

文章编号:1000-8055(2009)10-2221-07

攻角动态变化对侧压式进气道起动特性影响的风洞试验

郭 斌, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了探寻不同频率下攻角动态变化对进气道起动性能的影响,进行了攻角以不同频率调节的侧压式进气道 $Ma=3.85$ 的风洞试验. 对一个设计 $Ma=6$ 、起动 $Ma=2.5$ 的侧压式进气道完成了攻角从 $0^\circ \rightarrow 8.15^\circ \rightarrow 0^\circ$, 频率分别为 $0.8, 1.6, 3.2$ Hz 和 6 Hz 的数次吹风试验. 试验结果表明:四种频率状态下进气道在一个振荡周期中都能经历一个起动—不起动—再起动的过程;随着频率的增加,在进入振荡的第 1 个周期内不起动攻角缓慢增大,而在之后的周期性变化中不起动攻角急剧减小.

关 键 词: 攻角动态变化;侧压式进气道;风洞试验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Wind tunnel experiment of the influence of dynamic change of attack angle on start property of sidewall compression scramjet inlet

GUO-Bin, ZHANG Kun-yuan

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: In order to explore how the change of attack angle at different frequencies influences the start property of inlet, this paper conducted a wind tunnel experiment for the sidewall compression scramjet inlet with Mach number 3.85 and attack angle at different frequencies. The sidewall compression scramjet inlet, with designed Mach number 6 and start Mach number 2.5, was subject to several flow tests, when attack angle changed from 0° to 8.15° again down to 0° , with the frequency at $0.8, 1.6, 3.2$ Hz and 6 Hz, respectively. Results show that at each frequency, the inlet in a periodic oscillation succeeds to go through a start-unstart-restart process. With the increase of frequency, attack angle gradually goes up in the first periodic oscillation, and sharply goes down in the proceeding periodic oscillation.

Key words: the dynamic change of attack angle; sidewall compression scramjet inlet; wind tunnel experiment

在大气层中以高超声速飞行的高超声速飞行器,超燃冲压发动机是唯一兼具实用性和经济性的推进系统.众所周知,具有双模态功能的超燃冲压发动机不可能从零速度开始工作,它必须由助推器推进到冲压发动机能开始工作的马赫数,例如 $Ma=2\sim 3$ (亚燃冲压)、 $Ma=5\sim 6$ (超燃冲

压),而这种以超燃冲压发动机为续航动力的高超声速飞行器,一旦助推器分离,它的质心、压力中心瞬间会发生巨大移动,必然使飞行器受到各种扰动力矩的干扰,尤其是俯仰力矩的瞬变引起飞行姿态的剧烈变化,可能使飞行器进入一种周期性的俯仰振荡之中.为了避免这种不利情形的出

收稿日期:2008-10-21; 修订日期:2008-12-23

作者简介:郭斌(1984-),男,河北保定人,硕士生,研究方向为内流气体动力学. E-mail:gboy204@yahoo.cn

现,高超声速飞行器的设计必须考虑这一因素,2004年美国试飞成功的X-43A高超声速飞行器就将助推器分离后的飞行姿态作了严格的限定,以保证随后的超燃冲压发动机有一个良好的进气条件和工作环境^[1].

在分离瞬间对飞行姿态变化最敏感的莫过于超燃冲压发动机的首要部件——高超声速进气道,很可能在攻角的动态变化中,一个原本已经起动的进气道会突然陷入不起动的境地,从而造成整台发动机熄火的严重后果.因此,它能否在攻角的快速变化中保持正常工作是发动机能否工作的先决条件,快速的攻角变化究竟对进气道造成哪些影响就成为本文关注的重点.

目前虽然对进气道攻角影响其性能的研究较多^[2-3],但大多以稳态研究为主.在稳态研究中人们发现随着攻角的增加,外压波系增强,进气道流量系数会下降^[4-6].而关于进气道攻角动态变化的研究不多,初步研究表明,随着攻角的增加,可能会导致进气道的不起动^[7].

攻角的动态变化必然与变化频率有关,因为不同频率的攻角变化对进气道可能有不同的影响.本文以一典型的侧压式进气道为例,进行了不同频率下的攻角动态变化吹风试验,重点研究攻角变化频率对进气道起动特性的影响.

