

超声速进气道加速/减速过程起动/不起动现象研究

赵昊^{1,2,3}, 谢旅荣^{1,3}, 郭荣伟¹, 滕瑜琳^{1,3}, 张骏²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为了研究加速/减速过程中超声速进气道的起动/不起动现象,对二元超声速进气道的二维流场进行了定常/非定常数值模拟. 分析了在来流马赫数为 1.75~2.05 范围内 4 种不同加速度绝对值对进气道气动性能的影响,并对定常/非定常模拟方法的结果进行了对比. 结果表明:与定常模拟时相比,非定常数值模拟时进气道的流场特征在加速起动过程中和减速不起动过程中均存在明显的滞后现象,且加速度绝对值越大,滞后现象越明显;非定常模拟时的进气道处于起动状态时,其气动性能存在迟滞现象;当加速度绝对值一定时,进气道起动过程耗费的时间大于不起动过程耗费的时间.

关 键 词: 超声速进气道; 加速度/减速; 非定常; 起动; 不起动

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Study of start/unstart phenomenon of supersonic inlet in acceleration/deceleration process

ZHAO Hao^{1,2,3}, XIE Lü-rong^{1,3}, GUO Rong-wei¹,
TENG Yu-lin^{1,3}, ZHANG Jun²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study start/unstart flow characteristic in the acceleration/deceleration process, an investigation of two-dimensional mixed-compression supersonic inlet was performed in steady/unsteady numerical simulation. The effect of absolute value of acceleration on inlet performance was analyzed at Mach number from 1.75 to 2.05 and four different absolute values of acceleration were considered. The results of steady and unsteady numerical simulations were compared. The results indicate: in both start and unstart processes, the flow characteristic of the unsteady case lags behind compared with the steady one's, and the larger absolute value of acceleration means more obvious phenomena. The performance in unsteady simulation obviously lags behind that in steady simulation. The start process of

inlet spends more time than unstart process under the same absolute value of acceleration.

Key words: supersonic inlet; acceleration/deceleration; unsteady; start; unstart

作为冲压发动机的重要组成部分,进气道在工作过程中经常会遭遇不起动问题^[1-2].引起进气道不起动的原因可以归纳为两个:一是反压超过了进气道的承受能力;二是来流马赫数过低而内压缩过大或飞行器姿态变化而引起流量捕获过大,造成喉道壅塞.进气道一旦进入不起动状态,其性能急剧变差,会导致发动机不能产生足够的推力,甚至造成发动机熄火,同时进气道楔面瞬时压力急剧增大,可能会损坏发动机结构^[3-4].

鉴于进气道不起动引起的严重后果,国内外学者对进气道的不起动问题进行了大量研究.文献[5]结合一维等熵流计算,假设进气道进口截面存在一道正激波,得出了无黏情况下进气道的最大收缩比,当进气道的收缩比小于这个最大收缩比的时候才能起动;文献[6]总结了大量文献中的实验结果,得出了各类进气道在不同条件下的起动极限收缩比经验曲线;文献[7]对来流条件变化引起的不起动现象进行了研究;文献[8]通过对高超声速进气道进行实验,发现来流动压、内收缩段反压和溢流的“自持”是进气道不起动得以维持的原因,并指出“自持”被打破后进气道将实现起动.此外有研究表明^[9-11],进气道存在迟滞现象,即进气道的自起动马赫数高于进气道的不起动马赫数.文献[12]在对 Kantrowitz 限制及等熵压缩起

动极限进行详细研究后发现,在 Kantrowitz 限制和等熵压缩起动极限之间存在一个“双解区(dual solution area)”.当进气道由不起动状态进入“双解区”时,进气道会保持不起动状态,而进气道由起动状态进入“双解区”时,进气道可以保持起动状态.但上述研究基本上都未考虑加速度的影响.

由于现阶段风洞设施的限制,难以针对进气道加速/减速的过程进行实验研究.从目前公开发表的文献来看^[13-15],对进气道的加速/减速过程中的起动/不起动现象少有研究,文献[16]分析了加速度对进气道自起动马赫数的影响,但并未研究加速度对进气道气动性能的影响.因此本文采用定常/非定常数值模拟方法对进气道加速/减速过程的起动/不起动现象进行研究,分析加速/减速过程中进气道的流场特性、气动性能及迟滞现象.

1 物理模型

图1给出了二元超声速进气道的示意图,图中给出了进气道的设计参数.该进气道采用2波系结构设计,内收缩段采用光滑圆弧过渡,内收缩比为1.06,进气道的前体前缘及唇罩前缘钝化半径分别为0.5,0.25 mm,其扩压段中心线采用缓急相当的变化规律.

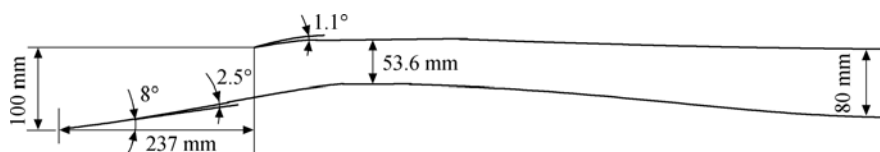


图1 进气道示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the inlet model

2 数值方法

2.1 数值方法

本文采用 Flunet 对二元超声速进气道进行数值模拟,采用 Roe flux-difference splitting (Roe-FDS) 计算格式,湍流模型选择 $k-\epsilon$ 模型,使用2阶迎风格式进行离散,近壁面采用标准壁面函数法处理.采用结构网格对计算域进行划分,并在黏性区域和激波产生区域对网格进行加密.

在进行非定常计算时,通过运用用户自定义

函数(user-defined functions, UDF)控制来流的变化.采用双时间步进隐式的时间离散方法求解非定常流场,非定常计算过程中,时间步长依据以下公式选取:

$$\bar{t} = \frac{\text{最小网格尺寸}}{\text{特征速度}}$$

式中最小网格尺寸是指单个最小网格在迎来流方向的长度,特征速度是指流场中的当地气流速度,即保证流动在单个时间步长内不会穿过单个最小网格,因此文中时间步长 $\bar{t}$ 取 1×10^{-5} s.

计算过程中监测各方程残差及出口流量,定常/非定常数值模拟收敛准则为残差下降3个数量级且出口流量稳定.数值模拟的来流条件:飞行高度为10 km,来流静压为26 499.9 Pa,来流静温为223.25 K.

2.2 数值方法校核

为了校验网格疏密程度对计算结果的影响,采用3种不同网格在相同来流条件下对进气道进行数值仿真:①细网格,网格单元总数为103 322;②中网格,网格单元总数为49 816;③粗网格,网格单元总数为25 437.从图2可以看出,细网格和中网格计算结果吻合较好,考虑到计算精度与计算量之间的权衡,选择中网格作为计算网格.

