

文章编号: 1000-8055(2007)10-1704-06

高超飞行器进气道/内流道流动特性试验

王成鹏, 张红英, 孙 姝, 王江峰, 程克明
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 用 $Ma_\infty = 7$ 风洞试验的方法研究了一种吸气式高超声速飞行器二维进气道/内流道的流场特征与起动特性. 试验结果表明: 在来流总压 $0.5 \sim 1.9 \text{ MPa}$ 、单位雷诺数 $2.48 \times 10^6 \sim 7.95 \times 10^6$ 范围内, 进气道起动的前提下, 进气道/内流道沿程压力分布受来流总压、雷诺数的影响变化很小; 在进气道外压缩段流动未受干扰前进气道隔离段最大可承受反压约为 250 倍自由来流压力; 未加侧板时该进气道具有自起动能力, 加侧板后隔离段出口压力有所增加; 在设计点工况, 该进气道增压比 42.9, 总压恢复 0.27, 出口马赫数 2.76.
关 键 词: 航空、航天推进系统; 吸气式高超声速飞行器; 高超进气道; 内流道; 起动; 风洞试验
中图分类号: V235.213 **文献标识码:** A

Experimental study of flow characteristics of inlet / internal flowpath for a hypersonic flight vehicle

WANG Cheng peng, ZHANG Hong ying, SUN Shu,
WANG Jiang feng, CHENG Ke ming
(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The flow field structure and starting characteristics of two dimensional inlet / internal flowpath for an airbreathing hypersonic vehicle was analyzed using $Ma_\infty = 7$ wind tunnel test method. The experimental results show that: if the inlet flowpath is started under incoming total pressure ($0.5 \sim 1.9 \text{ MPa}$) and unit Reynolds number ($2.48 \times 10^6 \sim 7.95 \times 10^6 \text{ 1/m}$), the variation of the incoming total pressure and Reynolds number has little effect on the static pressure distributions along inlet / internal flowpath; the inlet-isolator could withstand maximum back pressure 250 times the free stream static pressure, before flow in the inlet compression section is disturbed; the inlet has a self-starting ability if no lateral plate is added, and the outlet pressure at the isolator increases if lateral plates are added before the cowl; under the working condition at the design point, the inlet flowpath has a compression ratio 42.9, total pressure recovery of 0.27, and mass-weighted average Mach number of 2.76.

Key words: aerospace propulsion system; airbreathing hypersonic vehicle; hypersonic inlet; internal flowpath; starting; wind tunnel test

高超声速飞行器速度加高度上的综合优势使其在军事上极具诱惑力. 其极高的飞行速度对预

警系统和拦截器提出了极高的要求, 对防御系统构成巨大威胁; 其飞行高度(通常 $> 25 \text{ km}$)使一

收稿日期: 2006-10-24; 修订日期: 2006-12-17

基金项目: 国家自然科学基金(10572059, 10702029); 航空科学基金(2006ZB52013); 南航大引进人才科研基金(S0643-013)

作者简介: 王成鹏(1978), 男, 山东菏泽人, 副研究员, 博士, 主要从事高超声速内流气体动力学研究.

般战斗机和防空导弹都难以作为。因此,高超声速飞行武器将在有效突防、中远程精确打击和纵深攻击方面发挥重要作用。

临近空间(20~100 km)的吸气式高超声速推进、飞行器一体化设计是当今高超飞行技术研究中的热点问题。本文围绕一体化设计中的重点议题——进气道/内流道流动特征和起动问题,针对一个二维进气道模型,着重从实验角度研究了前体结构一定时,不同来流、几何和燃烧室反压条件下的进气道/内流道流场特点和激波结构,研究了起动特性对有关因素的响应,特别关注了燃烧室内喷射高压气流(以此模拟燃烧产物生成的压力环境)对进气道起动、不起动和自起动行为的影响。

1 设备概况

试验是在南京航空航天大学新建的高超声速风洞(NHW)上进行的^[1]。该风洞属上游高压下吹、下游真空吸气型的暂冲式风洞,采用金属板蓄热式加热器加热气体;风洞的主要构成部分见图 1。风洞配备 $\Phi 300\text{mm}$ 的彩色纹影系统和计算机视频数字摄录采集系统,可以实时显示和快速记录回放流动图像;采用 32 通道的常规循环扫描数据采集处理系统对压力传感器、热电偶、天平输出的信号进行采集和处理,数采精度优于 0.05%,循环扫描采样频率 100 kHz。

