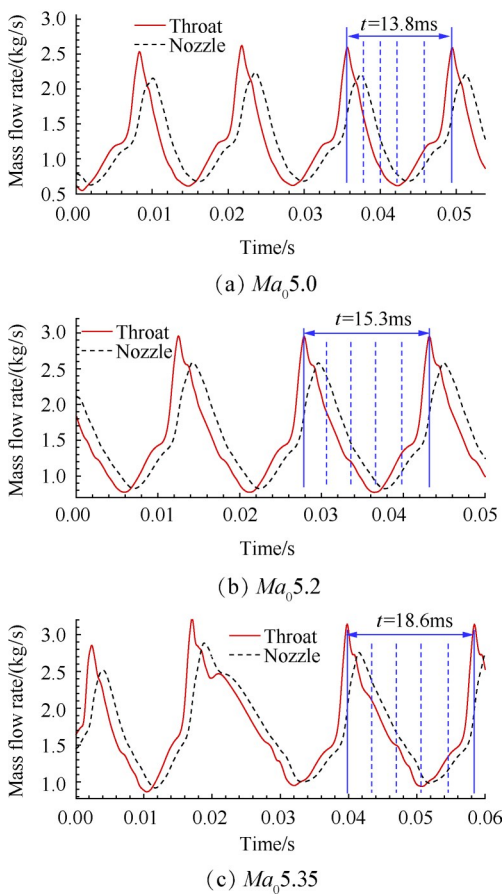


Fig. 13 Time varying curve of flow rate at throat and nozzle outlet when inlet unstarting under typical Mach number condition

道壅塞导致的不起动流动一大特点,由于口部分离包无法完全吞入的原因,因此进气道振荡过程中的捕获流量是要始终低于进气道起动时的。

进一步对比看到,随着马赫数的增加,喉道壅塞程度降低,口部分离包向上游蔓延程度是逐渐减小的,即分离诱导激波最上游位置不断后退(表 2),伴随而来的分离包吞入喉道的程度也是不断上升的,即分离诱导激波最下游位置不断后退(表 2)。此外,综合分离诱导激波的运动上下限,分离包的运动范

Table 1 Flow oscillation characteristics of inlet throat under different Mach number

Parameters	Value			
Mach number	4.50	5.00	5.20	5.35
Period/ms	13.9	13.8	15.3	18.6
Length of throat flow falling section/ms	6.22	6.64	8.64	10.94
Length of rise section of throat flow/ms	7.68	7.16	6.67	7.70
Maximum flow of throat m_{peak} /Capture flow m_{cap}	0.73	1.03	1.13	1.17
Minimum flow of throat m_{valley} /Capture flow m_{cap}	0.19	0.25	0.30	0.35
Throat flow pulsation Δm /Capture flow m_{cap}	0.54	0.79	0.83	0.82
Starting throat flow m_{start} /Capture flow m_{cap}	0.93	1.03	1.07	1.10