1 试验模型及风洞介绍

本文所选的侧压式进气道采用两级顶板与侧板相结合的混合压缩模式,侧板压缩角为 5.5° 并有 30° 后掠.模型的设计 $Ma=6$,起动 $Ma=2.5$.在隔离段出口对称面上沿高度方向安装了总压耙,试验模型沿顶板,唇口底板中心线及侧板隔离段中心高度处总共布置了40个静压测孔(如图1).

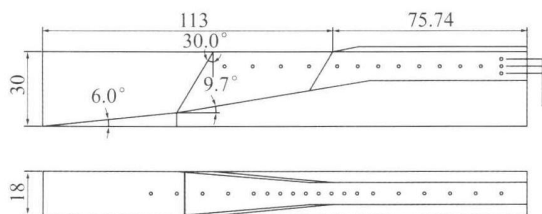


图1 侧压式进气道模型

Fig. 1 Model of sidewall compression inlet

为了实现进气道攻角的快速变化,设计出了如图2的攻角调节机构.其中图2(a)展示了 0° 攻角时的模型状态,图2(b)展示了 8.15° 攻角时的

状态.图2(c)为带 8.15° 攻角的模型在试验风洞中的实物照片.

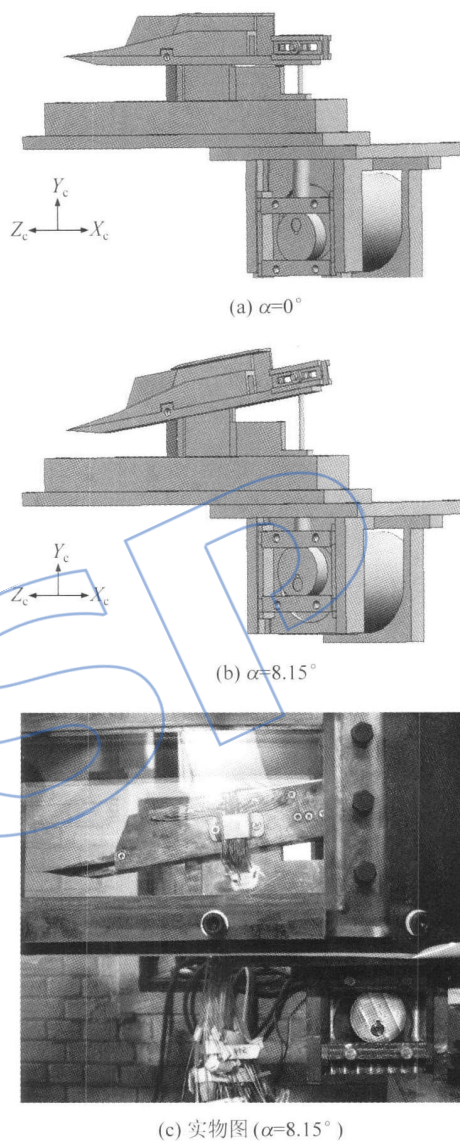


图2 侧压式进气道攻角调节机构

Fig. 2 Adjustable attack angle mechanism of sidewall compression inlet

整个调节机构以调速电机为动力,在信号发生器的控制下,以可控的频率带动偏心凸轮旋转,偏心凸轮带动整个矩形框在滑槽内上下移动,再通过连杆带动两个滚动轴承在进气道后侧的矩形滑槽内滚动,进而实现了进气道攻角的快速变化.这套调节机构产生的攻角变化范围在 $0^\circ \sim 8.15^\circ$ 之间,凸轮的设计使得一周周期攻角的变化类似于正弦曲线的变化规律,它可以表示为

$$\alpha = \arctan \left[\frac{9.5 \times \left(1 - \cos \frac{\pi t}{\phi} \right)}{132.705} \right] \quad (1)$$

式中 α 代表攻角; t 为时间; ϕ 为半个周期所用的时间. 如电机运转频率为 0.8 Hz 时, 对应的 $\phi = 0.625$ s.

图 3 是电机转动频率为 0.8 Hz 时攻角随时间的变化曲线.