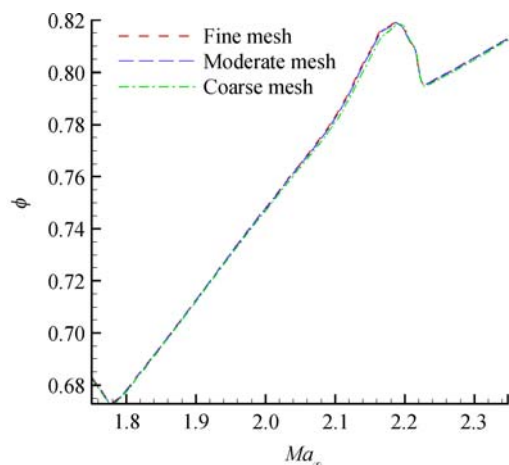


图2 不同网格时进气道流量系数随来流马赫数变化
Fig. 2 Comparison of inlet mass flow rate coefficient as a function of free stream Mach number for different meshes

采用文献[17]给出的运动激波反射实验来对本文所采用的非定常数值方法进行验证.实验中反射装置的型面曲线可用 $X = CY^2$ (C 取0.5)表示,激波运动过程的马赫数为1.5,时间 t 采用 $\gamma^{1/2} D/a$ 进行量纲归一化处理,其中 γ 为比热比, D 为抛物反射面直径, a 为人工激波前空气中的声速.图3给出了激波反射过程流场的实验和数值模拟结果对比,图的上半部分是激波反射实验过程的纹影图,图的下半部分是激波反射过程的数值模拟流场图.从图中可以看出,不同时刻实验结果和数值模拟结果的激波位置及流场特征相似度较高,可以认为该非定常数值模拟方法是可信的.文献[18]表明定常数值模拟方法可用于该类超声速进气道定常流场特征的模拟.

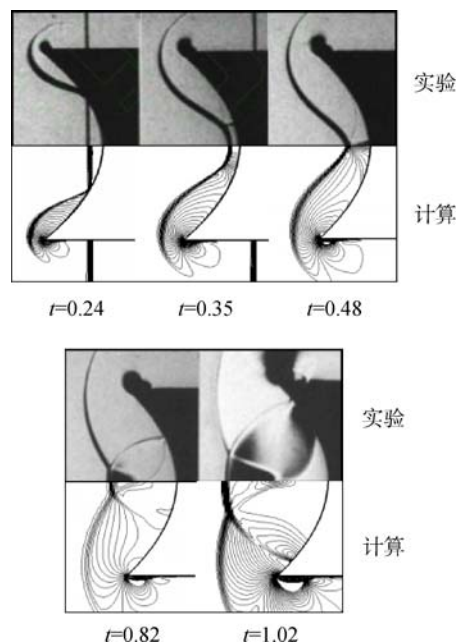


图3 实验和数值模拟结果对比

Fig. 3 Comparison of experiment with simulation

3 计算结果与分析

3.1 进气道加速过程数值模拟

为方便分析,本文定义加速过程中进气道脱体激波贴近唇口至在内通道被吞入并消失过程为起动过程,定义进气道脱体激波被吞入并消失后的状态为起动状态;定义减速过程中进气道脱体激波在内通道出现至被推出内通道的过程为不起动过程,定义进气道进口脱体激波被推出内通道后的状态为不起动状态.

3.1.1 进气道加速过程流场特性

进气道加速起动过程的定常模拟方法是在进气道不起动状态流场的基础上,以马赫数间隔为0.01逐渐增加进气道的来流马赫数,直到进气道进入起动状态,如图4所示.

加速过程的非定常数值模拟是以图4中来流马赫数为1.75进气道不起动状态的流场为初始流场,研究的加速度大小为 $a = 0.25c, 0.50c, 1.00c, 2.00 \text{ cm/s}^2$ (c 为常数,其值取当地声速).来流马赫数 $Ma_\infty(t)$ 和时间 t 的关系可表述为

$$Ma_\infty(t) = 1.75 + \frac{a}{c}t \quad (1)$$

图5给出了不同加速度下进气道加速过程的马赫数等值图.当来流马赫数增加至1.94时,不同加速度下进气道进口脱体激波均处于贴近唇口状态;当来流马赫数增加至1.96时,加速度为