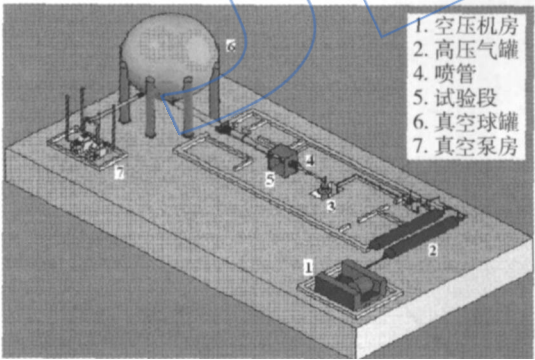


图 1 南航高超风洞(NHW)构成示意图
Fig. 1 Schematic of hypersonic wind tunnel of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (NHW)

风洞主要参数和指标见表 1, NHW 风洞利用 AGARD 标模 HB-2 进行的流场校测结果与国际通用数据规律一致,达到了国军标 GJB4399-2002 对常规高超声速风洞速度场均匀性指标的要求。

表 1 南航高超风洞(NHW)主要参数指标
Table 1 Performance parameters of NHW

序号	参数	数值
1	喷管出口直径/m	0.5
2	马赫数	5, 6, 7, 8
3	总压/MPa	0.04~2.0
4	总温/K	400~770
5	模拟飞行高度/km	20~60
6	有效运行时间/s	≥10

2 模型与试验状态

为了研究高超声速进气道/内流通道流动特性,设计了如图 2 所示二维高超内流道,整个模型宽度为 70 mm,考虑风洞来流条件取设计点马赫数 7.2。模型风洞安装图见图 2(a),(b),尺寸图见图 2(c),模型进气道设计为三道外压缩楔板,唇罩一侧设了两道转折角;在进气道喉道往后有两种工况,一是为等直段的隔离段,这种方案在下文称“等直隔离段方案”;二便是图 2(c)所示带凹槽和喷管的工况,在凹槽内设计了高压气体喷射孔,试验中喷射高压气流以模拟燃烧室燃烧造成的高压环境,这种方案在下文称“燃烧室方案”。为了研究侧板对内流通道的影响,研究了进气道内压缩段前有侧板(图 2(a))和无侧板两种工况。

在试验中,在进气道前缘至后体(靠近机体一侧)布置了 20 个测压孔测量了沿程静压(图 2(b));压力测量元件为固态绝压压阻式压力变送器,该变送器的核心元件采用了由当前最先进的硅微机械加工技术生产的集成硅压阻力敏元件;变送器是由压阻压力敏感芯片、集成信号放大转换线路组成,输出信号为 0~5 V 标准工业信号,比单独采用传感器更为优越。其标准供电电源为 $\pm 15\text{ V}$ 。压力变送器的主要性能见表 2。模型测压试验状态及来流条件见表 3。

表 2 压力变送器主要性能指标
Table 2 Performance parameters of transducers

压力范围/ kPa	精度/ ‰	电压输出/ V	电源电压/ V
0~5, 25	2.5	0~5	± 15
0~100, 300, 2000	1.5	0~5	± 15