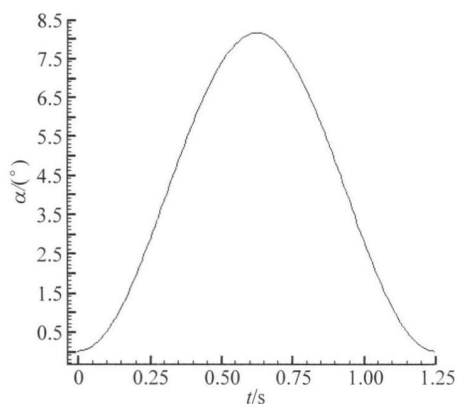


图 3 一个周期内攻角随时间变化图

Fig. 3 Changes of α in one period

模型试验在南京航空航天大学能源与动力学院的 100 mm × 100 mm 小高超风洞中进行, 风洞采用高压-真空联合工作方式. 风洞来流为总压 0.7 MPa 的连续供气系统, 风洞下游接 400 m³ 的真空箱和真空泵抽吸系统, 整个风洞可连续工作 2 min 以上. 风洞配有 200 mm 直径的双镜反射纹影仪以观察、记录流场中的波系结构. 压力采集采用 PSI 公司的 98 RK 电子压力扫描阀 (64 路) 测压系统, 该系统可以瞬时记录所有的压力测点, 而且可以实现 100 次/s 的连续采集, 测压精度为 0.05 %^[8].

2 试验结果分析

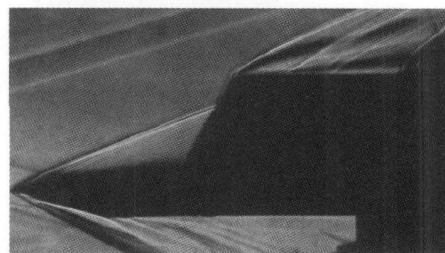
2.1 试验过程介绍

模型通过上面描述的传动装置来实现攻角的周期性变化. 让进气道攻角在 0°~8.15° 之间以不同的频率快速俯仰摆动, 共进行了 0.8, 1.6, 3.2 Hz 和 6 Hz 四种频率的试验.

试验中每一个状态均用电子压力扫描阀记录下各测点的静压、出口截面及来流的皮托压力, 用双镜纹影仪观察流场, 并拍摄侧压式进气道唇口前波系的纹影照片. 图 4 为试验过程中拍摄的纹影照片.

2.2 攻角动态变化导致的进气道不起动现象

图 5 给出了两种频率下顶板中心线上第 12 测点, 即进气道唇口内部第 2 点压力随时间的变



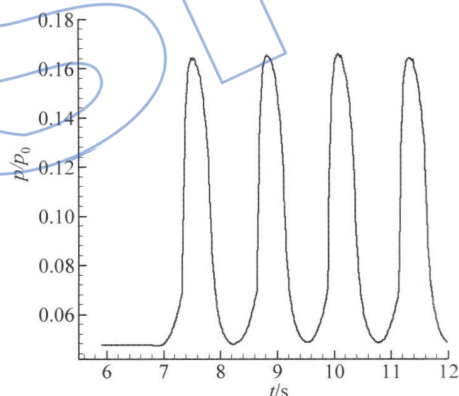
(a) $\alpha = 0^\circ$



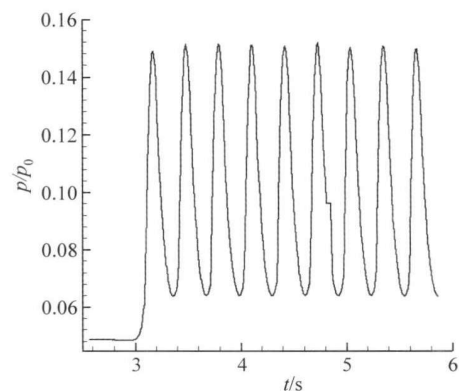
(b) $\alpha = 8.15^\circ$

图 4 侧压式进气道纹影照片

Fig. 4 Schlieren photograph of sidewall compression inlet



(a) 0.8 Hz 时第 12 测点压力随时间变化曲线



(b) 3.2 Hz 时第 12 测点压力随时间变化曲线

图 5 两种频率下第 12 测点压力随时间变化曲线

Fig. 5 Variation of pressure No. 12 with time at different frequencies

化曲线.从图中可以看出,当攻角进入周期性变化时,随着频率的增加,尽管每一周期中攻角都会回到 0° ,但第 12 测点在 0° 攻角时的压力始终大于振荡开始前该点在 0° 时的压力,它已无法恢复到振荡之前的状态.换言之,当进气道攻角进入周期性振荡后,进气道内第 1 周期的压力变化与之后所有的周期会有所不同.在 2.3 节将会详细地分析这一奇特现象.

