

文章编号:1000-8055(2011)08-1794-07

侧压式进气道动态攻角特性的风洞实验

刘凯礼¹, 张堃元¹, 郭 斌²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航天科技集团公司 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘 要: 为了研究攻角导致的来流条件非定常变化对高超声速进气道性能的影响, 以一个设计马赫数为 6 的侧压式进气道为研究对象, 结合数值模拟的方法, 在马赫数为 3.85 条件下进行了攻角动态变化的风洞实验, 攻角变化范围为 $0^\circ \sim 8.2^\circ$, 最大频率达到 10.4 Hz. 研究表明: 工作在大攻角时, 侧压式进气道出现不起动现象, 流场特征出现很大变化; 攻角动态变化时, 进气道重复出现起动-不起动-再起动现象, 由于受到壁面运动的影响, 壁面点压力随攻角的变化曲线出现一定的迟滞现象, 这在不起动时尤为明显; 当进气道攻角动态频率增加时, 进气道不起动时的攻角逐渐增加, 而再起动时的攻角逐渐减小.

关 键 词: 高超声速进气道; 不起动; 风洞实验; 攻角动态变化; 非定常流动

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiments of sidewall compression scramjet inlet on dynamic characteristic of angle-of-attack

LIU Kai-li¹, ZHANG Kun-yuan¹, GUO Bin²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Academy of Aerospace Aerodynamics,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to research the influence of dynamic angle-of-attack on the performance of hypersonic inlet, wind tunnel experiments were conducted on a sidewall compression scramjet inlet with $Ma=3.85$, range of angle-of-attack $0^\circ \sim 8.2^\circ$ and frequency up to 10.4 Hz. The present work suggests that: with the high angle-of-attack, the inlet could work in unstart mode, and flow field features are significantly altered and also analyzed by a computational fluid dynamics (CFD) solver. In the dynamic process of angle-of-attack, the inlet could go through a start-unstart-restart process but the pressure on the wall has the hysteresis effect, especially when the inlet is unstart. With the rise of frequency, the value of unstarting angle-of-attack could increase and restarting value could decrease in the oscillation.

Key words: hypersonic inlet; unstart; wind tunnel experiment;
dynamic angle-of-attack; unsteady flow

经过半个多世纪的发展, 多个高超声速验证飞行器已开展飞行演示实验. 在飞行过程中, 高超声速飞行器会经受不同的扰动, 诸如: 转级分离过程^[1]、进气道打开/关闭过程^[2]、燃烧室点火/熄

火^[3]和机动飞行等, 带来的扰动力矩可能对飞行姿态的保持带来不利影响. 出于一体化方面的考虑, 飞行器一般都采取侧向几何对称而纵向几何不对称的构型, 显然, 扰动力矩对俯仰姿态影响较

收稿日期: 2010-08-11; 修订日期: 2010-12-03

作者简介: 刘凯礼(1984-), 男, 江苏宿迁人, 博士生, 研究方向为推进系统内流气动力学.

为严重. 目前成功进行试飞的 X-43A^[4], Hyshot^[5], HyCAUSE^[6] 等验证飞行器在飞行过程中都经历了攻角 (angle-of-attack, α) 动态变化过程. Hyshot 进行的第二次飞行试验中, 二元高超声速进气道经历了幅值约为 10° 、频率 (frequency, f) 约为 5.2 Hz 的攻角动态变化过程, 由于其进气道在喉道处进行了大范围的附面层抽吸, 动态条件下的进气道性能基本保持和稳态时类似. HyCAUSE 在飞行试验中, 采用的内收缩进气道经历了幅值为 $15^\circ \sim 20^\circ$ 、频率约为 2.3 Hz 的动态过程. 由于攻角和侧滑角的大幅度动态变化, 在如此恶劣的进气条件下, 该进气道经历了无数次的不起动与再起动过程, 其性能经受了很大考验. 进气道作为高超声速飞行器的关键部件, 进入俯仰状态和俯仰振荡状态时, 攻角导致的来流条件定常/非定常变化必然使内部流动偏离原有基本流场, 此时进气道是否还能正常起动工作, 流场特征及性能如何变化, 给下游燃烧室提供气流的品质如何, 这是高超声速进气道研究中值得探索的问题^[7-9]. 文献[10]在马赫数 $Ma=4.03$ 条件下, 采用动网格的方法, 初步对二元高超声速进气道进行了考虑黏性的二维非定常数值模拟研究, 结果表明, 攻角动态变化时, 进气道流场特征和性能参数出现明显的迟滞现象, 壁面附近低速区的产生、发展及消失影响进气道气动特性. 文献[11-12]进行了攻角动态变化对侧压式进气道性能影响的风洞实验研究, $Ma=3.85$ 条件下攻角从 0° 到 8.15° 动态变化频率达到 6 Hz, 分析认为攻角动态变化时进气道的气动特性和稳态相比存在较大差异, 然而从后期分析来看, 文献[12]的结论还是有待商榷的.