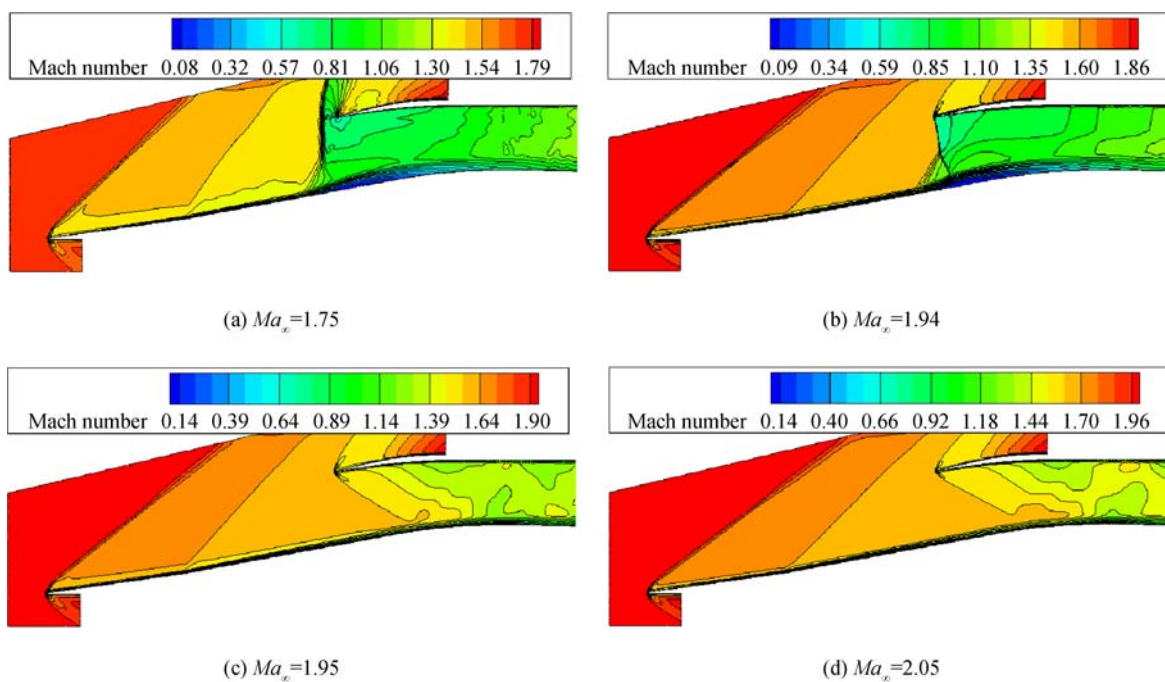
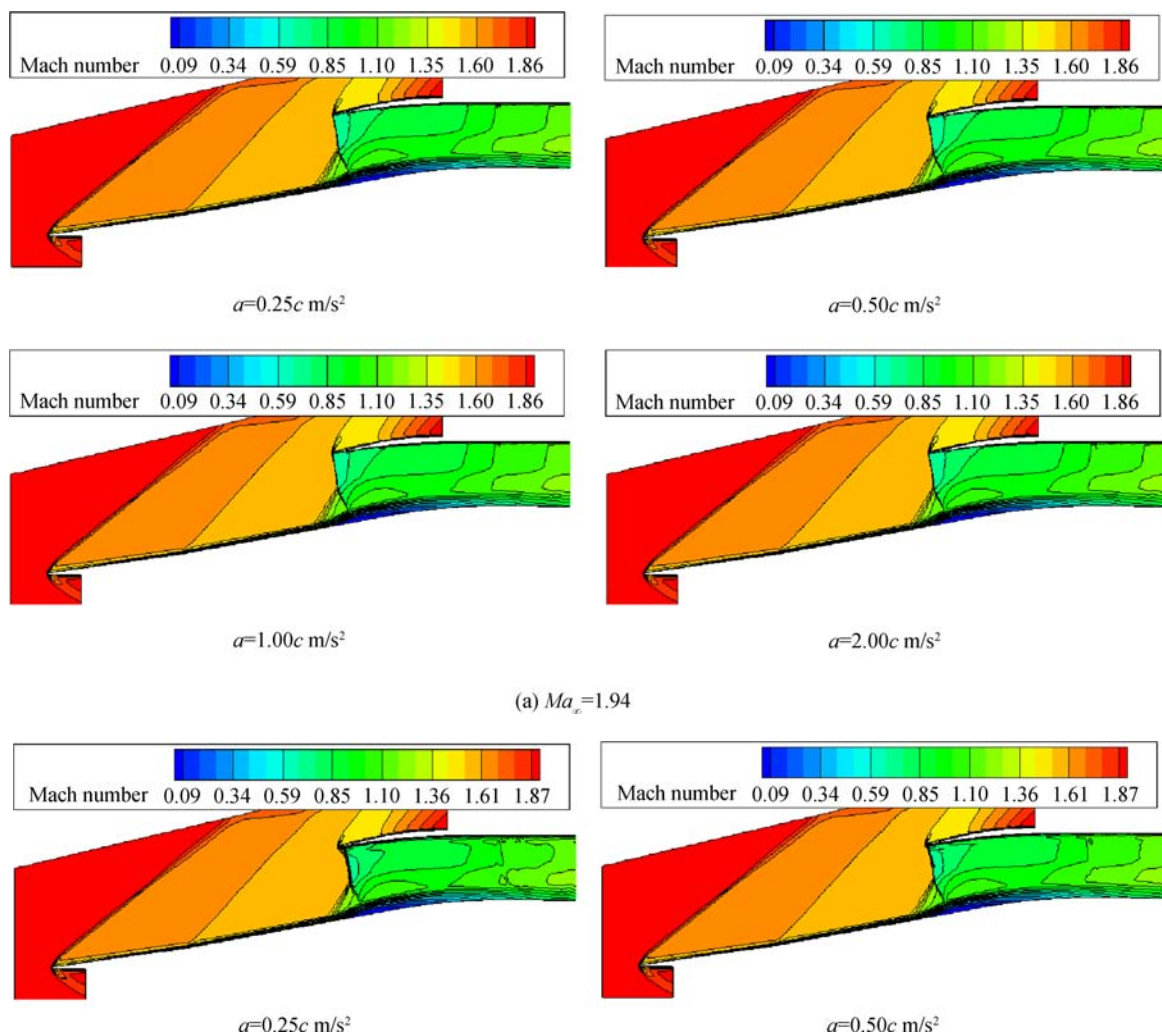