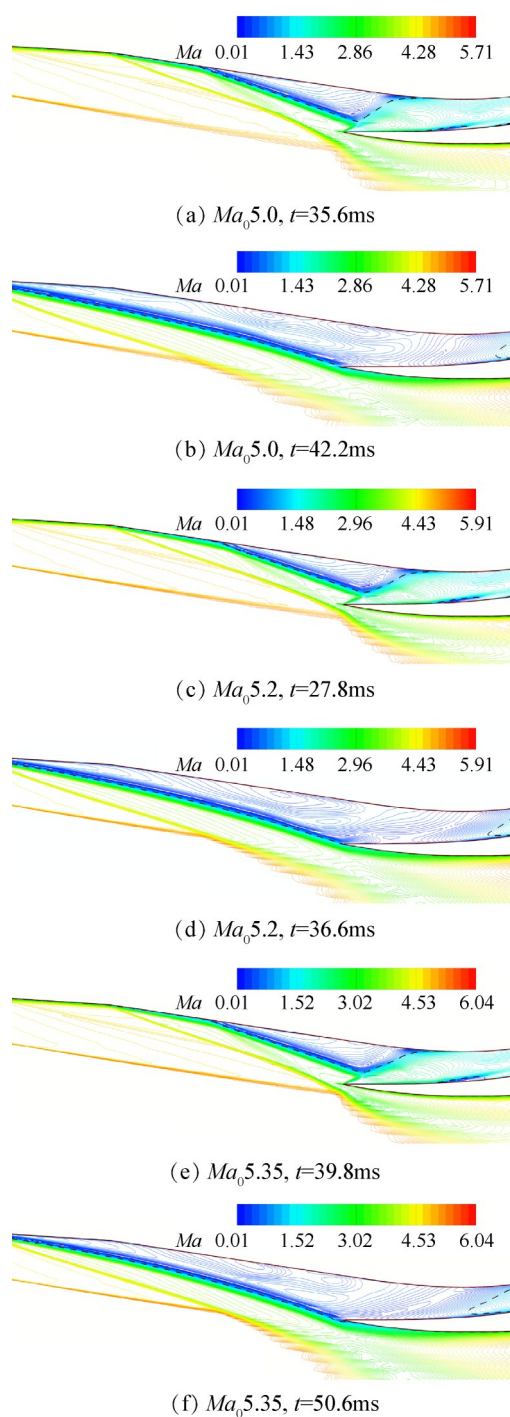


Fig. 14 Contour map of Mach number of symmetrical plane at the time of minimum / maximum state of separation bubble under different Mach number conditions

围随马赫数增大也是增大的(表2)。从非定常运动激波角度来分析,随着来流马赫数的增加,相同情况下分离诱导激波逆来流向前运动的绝对速度是降低的。并且随着来流马赫数增加,流量捕获不断增加,这其实也抑制了喉道壅塞的缓解。在上述多因素的共同作用下,导致口部激波外推的时间明显增长。反之,口部激波回退过程中,来流马赫数的增加则会

加快激波的回退速度,且流量捕获的增加也会加速喉道流量的堆积,但激波运动距离仍旧是增长了。在这些因素的博弈下,呈现出口外激波回退速度并未发生明显变化。

依旧回到表1中,为了对比分析不起动阶段流量脉动随马赫数的变化关系,本文以各马赫数下的捕获流量 m_{cap} 对其进行无量纲化处理(图15)。从趋势上看,喉道峰值无量纲值 m_{peak}/m_{cap} 和谷值流量无量纲值 m_{valley}/m_{cap} 均随马赫数出现了增长,脉动流量的无量纲值 $\Delta m/m_{cap}$ 则是先快速增长,后基本维持不变。为了增强对比,图15还给出了进气道起动时的无量纲喉道流量 m_{start}/m_{cap} 曲线,可以看到在 $Ma_0 5.0$ 以下,进气道起动时的喉道流量是要大于不起动时喉道的最大流量,这个很好理解。但是随着马赫数不断升高,两者大小关系发生了改变,不起动时的喉道最大流量甚至高过了进气道起动时的值。这一方面是得益于马赫数增加使得进气道流量捕获能力整体上升,另一方面分离包在缩小过程中其内的高压气不断在经过喉道向下游排出,而在两者的共同作用下使得喉道流量的瞬时值甚至超过了进气道起动时的流量。但是即使如此,分离诱导激波仍是位于唇口前的,进气道仍不能完全把该分离包吞入,进而无法实现自起动。

图16给出了不同马赫数下单个振荡周期内不同时刻对称面壁面的压力沿程分布曲线。发现只要是低马赫数不起动时,沿程压力的均值和幅值都是呈现出中间高两头低的分布趋势。而随着来流马赫数的增高,喉道处的压力峰值明显提升,也即分离包最大时刻通道内压力逐渐增大。与此同时,喉道处的压力谷值也是逐渐增大的,和进气道起动时的内通道压力分布水平逐渐接近。这也说明,随着马赫数的增大,进气道口部分离包最小时的流场将和进气道起动时的流场越来越接近。

上文所描述的马赫数改变对流场结构的影响同样也会体现在飞行器气动参数的变化上,表3列出了不同马赫数下的飞行器气动参数。随着来流马赫数的增大,口外激波向上游运动距离受限(表2)以及喉道壅塞下降的作用下,飞行器的升力系数以及阻力系数均是整体呈下降趋势的,但是幅值并未发生太大的变化。与此同时,升阻比也随着升力和阻力系数的同时下降而并未出现明显的变化。

3.2.2 进气道自起动动态过程

在上一节 $Ma_0 5.35$ 的流场的基础上,继续增大来流马赫数,期望获得进气道自起动的动态过程。

Table 2 Position information of separation bubble under different Mach number

Mach number	Separation shock movement distance at lip/mm	Most downstream position of separation induced shock/mm	Most upstream position of separation induced shock/mm
4.50	730	1991	1261
5.00	846	2090	1244
5.20	848	2153	1305
5.35	853	2167	1315