本文在课题组前期进行的非定常数值模拟及实验研究的基础上, 选取典型侧压式高超声速进气道为研究对象, 采用风洞实验的研究方法, 结合数值模拟方法分析侧压式进气道攻角条件下的流场特征, 研究攻角动态变化对高超声速进气道气动特性及性能的影响.

1 实验设备与实验模型

1.1 风洞系统

实验在南京航空航天大学 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ 小高超风洞中进行, 风洞工作马赫数 $Ma=3.85$, 5.3. 风洞采用高压-真空联合工作方式, 来流为总压为 0.7 MPa 的连续供气系统, 下游接容积为 400 m^3 的真空箱和真空泵抽吸, 整个风洞在 $Ma=$

3.85 可连续工作 2 min 以上. 风洞配有直径为 200 mm 的双镜反射纹影仪, 为了观察、记录动态流场, 采用一台数码像机对攻角动态变化过程中的波系结构进行连续拍摄.

1.2 实验模型

对一个设计马赫数为 6.0 的侧压式进气道进行 $Ma=3.85$ 风洞实验, 如图 1 所示. 模型尺寸与文献[11-12]相同, 进气道采用顶压/侧压相结合的混合压缩模式, 两级顶板角度分别为 6° 和 3.7° , 侧板压缩角为 5.5° 并有 30° 后掠. 为了监测内部流场, 在进气道内壁面沿程布置静压孔, 从前到后, 顶板标号为 T1~T19, 唇口板标号从 C1~C7, 侧板标号从 B1~B14, 进气道出口截面在高度方向安装总压耙, 标号从 Z1~Z3. 进气道和调节机构装配模型如图 2 所示, 进气道攻角由该调节机构自动完成, 机构包含步进电机、脉冲信号发生器、凸轮系统等组成. 整个机构以步进电机为动力, 在脉冲信号发生器的控制下, 步进电机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, 矩形框通过连杆带动进气道后侧的矩形滑槽上下运动, 从而实现了进气道攻角快速、连续的动态变化.