图4 定常模拟时进气道马赫数云图

Fig. 4 Mach number contours by steady numerical simulation



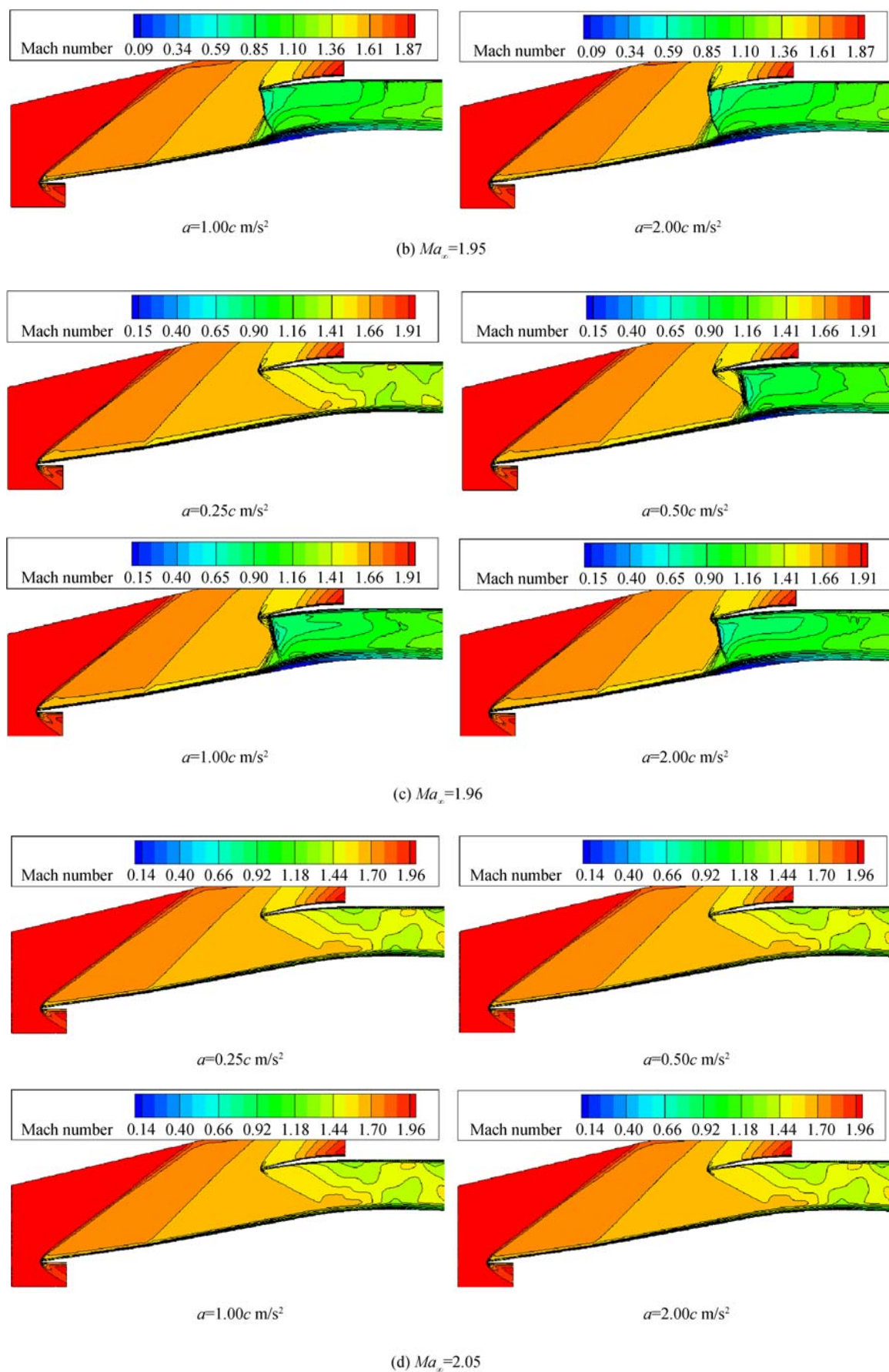


图 5 非定常模拟时进气道马赫数云图

Fig. 5 Mach number contours by unsteady numerical simulation

0.25 c m/s²时的进气道已经进入起动状态,而研究范围内其他加速度下的进气道进口脱体激波仍未完全被吞入,进气道尚未进入起动状态;直到来流马赫数增加至2.00时,研究范围内不同加速度下的进气道才全部进入起动状态.对比图4和图5可以发现,当来流马赫数增加至1.95时,定常数值模拟时的进气道已经进入起动状态,而非定常数值模拟时的进气道仍未进入起动状态,即非定常数值模拟时的流场较定常数值模拟时的流场存在滞后,这与文献[19]得到的结论是一致的,且加速度越大,这种滞后现象越明显.

图6给出了加速过程中,来流马赫数为1.93和1.96时进气道下壁面沿程静压分布,纵坐标为进气道下壁面沿程静压与来流静压的比值.可以看出,当来流马赫数为1.93时,不同加速度下的

进气道下壁面静压分布基本重合,说明脱体激波位置大致相同;而当来流马赫数为1.96时,加速度为0.25 c m/s²时的静压曲线与定常模拟时重合,说明进气道进口脱体激波及肩部分离包被吞入喉道,进气道已进入起动状态.而加速度取其他值时,进气道进口脱体激波及肩部分离包仍位于内收缩段,且加速度越大,脱体激波及分离包离喉道越远.

3.1.2 进气道加速过程气动性能

图7给出了进气道加速过程中定常/非定常数值模拟情况时喉道马赫数、总压恢复系数、流量系数随来流马赫数的变化曲线.可以看到,定常/非定常模拟时进气道在加速过程中喉道马赫数及喉道总压恢复系数均存在阶跃式变化.在这个过程中,进气道实现了由不起动状态向起动状态的转换.对照图5可以发现,在研究范围内进气道加速度越大,则进入起动状态时的来流马赫数越高,滞后现象越明显.这是因为进气道在不起动状态

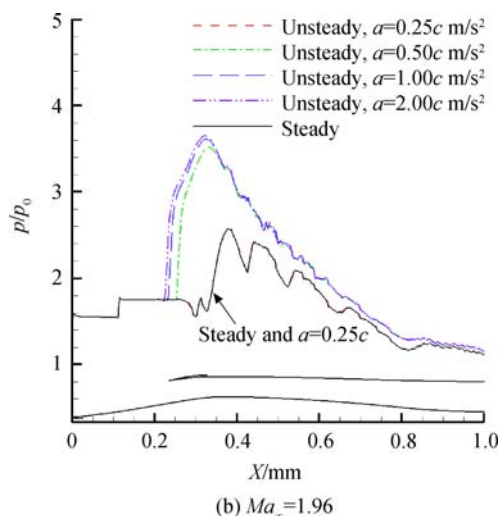
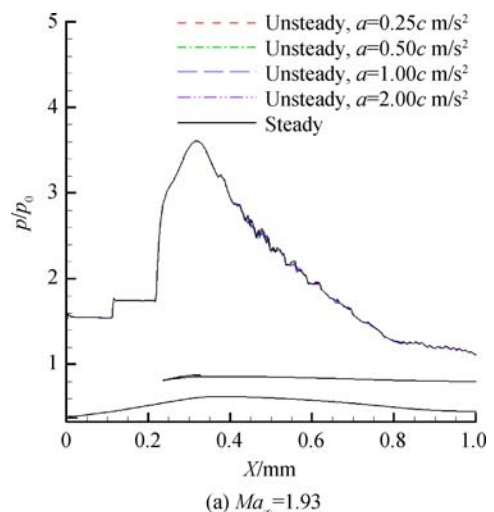
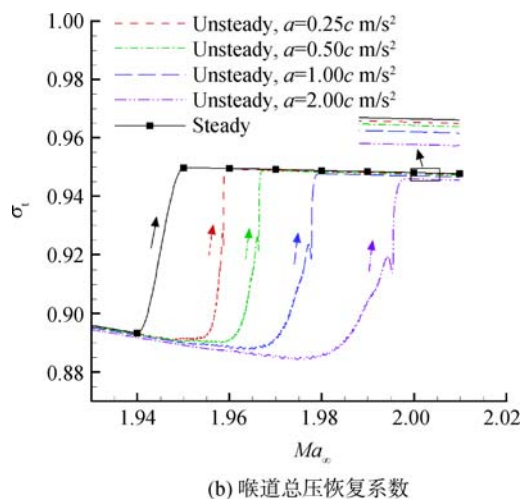
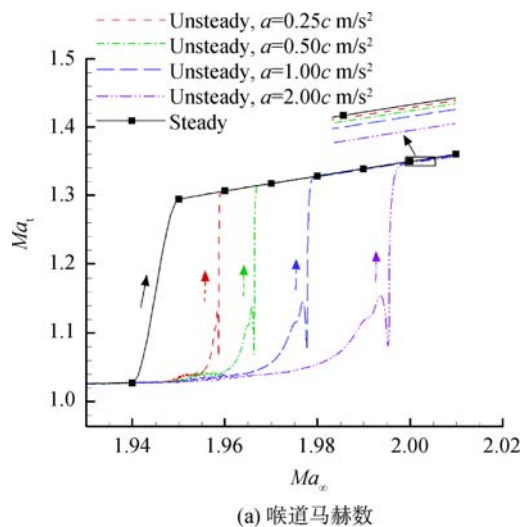