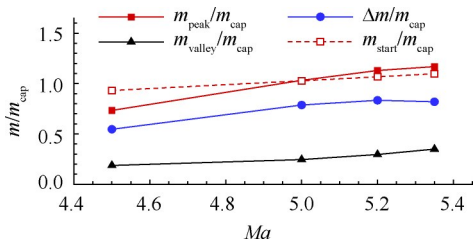
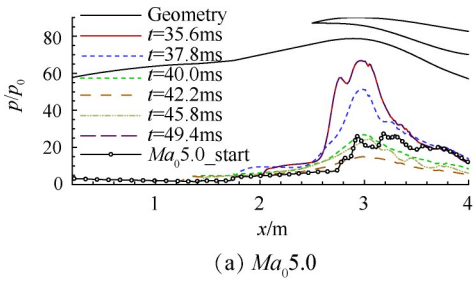
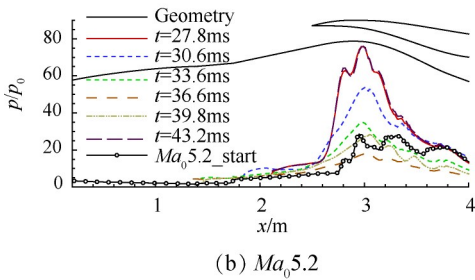


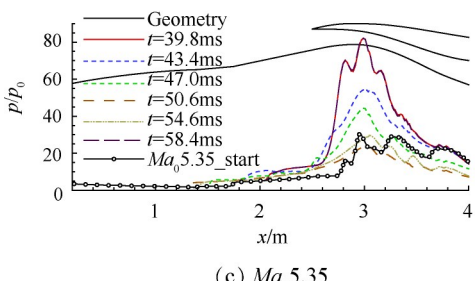
Fig. 15 Dimensionless throat flow curve under different Mach number conditions



(a) $Ma_0 5.0$



(b) $Ma_0 5.2$



(c) $Ma_0 5.35$

Fig. 16 Pressure distribution along the wall at typical times under different Mach number conditions

当来流马赫数增加至 $Ma_0 5.4$ 时,图 17 给出了仿真中对进气道喉道流量的时间监控曲线,可以看到仿真中并未捕捉到类似于上文中稳定的振荡周期。流量曲线在出现了两个不规则的振荡周期后,其脉动值开始趋向于稳定不变,且喉道处流量曲线和喷管出

Table 3 Aerodynamic parameters of aircraft under different Mach numbers

Parameter	Value			
Mach number	4.50	5.00	5.20	5.35
Maximum lift coefficient/ 10^{-2}	15.88	15.67	14.45	14.19
Minimum lift coefficient/ 10^{-2}	10.59	8.71	8.37	8.23
Lift coefficient amplitude/ 10^{-2}	5.29	6.96	6.08	5.96
Maximum drag coefficient/ 10^{-2}	6.12	5.75	5.49	5.41
Minimum drag coefficient/ 10^{-2}	3.95	3.64	3.71	3.47
Drag coefficient amplitude/ 10^{-2}	2.17	2.11	1.78	1.94
Maximum lift drag ratio	3.42	3.67	3.69	3.55
Minimum lift drag ratio	1.74	1.52	1.54	1.54
Amplitude of lift drag ratio	1.68	2.15	2.15	2.01

口流量曲线开始重合。进一步结合此时的进气道流场,可以断定进气道最后实现了自起动(图 18)。为了更加直观地体会整个自起动过程,图 19 中给出了分离包吞入过程中典型时刻的流场结构图。注意到进气道口部分离包在吞入过程中,分离诱导激波波足逐渐回退,且不同于图 14 中的分离诱导激波和前体压缩波相交的流态,该工况下的分离诱导激波逐渐和前体压缩波脱离开来($t=44\sim 46\text{ms}$),直至最后分离诱导激波进入唇罩内。此刻正如上文所分析,进气道已恢复正常流量捕获,但由于喉道处的流量比进口捕获流量大到一定程度时,喉道处会对分离包产生了一股足够强的吸力,促使分离包被完全吞入。从图 17 中的流量曲线可以看到,分离包吞入前喉道处的最大流量达到了最后起动捕获流量的 1.11 倍。