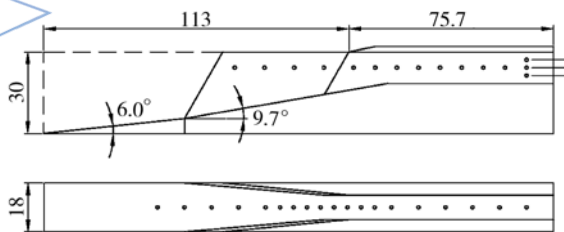


图 1 实验模型示意图

Fig. 1 Sketch of the inlet model

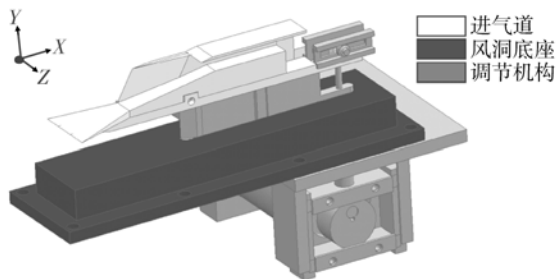


图 2 调节机构示意图

Fig. 2 Adjustable mechanism of inlet

进气道动态攻角 α 与电机频率 f 、时间 t 的关系可以表述为

$$\alpha = \arctan \left[\frac{R - r \cos(2\pi ft) - (R - r)}{L} \right]$$

式中 R 为凸轮直径, r 为凸轮偏心距, L 为进气道俯仰转轴到连杆系统的距离. 进气道攻角动态攻角变化范围为 $0^\circ \sim 8.2^\circ$, 攻角与时间曲线近似于正弦规律变化.

1.3 测量设备

实验中对包含来流总压在内的 44 个测点数据进行采集, 其中, 根据文献[12]的研究成果, 对唇口附近静压孔 T11, T12 等 4 个特殊测点采用国产固态压阻动态压力传感器测量, 其量程为 $0 \sim 200$ kPa, 最高采样频率达 100 kHz, 实验时选取的采样频率为 25 kHz. 动态数据采集系统由两块 NI (National Instruments) 公司的 4 通道 USB-9162 数据采集卡和一台处理计算机组成, 该型数据采集卡具有集成式信号调理功能, 通过 USB (universal serial bus) 连接实现即插即用, 利用 LabVIEW Signal Express 软件可快速方便地采集、分析并显示数据. 对另外的 40 个测点采用 PSI (Pressure System Inc.) 公司的 9816 智能电子压力扫描阀采集, 它的测压精度为满量程的 0.05%, 通过一台处理计算机, 该系统可以瞬时处理并记录所有的压力测点数据, 实验中选用采样频率为 100 Hz 的连续采集.

2 结果及分析

在 $Ma=3.85$ 条件下, 对侧压式进气道攻角动态变化的流场进行风洞实验, 实验中的攻角范围为 $0^\circ \sim 8.2^\circ$. 图 3 给出了单次风洞实验中 4 个动态压力传感器的测得的压力数据, 从图中可以看出, 一次实验过程可以分为 S1~S5 阶段.

- S1: 真空箱开启;
- S2: 持续供气、进气道流场建立;
- S3: 进气道攻角动态变化实验;
- S4: 攻角动态过程终止;
- S5: 停止供气, 单次实验结束.

在实验 S3 过程中, 进行了 0.1 (准稳态), 0.8, 1.6, 3.2, 6.4, 10.4 Hz 六个动态攻角频率实验. 此外, 还对 3.2 Hz 进行了重复实验.

2.1 大攻角条件下进气道内部流动

图 4 给出了实验时纹影录像的截图, 图中的进气道分别处于 0° 攻角和 8.2° 攻角. 通过对采集的压力数据进行分析, 在 0° 攻角时, 进气道正常起动工作, 而攻角增加到 8.2° 攻角时, 进气道已