图6 进气道下壁面沿程静压分布

Fig. 6 Distribution of static pressure along bottom wall of inlet



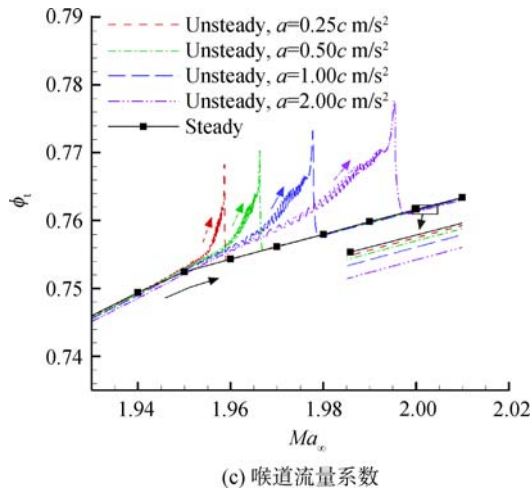


图 7 加速过程进气道气动性能随来流马赫数变化
Fig. 7 Comparison of performance as a function of free stream Mach number in acceleration process

时产生的脱体激波及分离包被吞入需要经历一定的时间,在这个时间过程中,脱体激波及分离包来不及对来流马赫数的变化作出及时的调整,因而造成进气道进入起动状态时的来流马赫数增加。

分析图 4 和图 5 可知,进气道在加速过程中脱体激波是一个逐步贴近唇口的过程,因此定常模拟时,流量系数并没有阶跃式的增长;但在非定常模拟时,由于脱体激波与分离包运动的影响,进气道的喉道马赫数、总压恢复系数及流量系数均存在小幅度振荡。

由于非定常数值模拟时进气道的加速过程是

一个来流马赫数连续变化的过程,进气道的流场也是一个连续变化的流场。当进气道的流场感受到自由来流变化所带来的扰动时,进气道的流场才能发生变化,当来流马赫数增加至某一 $Ma_{\infty}(t)$ ($Ma_{\infty}(t)$ 为进气道加速过程中某一时刻自由来流马赫数),此时进气道流场不能立刻感受到自由来流变化的扰动,进气道仍保持着前一时间步时的流场状态;而定常数值模拟时,得到的是自由来流增加至该时刻的稳态流场。因而,当进气道起动后,来流马赫数相同时,非定常数值模拟时进气道喉道马赫数、总压恢复系数及流量系数均低于定常数值模拟情况,即存在迟滞现象(与前文滞后现象相互区别),且加速过程中加速度越大,迟滞现象越明显,如图 7 中给出的放大区域所示。

3.2 进气道减速过程数值模拟

3.2.1 进气道减速过程流场特性

进气道减速不起动过程的定常模拟方法是在进气道起动状态流场的基础上,以马赫数间隔为 0.01 逐渐减小进气道的来流马赫数,直到进气道进入不起动状态,如图 8 所示。

减速过程的非定常数值模拟是以图 8 中来流马赫数为 2.05 进气道的起动状态流场作为初始流场,研究的加速度大小为 $a = -0.25c, -0.50c, -1.00c, -2.00c \text{ m/s}^2$ (c 为常数,其值取当地声速大小)。来流马赫数 $Ma_{\infty}(t)$ 和时间 t 的关系分别可表述为

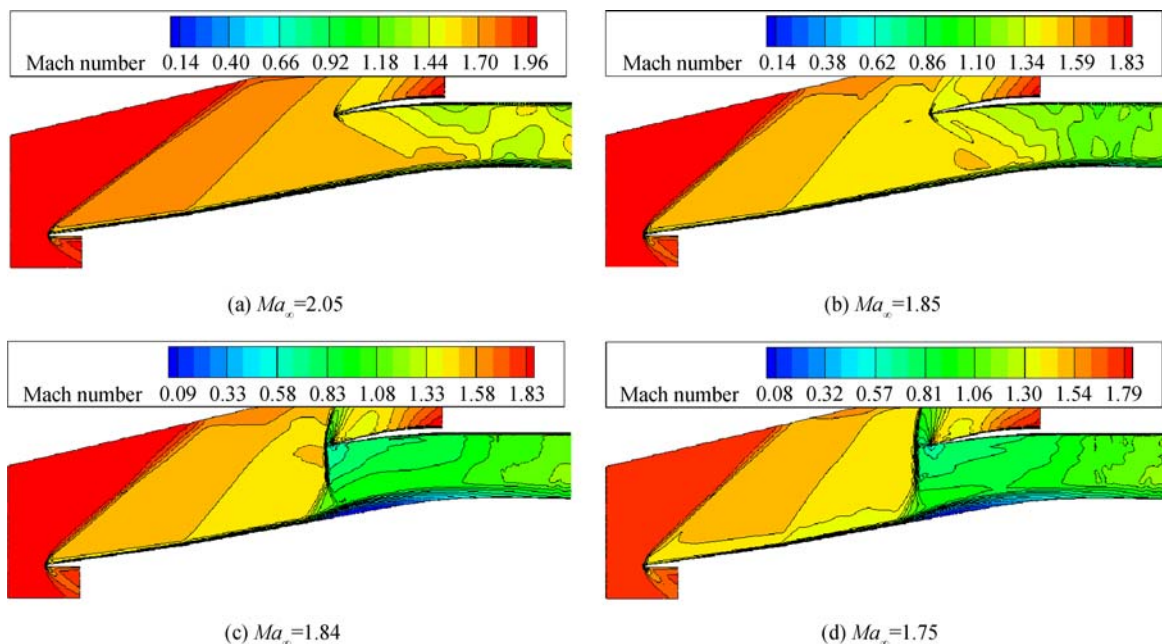
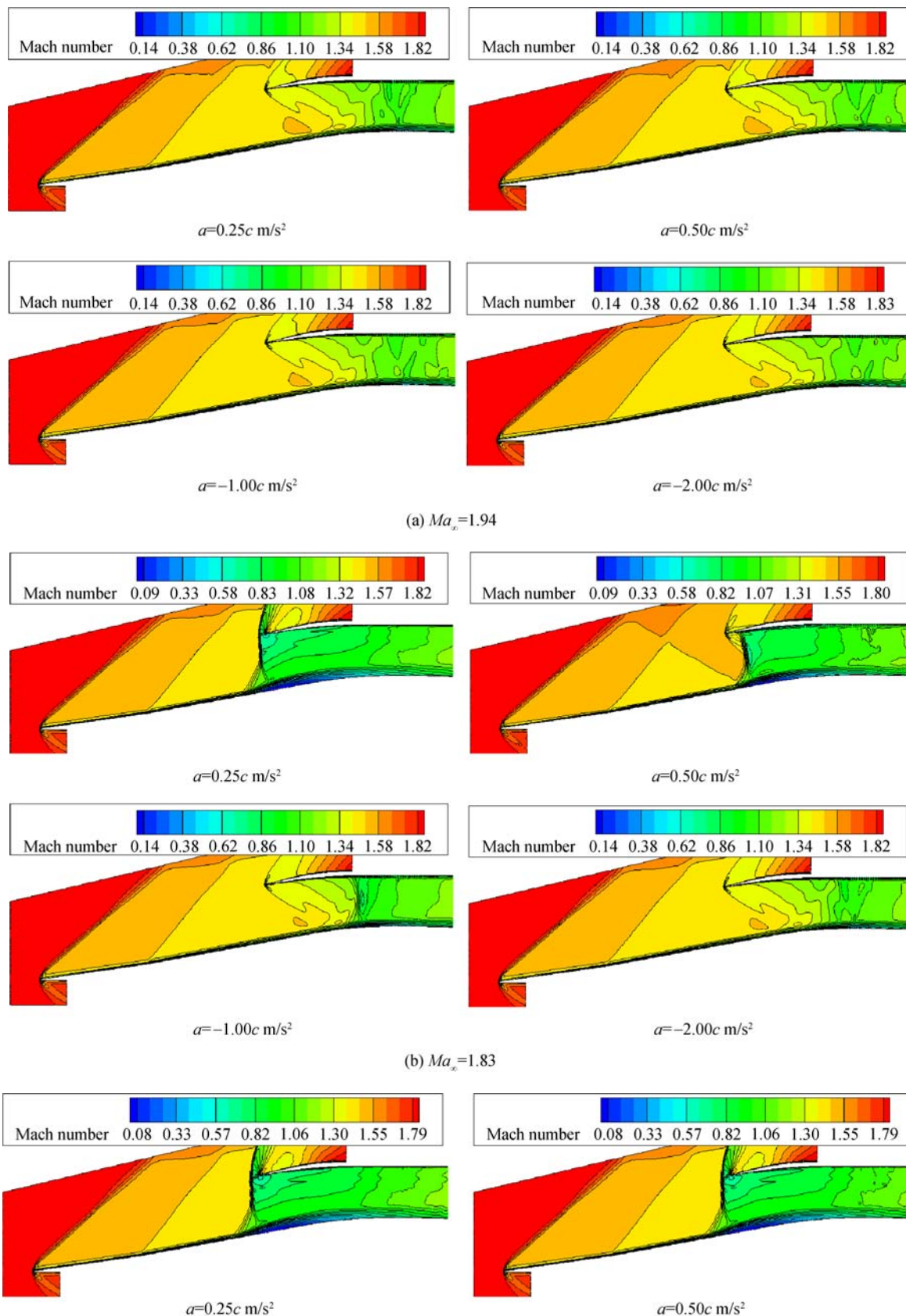