参照文献[9]对准稳态攻角变化侧压式进气道的分析方法,进气道顶板第 12 测点可以忠实地反映进气道是否进入不起动状态.图 6 就是攻角振荡频率 0.8 Hz 下第 12 测点压力随时间的变化规律.

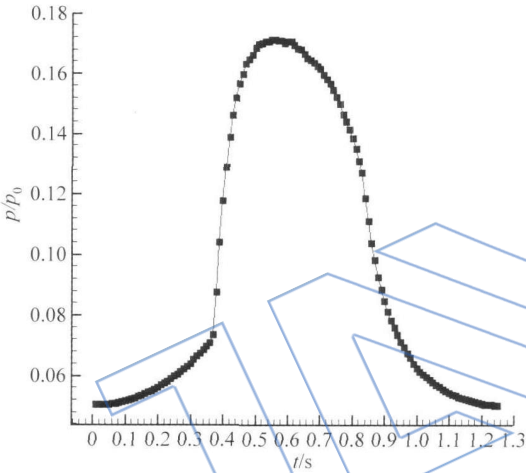


图 6 第 12 测点压力随时间变化曲线

Fig. 6 Variation of pressure No. 12 with time

图 7 给出了 $t=0, 0.35, 0.39$ s 和 0.54 s (即攻角达到 8°) 四个时刻的顶板中心线的压力分布.结合图 6 第 12 测点压力随时间变化曲线,可以看到随着攻角的增加,第 12 测点的压力值一直在平稳升高,直至 0.37 s 时压力出现陡增,即表明顶板中心线的压力陡升点发生在唇口之前,也就是出现了脱体唇口波,进气道进入不起动状态,此时的攻角大约是 5.25° .之后随着攻角继续加大,各测点压力继续升高,直至达到 8° 攻角.可以看出,在 $t=0.35$ s 之前进气道始终处于起动状态,只是由于攻角的加大,压力值会普遍升高.若对比起动-不起动临界状态 0.35 s 和 0.39 s 的压力分布,发现前 10 个测点压力值几乎重合,从第 12 测点开始压力出现突变.

图 8 是攻角降低过程中的顶板压力变化,结合图 6,大致可以得到与以上相对称的变化规律.

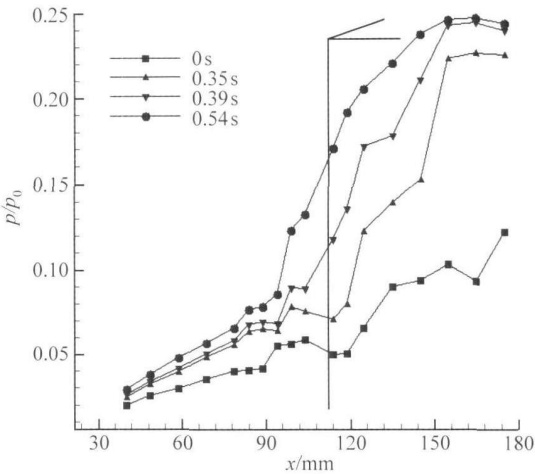


图 7 攻角增大时顶板中心线压力分布图

Fig. 7 Pressure distribution of top plate with increase of α

只是由于进气道在从不起动到起动过程中,要将在唇口的脱体激波吞入隔离段,整个过程相对于产生脱体激波来讲需要更长的时间,因此第 12 测点的压力下降得相对平缓一些.但是通过对比 0.84 s 与 0.93 s 的压力曲线,我们依然发现第 12 测点的压力下降的也较厉害,顶板中心线的压力陡升点移动到唇口之后,这就表明激波已进入唇口内,进气道再次恢复到原先的起动状态.

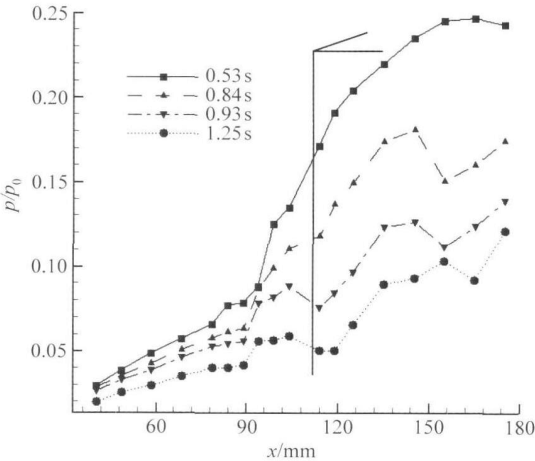


图 8 攻角减小时顶板中心线压力分布图

Fig. 8 Pressure distribution of top plate with decrease of α

在其他三种频率的风洞试验中我们也发现了类似的规律.这就说明,尽管频率发生变化,但是进气道在攻角 0° 增加到 8.15° 又减小到 0° 的过程中,都要经历起动-不起动-再起动的过程.