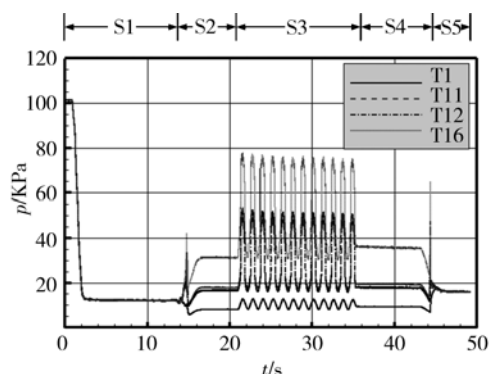


图 3 实验采集的压力数据

Fig. 3 Pressure data collected in the experiment

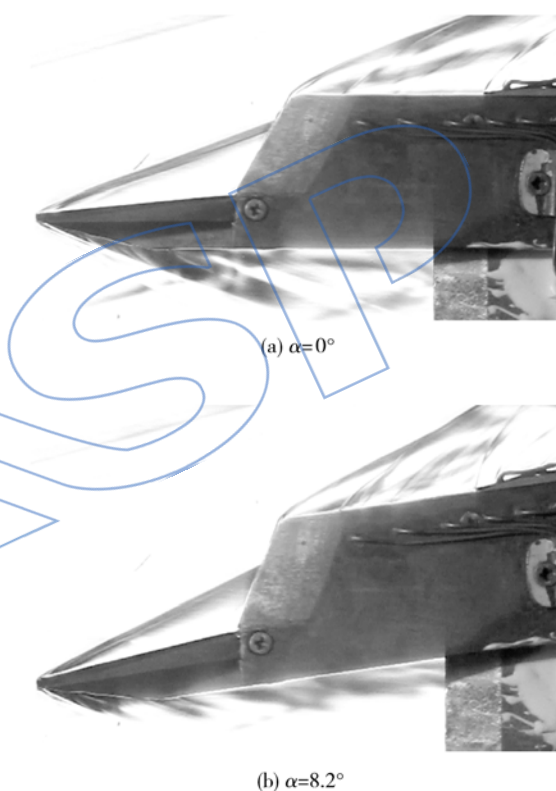


图 4 进气道纹影照片

Fig. 4 Schlieren photo of inlet

经处于不起动状态. 为了分析进气道气动特性, 获得大攻角时侧压式进气道内部流动细节, 选取实验时的来流条件, 利用 FLUENT 软件对进气道三维流场进行了 Navier-Stokes (N-S) 方程数值求解. 计算中采用了 Roe-FDS (flux difference splitting) 计算格式, 用二阶迎风格式对控制方程进行离散, 湍流模型为标准 $\kappa-\epsilon$ 模型.

图 5 给出了侧压式进气道工作在 8.2° 攻角时, 实验测得的顶板中心线上的压力分布, 图中还给出了计算结果作为对比. 从图 5 可以看出, 计算结果与实验结果在趋势以及具体数值上符合较

好,可以认为计算结果较为可信.图 6 给出了侧压式进气道对称面上的马赫数分布图谱,通过 Tecplot 软件处理,图中的深色区域显示了流场中马赫数小于 1 的区域.分析发现,唇口前形成一道向后倾激波,内压段进口前出现一个大的分离包,隔离段内部流动马赫数大部小于 1,进气道处于典型的不起动状态.

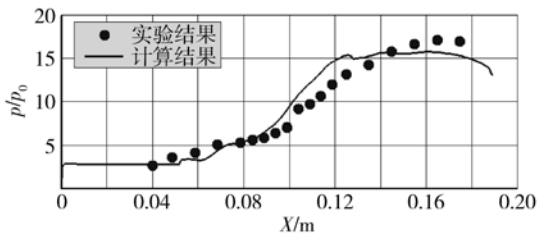


图 5 8.2° 攻角顶板压力分布对比

Fig. 5 Comparison pressure distribution at $\alpha = 8.2^\circ$

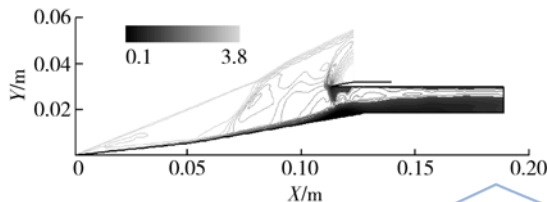


图 6 进气道对称面上的马赫数分布图

Fig. 6 Mach number contour on the symmetry plane

2.2 动态测量系统的误差

由于进气道顶板上位于喉道附近的 T12 测点的压力变化可以忠实反映进气道工作状态的变化,在文献[12]中,利用 PSI 压力扫描阀对 44 个测点数据进行了采集,分析发现,如图 7 所示,尽管进气道攻角都在 $0^\circ \sim 8.2^\circ$ 间振荡,但是动态频率增加时,周期 T 内 T12 测点的压力值却无法达