在本小节中还尝试采用定常仿真手段对 $Ma_0 5.4$ 工况的流场进行计算,发现定常计算下进气道并未实现自起动,而是仍处于不起动状态(图 20),可以明

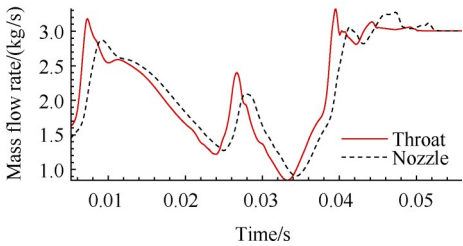


Fig. 17 Time varying curve of flow rate at throat and nozzle outlet under $Ma_0 5.4$ unsteady simulation

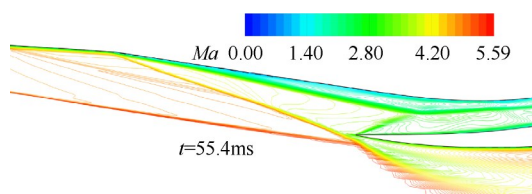


Fig. 18 Unsteady calculation of inlet self-starting flow field structure under $Ma_0.5.4$ condition

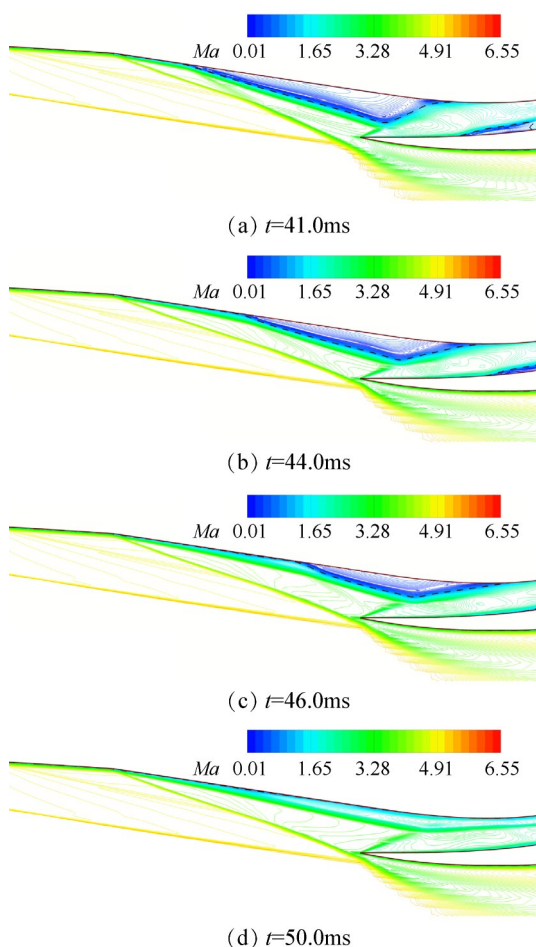


Fig. 19 Unsteady calculation of typical time flow field structure under $Ma_0.5.4$ condition

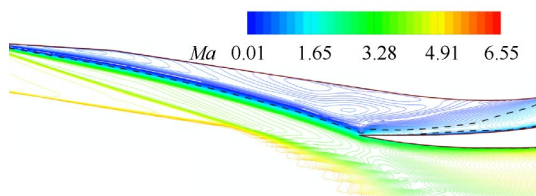


Fig. 20 Structure of unstart flow field under $Ma_0.5.4$ condition (steady simulation)

显地看到进气道口部被大分离区所占据。结合上文的分析可知,分离包非定常振荡导致的进口捕获流量和喉道流量的差异才使得分离包被吞入,而定常仿真难以准确模拟该过程,进而会导致出现定常计

算得到的自起动马赫数偏高的情况。这在之后的进气道起动性能评估中需要注意。

4 结 论

通过本文研究,获得以下结论:

(1)对于文中的进气道构型,在 $Ma_4.5$ 出现了低马赫数不起动,并伴随着 13.9ms 的周期性振荡,喉道处流量脉动甚至达到了理论捕获流量的 55%。随着来流马赫数的增大,分离包涨大过程时间的明显增长直接导致振荡周期的增长以及喉道处流量脉动幅度的增大。

(2)低马赫数不起动时的沿程压力均值和幅值都是呈现出喉道高两头低的分布趋势。马赫数的增大会增大喉道处的峰、谷值压力,且进气道口部分离包最小时的压力分布将和进气道起动时的越来越接近。