2.3 不同攻角变化频率下的进气道性能

首先,我们给出不同频率下第 12 测点的压力随时间变化图(见图 9).为了方便比较,每一个频率我们均给出了一个周期的变化曲线.即从 0 攻角变到 8.15 攻角再变回 0 的一个过程.

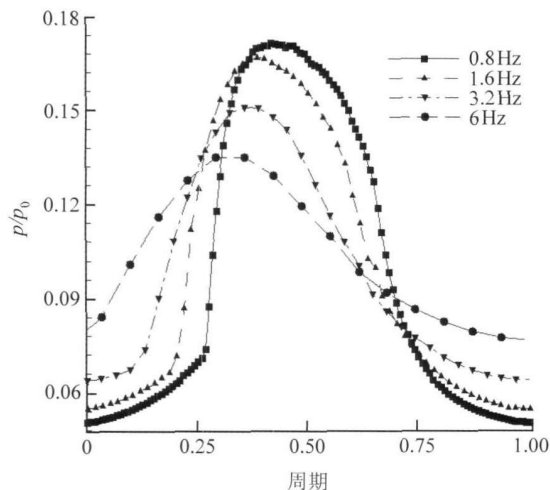


图 9 不同频率下第 12 测点随时间变化曲线

Fig. 9 Variation of pressure No. 12 with time at different frequencies

从图 9 中不难发现,频率越快,相对应的压力变化幅度越小.当电机转动频率为 0.8 Hz 时,第 12 测点压力无量纲值分布范围为 0.050~0.171,而当转速提到 1.6 Hz 时为 0.054~0.167,3.2 Hz 时就缩小到 0.064~0.151,6 Hz 时更是达到了 0.076~0.129.同时,在其他测点也发现了类似情况.说明随着频率加快,进气道内部压力变化范围缩小,可以想象当频率足够快时,甚至可能趋近于一个常值.

从图 9 中还可以发现,不同频率的各条曲线起始点,即 0 攻角下的压力值存在显著差别,频率越高,0 攻角时第 12 测点的压力值越高.为此,把不同频率情况下,顶板中心线压力分布进行对比.从图 10 中可以清晰地看到,0.8 Hz 时各测点的压力与稳态时基本相同.而随着频率的增加,其各点压力都有不同幅度的增加,特别是越靠后面的测点越明显.位于隔离段后部(第 16 测点~第 19 测点)的压力增幅更大.尤其是在 6 Hz 情况下,隔离段后部压力陡升,几乎达到了进气道不起动时的压力值.图 11 给出了进气道在攻角振荡过程中恰好回到 0 时的瞬时出口马赫数,可以看出,出口马赫数随振荡频率的增加而降低,说明在攻角的周期性振荡过程中,频率对进气道性能的

影响不容忽视.

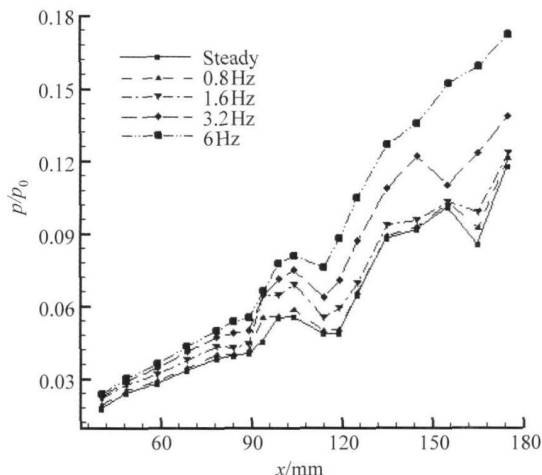


图 10 不同频率下顶板中心线压力分布($\alpha=0^\circ$)

Fig. 10 Pressure distribution of top plate at different frequencies ($\alpha=0^\circ$)