图 8 定常模拟时进气道马赫数云图
Fig. 8 Mach number contours by steady numerical simulation

$$Ma_{\infty}(t) = 2.05 + \frac{a}{c}t \quad (2)$$

图9给出不同加速度下进气道减速过程马赫数等值图。当来流马赫数下降至1.83时,进气道

内通道才出现脱体激波及分离包,直到来流马赫数减小至1.80时,不同加速度下的进气道内通道激波才完全被推出喉道,即在减速过程中,进气道的流场与定常数值模拟相比也存在滞后现象。



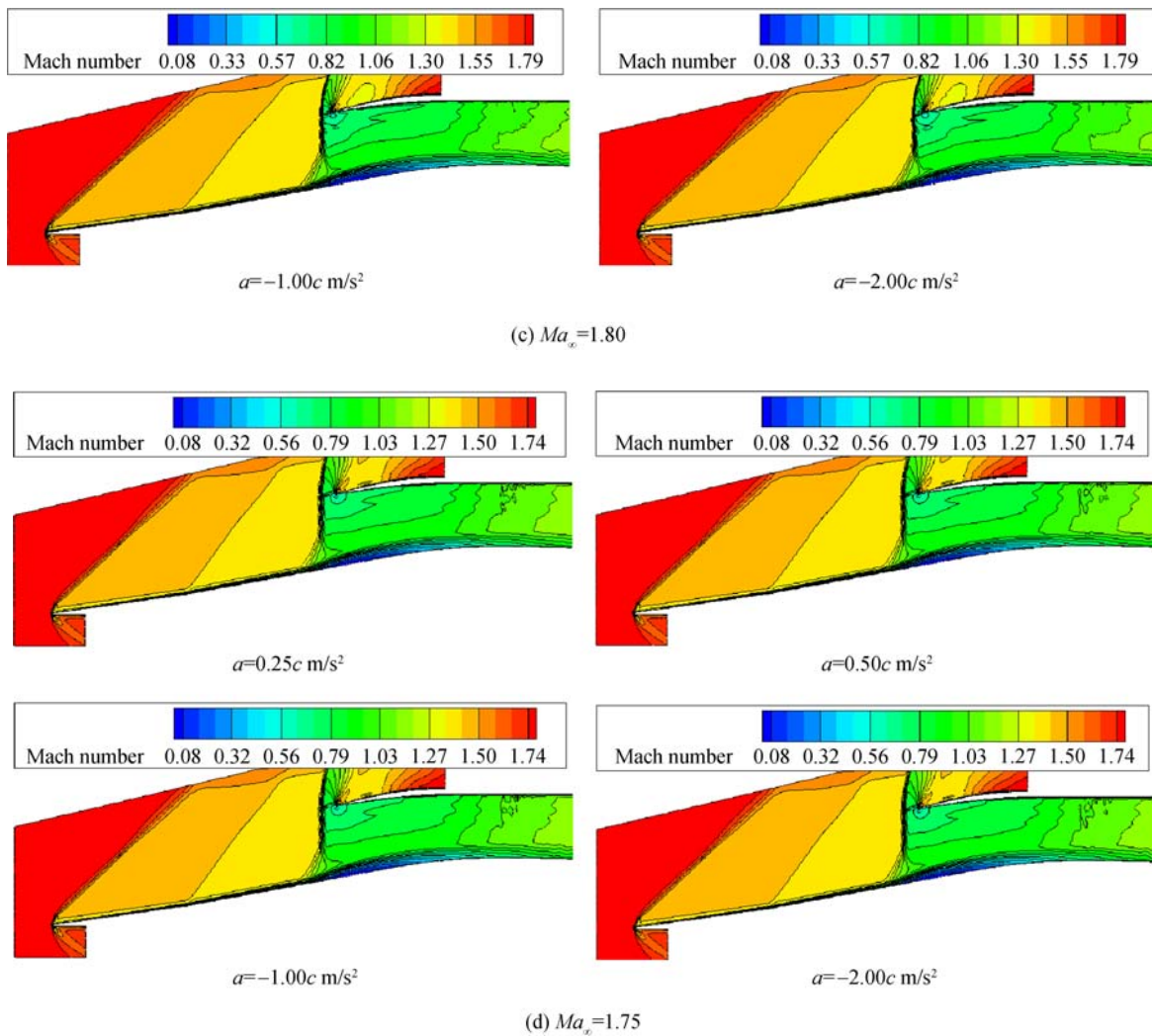


图 9 非定常模拟时进气道马赫数云图

Fig. 9 Mach number contours by unsteady numerical simulation

图 10 给出了减速过程中, 来流马赫数为 1.83 时和 1.75 时, 进气道下壁面沿程静压分布。从图中可以看出, 当来流马赫数为 1.83 时, 不同加速度下的进气道分离包及激波位置有所不同, 加速度为 $0.25c \text{ m/s}^2$ 时的静压曲线与定常模拟时重合, 说明此时进气道进口脱体激波及肩部分

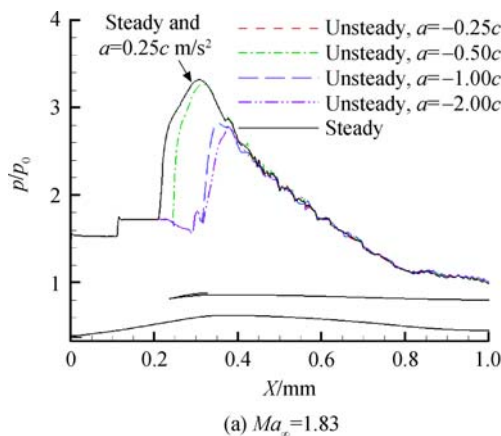
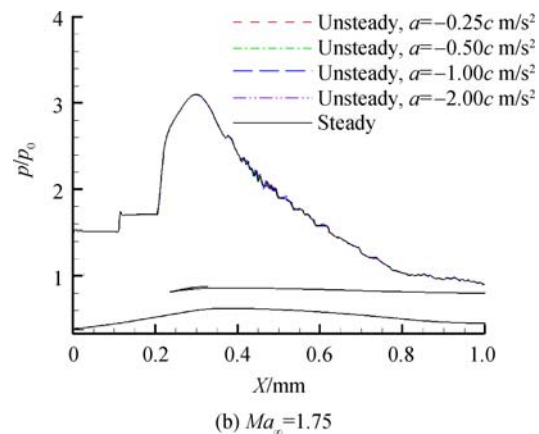
(a) $Ma_{inlet}=1.83$ 

图 10 进气道下壁面沿程静压分布