(3)对于本文构型,喘振周期中升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 随分离包涨大/缩小的变化规律大致相反,且极值出现的时间并不相同。因此,最后的升阻比曲线表现为随分离包的吐出增大,吞入缩小的变化趋势。来流马赫数的增大,使得升力、阻力系数整体呈下降趋势,但是幅值并未发生太大的变化。且升阻比也随着升力和阻力系数的同时下降而并未出现明显的变化,一直在 1.5~3.6 附近变化。

(4)在进气道实现自起动过程中,发现当喉道瞬时流量较进气道起动时流量达到起动捕获流量的 1.11 倍后,口部分离包才完全吞入。而这个动态过程,定常仿真难以准确模拟,进而会出现其得到的自起动马赫数偏高的情况。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 蔡国飙,徐大军. 高超声速飞行器技术[M]. 北京: 科学出版社, 2012.
- [2] 陈英硕,叶 蕾,苏鑫鑫. 国外吸气式高超声速飞行器发展现状[J]. 飞航导弹, 2008(12): 25~32.
- [3] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet Propulsion[M]. Dayton: Americal Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
- [4] Oswatitsch K, Der Wirkungsgrad vos Stossdiffusoren. Pressure Recovery for Missiles with Reaction Propulsion at High Supersonic Speeds [R]. NACA-TM-1140, 1944.
- [5] Newsome R W. Numerical Simulation of Near-Critical and Unsteady, Subcritical Inlet Flow[J]. AIAA Journal,

- 1984, 22(10): 1375–1379.
- [6] Lu P J, Jain L T. Numerical Investigation of Inlet Buzz Flow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(1): 90–100.
- [7] Trapier S, Duveau P, Deck S. Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2354–2365.
- [8] Trapier S, Deck S, Duveau P. Time Frequency Analysis and Detection of Supersonic Inlet Buzz [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(9): 2273–2284.
- [9] Trapier S, Deck S, Duveau P. Delayed Detached-Eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet Buzz [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(1): 118–131.
- [10] Lee H J, Lee B J, Kim S D, et al. Flow Characteristics of Small-Sized Supersonic Inlets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(2): 306–318.
- [11] Soltani M R, Farahani M. Effects of Angle of Attack on the Inlet Buzz [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(4): 747–757.
- [12] Herrmann D, Siebe F, Gülhan A. Pressure Fluctuations (Buzzing) and Inlet Performance of an Airbreathing Missile [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(4): 839–848.
- [13] Mcclinton C R, Hunt J L. Airbreathing Hypersonic Technology Vision Vehicles and Development Dreams [R]. *AIAA* 99–4987.
- [14] 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.
- [15] Tan H J, Li L G, Wen Y F, et al. Experimental Investigation of the Unstart Process of a Generic Hypersonic Inlet [J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(2): 279–288.
- [16] Wagner J L, Valdivia A, Clemens N T, et al. Experimental Investigation of Unstart in an Inlet/Isolator Model in Mach 5 Flow [J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(6): 1528–1542.
- [17] Wagner J L, Yuceil K B, Clemens N T. Velocimetry Measurements of Unstart in an Inlet-Isolator Model in Mach 5 Flow [J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(9): 1875 – 1888.
- [18] Li Z F, Gao W Z, Jiang H L, et al. Unsteady Behaviors of a Hypersonic Inlet Caused by Throttling in Shock Tunnel [J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(10): 2485–2492.
- [19] Chang J T, Wang L, Bao W, et al. Novel Oscillatory Patterns of Hypersonic Inlet Buzz [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(6): 1214–1221.
- [20] Zhang Q F, Tan H J, Sun S, et al. Unstart of a Hypersonic Inlet with Side Compression Caused by Downstream Choking [J]. *AIAA Journal*, 2016, 1(54): 28–38.
- [21] 袁化成, 梁德旺. 高超声速进气道再起特性分析 [J]. 推进技术, 2006, 27(5): 390–393. (YUAN Hua-cheng, LIANG De-wang. Analysis of Characteristics of Restart Performance for a Hypersonic Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(5): 390–393.)
- [22] 王卫星, 郭荣伟. 高超声速进气道自起动过程中流动非定常特性 [J]. 航空学报, 2015, 36(10): 3263–3274.
- [23] 常军涛, 于达仁, 鲍文. 攻角引起的高超声速进气道不起动/再起特性分析 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 816–821.
- [24] 谢旅荣, 郭荣伟. 一种定几何混压式二元进气道的再起特性研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 389–395.

(编辑:朱立影)