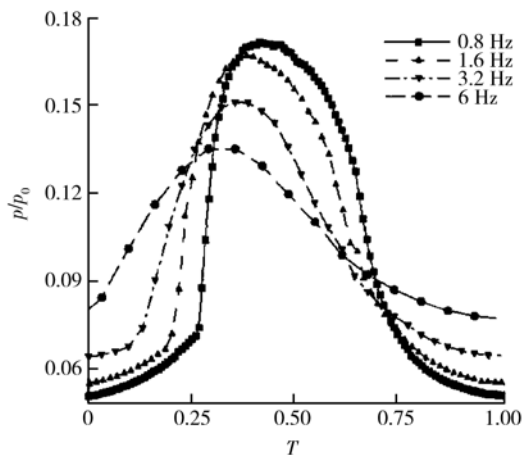


图 7 T12 点压力随时间变化曲线^[12]

Fig. 7 Curve of pressure variation with time at T12^[12]

到准稳态时(0.8 Hz)的峰值压力,即频率变化越快,压力的变化范围越小.同时压力曲线的阶跃上升与下降点位置也很难判断,在其他的 PSI 测点也发现了类似变化,然而产生该现象的原因还需要进一步分析.

实验中,由于进气道攻角动态频率约 10 Hz,需要关注的压力动态频率也在 10 Hz 左右,通常认为,PSI 采集模块的动态响应频率便可以完全跟得上.但是在实验时,受到设备、场地的限制,无法离实验模型很近,需要长约 1~1.5 m 的静压管将进气道模型上压力信号传递至 PSI 测压模块.然而,压力信号在静压管内传递时,信号的幅值和相位都可能会发生一定的变化.在对动态压力传感器获得的数据进行分析之前,有必要对 PSI 测量动态压力信号的局限性进行分析.

为了评估 PSI 压力扫描阀测量动态压力信号的过程,本文采用非定常数值模拟的方法,对实验中静压管内的压力信号传递过程进行了分析.根据实验中静压管的尺寸,选取管径为 0.8 mm、长度为 1200 mm 的圆管作为研究对象,采用 FLUENT 软件对管内压力信号传递的流场进行非定常数值模拟.如图 8 所示,根据 PSI 压力采集系统的特点,输入压力信号 p_{in} 的一端设置为压力进口边界条件,输出压力信号 p_{out} 一端设置为壁面边界条件.

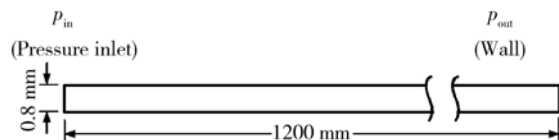


图 8 静压管模型示意图

Fig. 8 Schematic diagram of tube

根据实验中采集的压力值,通过编写用户自定义函数(user-defined function,简称 UDF)在 p_{in} 一端模拟了频率为 5 Hz、幅值为 5000 Pa 的压力输入信号,同时,在 1/4 周期处还模拟了一个阶跃上升信号.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.图 9 给出了输入和输出的压力信号的变化曲线,从图可以看出,监测 p_{out} 获得的压力信号幅值明显减小、相位严重失真.由于静压管内压力信号传递的延迟和衰减,一个周期内几乎不存在可以分辨的阶跃上升信号.分析可知,虽然 PSI 压力扫描阀的精度和采集频率(100 Hz)都可以满足要求,但是以其数据进行分析的结论是有待商榷的.

对于本实验的研究,采用微型动态压力传感

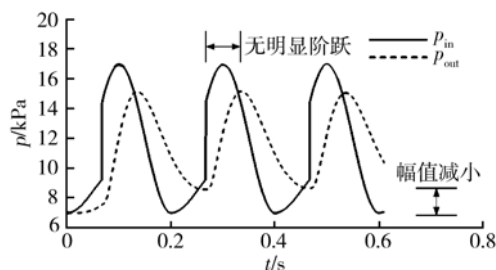


图9 输入和输出信号曲线对比(1200 mm)

Fig. 9 Comparison of signal curve (1200 mm)

器直接埋入模型表面进行动态测量显然是最佳办法.然而,由于实验成本以及模型尺寸限制,实验中依然是通过静压管将压力信号接出至动态压力传感器上进行测量,但是对静压管长度严格限制在200 mm以内.同样采用本节的方法进行了非定常数值模拟.如图10所示,获得的压力输出信号几乎和输入信号一致,可以认为,对于本文关注的压力动态频率,采用的测量方法可以获得较好的实验结果.