Fig. 10 Distribution of static pressure along bottom wall of inlet

离包已被推出内通道, 进气道进入不起动状态。当来流马赫数为 1.75 时, 不同加速度下的进气道分离包及激波位置几乎相同。

3.2.2 进气道减速过程气动性能

图11分别给出了进气道在减速过程中,定

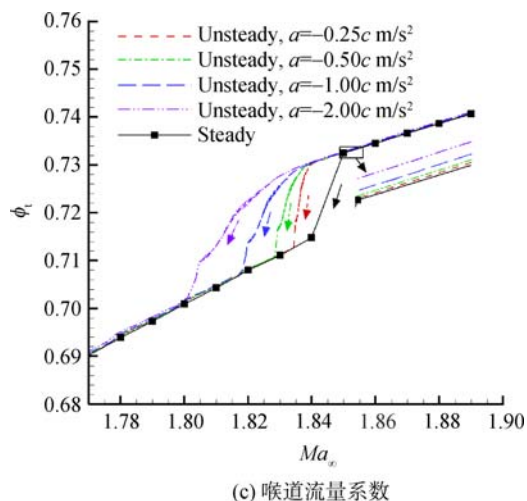
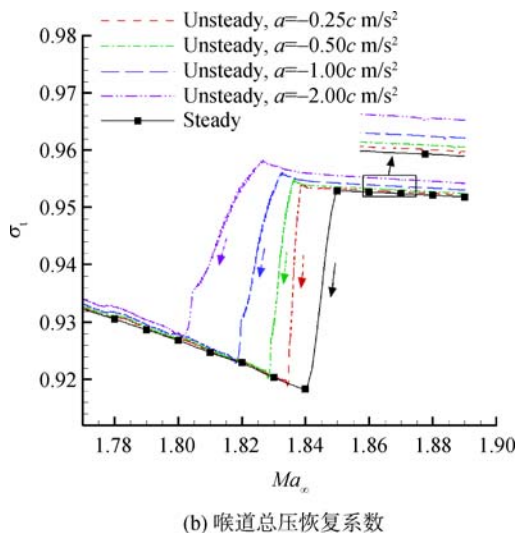
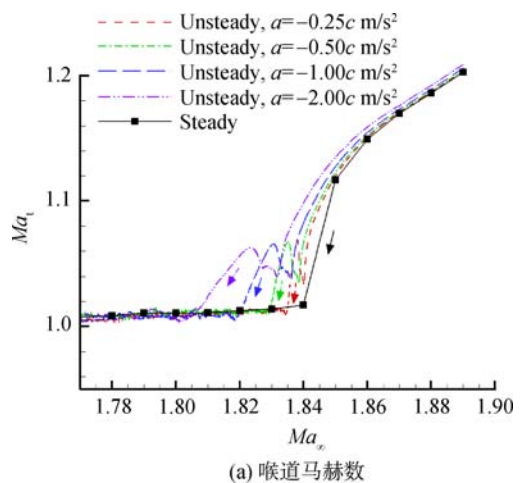


图11 减速过程中进气道气动性能随来流马赫数变化
Fig. 11 Comparison of performance as a function of free stream Mach number in the deceleration process

常/非定常数值模拟情况下的喉道马赫数、总压恢复系数、流量系数随来流马赫数的变化曲线。与进气道加速过程一样,定常/非定常模拟时进气道在减速过程中喉道马赫数及总压恢复系数也存在阶跃式变化。不同的是流量系数也出现了阶跃式降低,这是因为在减速过程中进气道脱体激波被推出喉道后来流马赫数较低,脱体激波远离唇口,产生了溢流。对照图9可以看出,在减速过程中,滞后现象表现为加速度绝对值越大,进气道进入不起动状态的来流马赫数越低。这是因为脱体激波被推出内通道也需要一个过程,脱体激波来不及对来流马赫数的变化作出及时的调整。