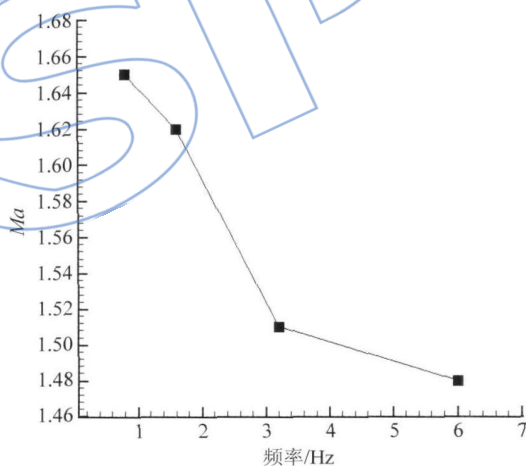


图 11 不同频率下出口马赫数($\alpha=0^\circ$)

Fig. 11 Exit Mach number at different frequencies ($\alpha=0^\circ$)

2.4 不同攻角变化频率对进气道起动性能的影响

结合之前的分析,依然可以通过第 12 测点的压力突升来判断进气道是否出现不起动现象,而当出现不起动现象时,这时进气道的瞬时攻角定义为不起动攻角.

从图 9 中可以发现,无论哪种频率情况下,当第 12 测点的无量纲压力升到大约 0.083 时进气道不起动,而频率越快,第 12 测点的突升点就越靠前.通过式(1)进行换算,可以得到不同频率下进气道的不起动攻角.另外,更为值得注意的是,当进气道从开始的稳态 0 攻角到进行周期性振

荡的过程中,其第 1 周期的不起动攻角与其他周期会有所不同,这是因为在第 1 周期中不同频率的开始 0 攻角时各测点压力相同,而在之后的周期性变化中不同频率的 0 攻角时各测点压力却各不相同(如图 10),从图 5 也得到了相似的结论,就是进气道在进入振荡后第 1 周期的振动形式与之后所有周期都有所区别.因此,计算得到第 1 周期的不起动攻角与其他周期的不起动攻角也不相同.最终,得到了表 1 中所列的情况.

表 1 进气道不起动攻角随攻角变化频率的关系
Table 1 Influence of attack angle change frequency on unstart attack angle in inlet

参数	数值			
电机转动频率/ Hz	0.8	1.6	3.2	6
不起动攻角(第 1 周期)/(°)	5.3	5.45	5.8	6.68
不起动攻角(其他周期)/(°)	5.25	4.24	2.63	1.11

图 12 就是根据表 1 的数据绘成的直观曲线,虚线代表第 1 周期内不起动攻角随频率的变化规律,实线则是其他周期的变化规律.我们发现,在第 1 周期内,不起动攻角随着频率的增大而缓慢升高,而进入周期性振荡过程后,不起动攻角将随着频率的升高而快速下降.这说明,频率越快,进气道对攻角变化带来的反应越慢.在第 1 周期中,由于先前进气道处于良好工作状态,所以频率的增大有利于进气道流场保持原有起动状态,导致了第 1 周期内,不起动攻角随着频率的增大而升高;而一旦在第 1 周期内出现了不起动,那么随着频率的升高,进气道更倾向于保持不起动状态,这就导致了在周期性振荡过程中,不起动攻角将随着频率的升高而下降.

另外从图 12 中还可以发现,不起动攻角在第 1 周期内的上升速度远小于在之后周期内的下降速度,这就意味着在一个更高的频率中可能出现进气道在第 1 周期中依然出现的不起动,而进入周期性振荡后却无法实现再起动的现象.因此,综合看来,频率越快,对进气道的起动性能影响越大.这就是说,一旦高超声速飞行器在助推器分离后,如果不能迅速抑制攻角的快速周期性振荡,进气道出现不起动的危险性将大大增加.

为了证明上述现象的可靠性,还进行了重复性试验,图 13 就是频率为 1.6 Hz 时第 12 测点的重复性试验对比,可以看出两次试验得到的数据几乎完全重合,证明本文的试验结果可信.