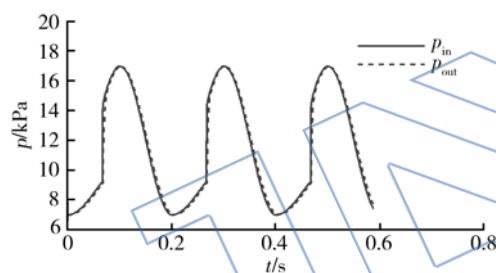


图10 输入和输出信号曲线对比(200 mm)

Fig. 10 Comparison of signal curve (200 mm)

2.3 动态攻角特性分析

根据2.2节的分析,压力扫描阀在动态频率较快时获得的结果,不能真实反映进气道性能变化,其数据仅在频率较低时作为参考.本文的分析主要依赖于顶板上布置的4个动态压力传感器.

图11给出了0.1 Hz(准稳态)时4个动态传感器的压力变化,图中的横坐标为周期,纵坐标为压比.从图中可以看出:一个周期内,T1测点压力值呈现连续变化,而T11,T12和T16测点的压力值存在两次阶跃变化.这是由于进气道工作状态发生了变化.当进气道发生不起动/再起动时,唇口处脱体激波的突然出现/消失导致了测点压力数据的突变.在进气道处于起动状态时,随着攻角的持续增加,进气道会出现了不起动现象,此时的攻角即为不起动攻角;同样,在进气道处于不起动状态时,随着攻角持续减小,进气道可以恢复

起动,此时的攻角即为再起动攻角.从图11中可以看出,在周期内,进气道重复经历了起动-不起动-再起动的过程,而T11,T12,T16点压力曲线均可以忠实反映整个进气道工作状态的变化.

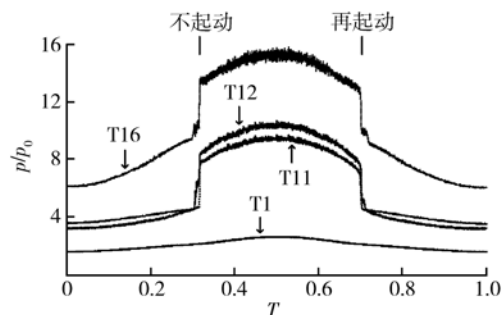


图11 动态传感器压力随时间变化曲线(0.1 Hz)

Fig. 11 Pressure acquired by dynamic sensors in the cycle (0.1 Hz)

在实验过程中,进行了0.1(准稳态),0.8,1.6,3.2,6.8,10.4 Hz六个动态攻角频率实验.为了便于比较,图12中给出了0.1,3.2 Hz和10.4 Hz时T12点的压力变化曲线.从图中可以看出,一个周期内,对于不同的动态频率而言,T12点的压力值变化范围基本相同,测点压力并未由于频率增加而出现衰减,其他攻角频率的数据也存在类似现象,这从侧面证明实验获得的数据具有一定的可信度.此外,从图12中还可以看出,前半周期,当进气道处于起动状态,T12点的压力值及变化趋势几乎完全一致,而当出现不起动之后,T12点的压力值受到壁面运动的影响较大.文献[10]通过数值模拟研究也发现了类似现象,这主要是由非定常效应引起的,当进气道处于不起动状态时,壁面附近存在较大范围的低速区,非定常效应的影响会更加显著.从已有的研究来看,非定常效应的影响通常体现在“迟滞效应”上,这在下文的分析中会有体现.