从图11还可以看出,非定常数值模拟时,进气道的减速过程的迟滞现象表现为进气道发生不起动现象前的性能参数高于定常数值模拟。

3.3 进气道加速/减速过程对比分析

表1给出了进气道起动/不起动过程所耗费时间。可以看出,在进气道起动过程中,加速度越大,进气道起动过程耗费的时间越少;在进气道不起动过程中,加速度绝对值越大,进气道不起动过程耗费的时间越少。当加速度相同时,进气道不起动过程耗费的时间小于进气道的起动过程。下面对这种现象产生的原因进行分析。

在起动过程中,进气道的加速度越大,进气道在起动过程中来流平均马赫数越高,喉道的流通能力越强,喉道对来流的阻滞作用越小,因此激波被吞入的速度越快;在不起动过程中,进气道加速度绝对值越大进气道在不起动过程中来流平均马赫数越低,喉道的流通能力越弱,喉道对来流的阻滞作用越强,因此激波被推出的速度越快。

在进气道起动过程中脱体激波消失前,脱体激波一直对来流起着阻滞作用,使得波后气流总压降低,通过内通道的能力下降;而在进气道不起动过程中内通道脱体激波出现前,由于不存在激波的阻滞作用,气流可以保持较强的通流能力,一旦不起动过程中进气道内通道出现脱体激波,气流便受到激波的阻滞作用,总压降低,而此时的来流马赫数远低于起动过程中脱体激波被吞入时的来流马赫数,来流通过内通道的能力迅速降低,喉道对气流的阻滞作用迅速增加,脱体激波将会被迅速推出内通道。也就是说,在研究范围内,不起动过程中进气道喉道对来流的阻滞作用远大于起动过程。因此当加速度绝对值一定时,进气道不起动过程所耗的时间小于起动过程所耗的时间。

表1 起动/不起动过程所耗时间
Table 1 Time cost in the start/unstart process

加速度绝对值 $ a /(m/s^2)$	起动过程 开始时 来流马赫数	起动过程 完成时 来流马赫数	起动过程 所耗时间/s	不起动过程 开始时 来流马赫数	不起动过程 完成时 来流马赫数	不起动过程 所耗时间/s
0.25c	1.949	1.959	0.040	1.840	1.835	0.020
0.50c	1.949	1.967	0.036	1.838	1.829	0.018
1.00c	1.950	1.979	0.029	1.834	1.820	0.014
2.00c	1.953	1.998	0.023	1.830	1.805	0.013

4 结 论

本文运用 UDF 对二元超声速进气道的加速/减速过程进行了数值模拟研究,结果表明:

1) 在研究范围内,进气道以不同的加速度绝对值加速/减速时,其气动性能存在迟滞现象,加速度绝对值越大,迟滞现象越明显。

2) 由于受到迟滞作用的影响,加速过程中加速度越大,进气道进入起动状态时的来流马赫数越高;减速过程中加速度绝对值越大,进气道进入不起动状态时的来流马赫数越低。

3) 在研究范围内,加速度绝对值越大,进气道起动过程耗费时间越少,进气道不起动过程耗费的时间也越少;当加速度绝对值一定时,进气道起动过程耗费的时间大于不起动过程耗费的时间。

参考文献:

- [1] Volland R T, Auslender A H, Smart M K, et al. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test[R]. AIAA 99-4848, 1999.
- [2] Walker S H, Rodgers F, Paull A, et al. HyCAUSE flight test program[R]. AIAA-2008-2580, 2008.
- [3] Weiting A R. Exploratory study of transient unstart phenomenon in a three-dimensional fixed-geometry scramjet engine[R]. NASA TND-8156, 1976.
- [4] 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.
- [5] Kantrowitz A, Donaldson C D. Preliminary investigation of supersonic diffusers[R]. NACA-WR-L-713, 1993.
- [6] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [7] Mayer D, Paynter G C. Prediction of supersonic inlet unstart caused by freestream disturbances[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 33(2): 266-275.
- [8] 王翼. 高超声速进气道起动问题研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2008.
- WANG Yi. Investigation on the starting characteristics of hypersonic inlet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [9] 丁海河, 王发民. 高超声速进气道起动特性数值研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1482-1487.
- DING Haihe, WANG Famin. Hypersonic inlet start characteristics numerical study[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1482-1487. (in Chinese)
- [10] 游进, 夏智勋, 王登攀, 等. 高超声速进气道再起特性及其影响因素数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(2): 161-166.
- YOU Jing, XIA Zhixun, WANG Dengpan, et al. Numerical study on influencing factors of restarting characteristics for a hypersonic inlet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(2): 161-166. (in Chinese)
- [11] 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.
- XIE Lürong, GUO Rongwei. Investigation of the restart performance of a mixed-compression two-dimensional supersonic inlet with fixed-geometry[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 389-395. (in Chinese)
- [12] Timofeev E V, Tahir R B, Molder S. On recent development related to flow starting in hypersonic air intakes[R]. AIAA-2008-2512, 2008.
- [13] 刘凯礼, 张堃元. 俯仰振荡引起的二元高超声速进气道不起动/再起特性[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 676-680.
- LIU Kaili, ZHANG Kunyuan. Unsteady start/unstart characteristics of 2-D hypersonic inlet caused by oscillating angle-of-attack[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 676-680. (in Chinese)
- [14] YU Daren, CHANG Juntao, BAO Wen, et al. Optimal classifications criterions of hypersonic inlet start/unstart[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 310-316.
- [15] 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 Huacheng, LIANG Dewang. Analysis of characteristics of restart performance for a hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 390-393. (in Chinese)
- [16] WANG Weixing, GUO Rongwei. Numerical study of un-

- steady starting characteristics of a hypersonic inlet[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 563-571.
- [17] Izumi K, Aso S, Nishida M. Experimental and computational studies focusing processes of shock waves reflected from parabolic reflectors[J]. Shock Waves, 1994, 3(3): 213-222.
- [18] 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧定几何二元混压式进气道的流场特征和气动性能分析[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 257-263.
- XIE Lürong, Guo Rongwei. Flow pattern and performance of fix-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlets with 90° configuration at venter of the missile [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2011, 29(3): 257-263. (in Chinese)
- [19] 王明昆, 董金钟, 胡学光. 马赫数振荡状态下带抽吸槽进气道非定常数值模拟[J]. 火箭推进, 2009, 35(6): 5-13.
- WANG Mingkun, DONG Jinzhong, HU Xueguang. Unsteady numerical simulation of the inlet with a bleed slot in oscillating flow[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(6): 5-13. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)