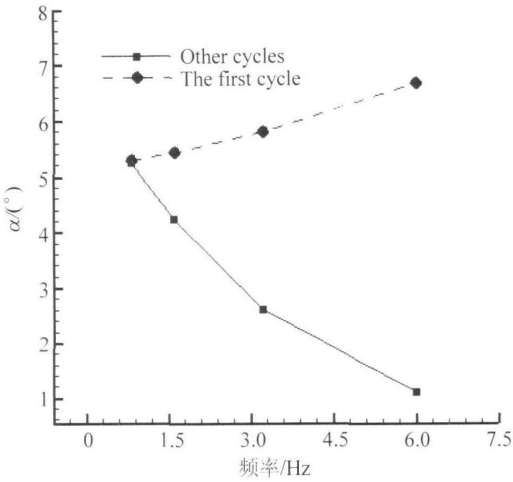


图 12 不同频率下进气道不起动攻角
Fig. 12 Unstart α in inlet at different frequencies

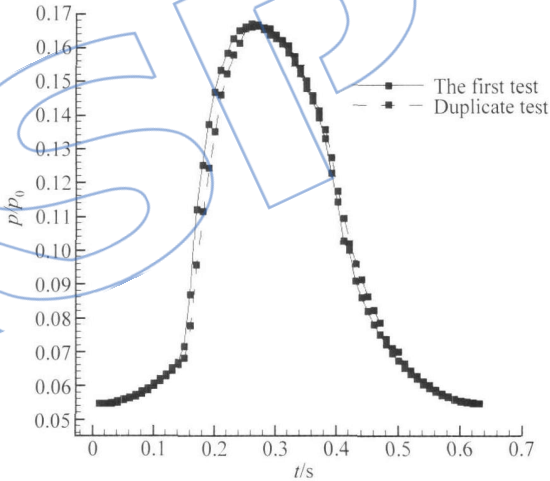


图 13 第 12 测点验证试验
Fig. 13 Duplicate experiment No. 12

3 结 论

本文完成了一个设计 $Ma=6$ 、起动 $Ma=2.5$ 的不同频率下动态攻角可调侧压式进气道模型的设计,并进行了 $Ma=3.85$ 的吹风试验.得到以下结论:

- 1) 试验进气道模型完成了不同频率下 $Ma=3.85$ 、攻角从 0 到 8.15°又恢复到 0°的周期性振荡吹风过程,发现在不同频率下,进气道在每一个周期都会经历从不起动—不起动—再起动的过程.
- 2) 进入周期性振荡中,随着频率的增加,进气道回复到 0 时对应点压力值出现攀升.
- 3) 在进气道进入振荡的第一周期内,不起动攻角随着频率的升高缓慢升高,而在随后所有的

周期中,不起动攻角将随着频率的升高而快速下降.如果频率足够快,可能会导致进气道全程不起动.

4) 综合看来,频率越快,进气道对攻角变化带来的反应越慢,而进气道性能越差.

参考文献:

- [1] Tartabini P V, Bose D M, Thornblom M N, et al. Mach 10 stage separation analysis for the X43-A [R]. AIAA 2006-1038.
- [2] Zha G C, Knight D, Smith D. Numerical investigations of high speed civil transport inlet unstart transient at angle of attack[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(6): 851-856.
- [3] Zha G C, Knight D, Smith D. Numerical simulation of high speed civil transport inlet operability with angle of attack[J]. AIAA Journal, 1998, 36(7): 1223-1229.
- [4] Boon S, Hillier R. Mach 6 hypersonic inlet flow analysis at incidence[R]. AIAA 2006-3036.
- [5] 金志光. 超燃冲压发动机高超侧压式进气道设计方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
- JIN Zhiguang. Design methodology investigation of three-dimensional sidewall compression scramjet inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [6] 梁德旺,袁化成,张晓嘉. 影响超声速进气道起动能力的因素分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 717-718.
- LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 717-718. (in Chinese)
- [7] 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): 816-820.
- CHANG Juntao, YU Daren, BAO Wen. Characteristic analysis of unstart/restart of hypersonic inlets caused by variations of attack angle of freestream[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 816-820. (in Chinese)
- [8] 金志光,张堃元. 高超侧压式进气道高焓脉冲风洞试验[J]. 推进技术, 2005, 26(4): 320-323.
- JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Test of a generic sidewall compression scramjet inlet in the high-enthalpy impulse wind tunnel [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 320-323. (in Chinese)
- [9] 郭斌,张堃元. 攻角动态变化的侧压式进气道风洞实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1601-1605.
- GUO Bin, ZHANG Kunyuan. Wind tunnel experiment of sidewall compression inlet with adjustable attack angle [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1601-1605. (in Chinese)