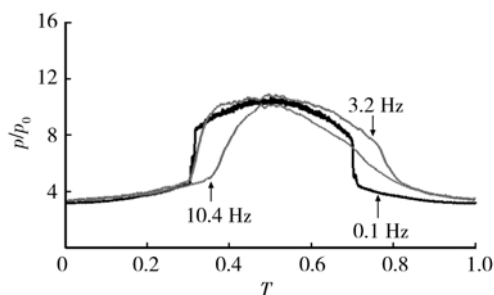


图12 T12点压力随时间变化曲线

Fig. 12 Comparison of pressure data at T12

图 13(a)~(f)为一个周期内 T12 点压力随攻角的变化,图中的纵坐标为压比,横坐标为进气道攻角,以图 13(a)为例,随着进气道的上仰和下俯,由于进气道不起动攻角和再起攻角不同,压力曲线呈逆时针“迟滞环”变化。从图 13 中可以看出,T12 点压力值变化范围基本相同,而突升和突降的起始点有所不同。总体而言,攻角频率的增加使得“迟滞环”的区域面积增加,即攻角动态变化对进气道的不起攻角和再起攻角存在显著影

响。表 1 中给出了计算得出的进气道不起攻角和再起攻角随频率的变化,可以看出,对于不起攻角,攻角频率增加时,其值逐渐增加;对于再起攻角,其值逐渐减小。此外,结合图 13 可以看出,进气道再起攻角过程中的压力曲线降低得较为缓和,这可能是由于进气道再起攻角过程受到的影响较大,不起攻角产生的分离包消失有一个动态过程造成的。

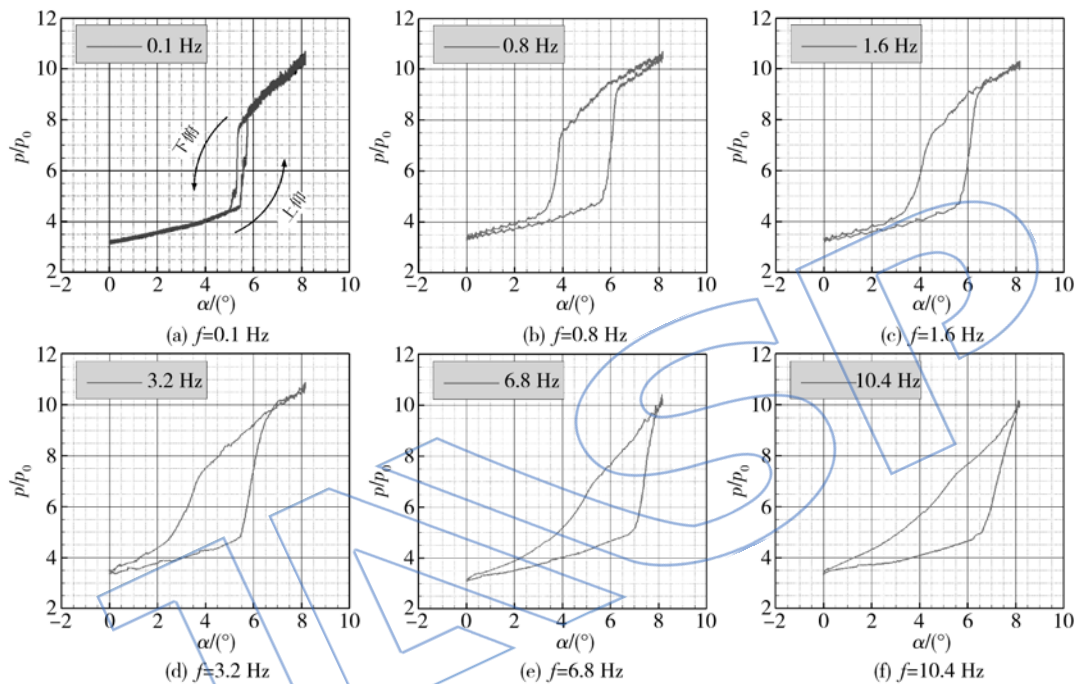


图 13 不同频率时 T12 点压力随攻角变化曲线

Fig. 13 Pressure of T12 varies with α in different f

表 1 不起攻/再起攻角随频率的变化

Table 1 Influence of frequency on unstart/restart α

动态频率/Hz	不起攻角/(°)	再起攻角/(°)
0.1	5.7	5.1
0.8	6.2	3.3
1.6	6.3	3.4
3.1	6.5	2.7
6.8	7.7	2.5
10.4	7.9	2.3

为了验证本文的实验结果,对 3.2 Hz 的实验进行可重复性的验证,图 14 给出了两次实验中,一个周期内 T12 点压力值对比,从图中可以看

出,两次压力曲线几乎完全重合,可以认为本文的实验结果具有一定的可信度。

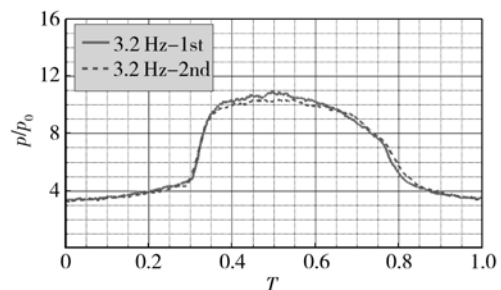


图 14 验证实验压力曲线对比(3.2 Hz)

Fig. 14 Verification of pressure data curve(3.2 Hz)

3 结 论

1) 侧压式高超声速进气道工作在大攻角时,

由于受到来流条件变化的影响,进气道流场特征出现很大变化,当进气道不起动时,唇口前形成一道向后倾斜的激波,内压段进口前出现一个大的分离包。

2) 不同频率攻角动态变化时,和准稳态过程类似,进气道在小攻角时保持起动,到大攻角时出现不起动,振荡过程中重复出现起动-不起动-再起动现象。

3) 攻角动态变化过程中,进气道壁面压力由于受到进气道壁面运动的影响而出现一定的迟滞现象,这种现象在进气道发生不起动后尤为明显。

4) 随着攻角动态频率增加时,动态频率影响进气道起动特性,这种影响使得进气道发生不起动时的攻角增加,再起动时的攻角减小。

参考文献:

- [1] Tartabini P V, Bose D M, Thornblom M N. Mach 10 stage separation analysis for the X43-A [R]. AIAA 2006-1038, 2006.
- [2] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[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)
- [3] Mirmirani M, Wu C. Modeling for control of a generic air-breathing hypersonic vehicle[R]. AIAA 2005-6256, 2005.
- [4] Bahm C, Baumann E, Martin J, et al. The X-43A Hyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results[R]. AIAA 2005-3275, 2005.
- [5] Hass N E, Smart M K, Paull A. Flight data analysis of Hy-Shot 2[R]. AIAA 2005-3354, 2005.
- [6] Walker S, Rodgers F, Paull A, et al. HyCAUSE flight test program[R]. AIAA 2008-2580, 2008.
- [7] 梁德旺, 袁化成, 张晓嘉. 影响高超声速进气道起动能力的因素分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 714-719.
LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 714-719. (in Chinese)
- [8] 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.
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): 816-821. (in Chinese)
- [9] 柳长安, 吴宝元, 杨铁成. 进气道俯仰振荡状态的非定常数值仿真[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 23-26.
LIU Changan, WU Baoyuan, YANG Tiecheng. Unsteady simulation of the pitching intake[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(3): 23-26. (in Chinese)
- [10] 刘凯礼, 张堃元. 迎角动态变化对二元高超声速进气道起动特性的影响[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 709-714.
LIU Kaili, ZHANG Kunyuan. Effect of dynamic angle-of-attack on unsteady aerodynamic characteristics of 2-D hypersonic inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 709-714. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 郭斌, 张堃元. 攻角动态变化对侧压式进气道起动特性影响的风洞试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2221-2227.
GUO Bin, ZHANG Kunyuan. Wind tunnel experiment of the influence of dynamic change of attack angle on start property of sidewall compression scramjet inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2221-2227. (in Chinese)