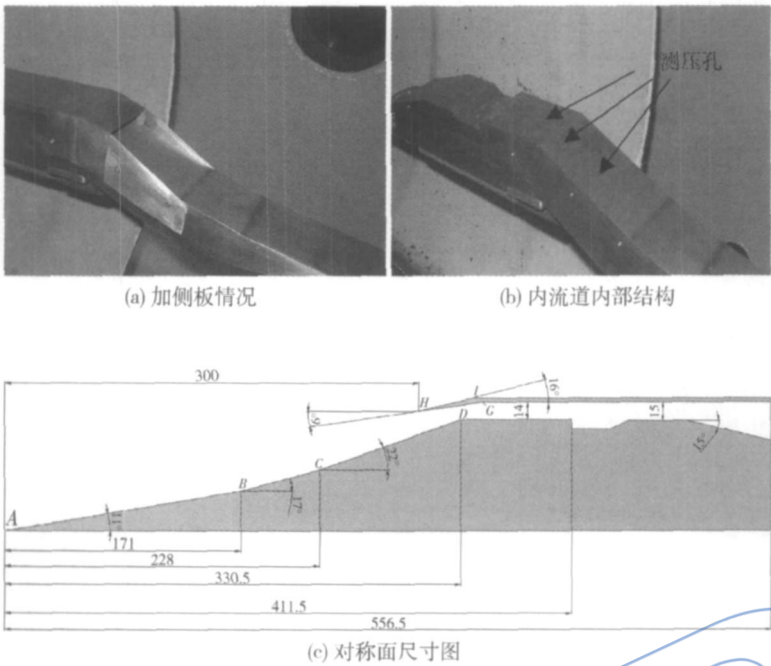


图 2 高超二元进气道/内流道模型安装与尺寸图(单位: mm)
Fig. 2 Pictures and main dimensions of 2d hypersonic Inlet. (Unit: mm)

表 3 模型试验条件
Table 3 Test conditions

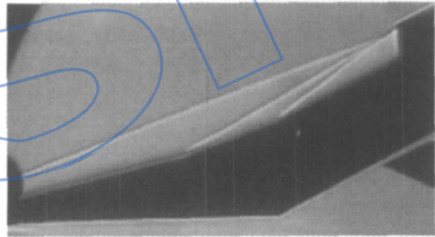
序号	参数	数值
1	马赫数 Ma_∞	7.1~7.2
2	前室总压 p_0/kPa	300~1 900
3	前室总温 T_0/K	500~620
4	单位雷诺数 $Re/10^6\text{m}$	1.49~7.95
5	模型攻角/ $^\circ$	0.0~1.5
6	喷流压力 $p_{\text{inj}}/\text{kPa}$	300~700

3 试验结果与分析

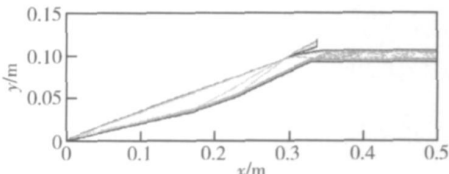
3.1 前体/内流道流动特征

由于在试验过程中仅对进气道外楔板及唇罩上方绕流结构进行了纹影拍照,并未对内流道流动激波附面层相干结构进行观测,为了了解相关流场信息,采用 Fluent 计算软件对带等直隔离段的进气道工况进行了二维数值模拟,计算中选用 couple+ implicit 求解器,紊流模型为标准 $K-\omega$ 模型,整个计算域共采用了 52 000 个网格单元,壁面取绝热、无滑移、固体边界条件,采用实际试验来流条件作为流场计算的来流条件。

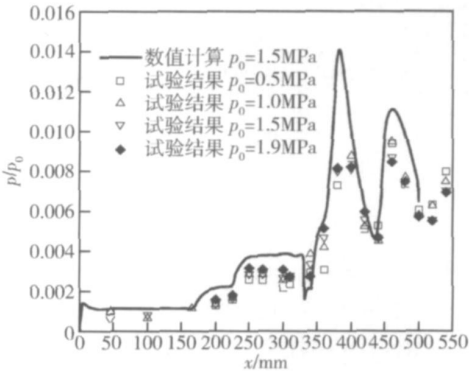
图 3(a) 中的纹影照片清楚的显示进气道三道外楔板斜激波交于唇口前缘,唇罩上缘溢流激波紧贴唇罩上板,该纹影图表明进气道的外压缩段设计十分成功;图 3(b) 计算等马赫数线图反映



(a) 外压激波纹影照片



(b) 对称面上等马赫线图



(c) 机体一侧压力沿程分布对比

图 3 高超二元进气道/隔离段流动特征
Fig. 3 Flow field of 2d hypersonic inlet/ isolator

了内流道中心面上的激波反射相交结构, 可见唇口第一道激波成功的被设计打在肩点处, 造成较小范围的流动分离; 同时唇口的第二道激波紧随其后造成了更小范围的流动分离包.

图 3(c) 给出了压力沿程分布的试验与计算对比, 双方吻合的较好, 试验压力分布反映了内流道内激波的反射; 试验结果包括不同来流总压的结果, 来流总压的改变将会改变风洞来流的雷诺数, 在以往的研究表明在进气道起动临界状态, 来流总压的改变较明显的影响了飞行器模型的气动力分布与沿程静压分布; 而在目前进气道正常起动状态该图表明来流总压对沿程静压的分布影响很不明显, 这也给了我们启示, 在一定程度上, 通过一定的处理手段在较低雷诺数风洞所获得的压力结果可以推广到高空高总压情况下应用.

表 4 给出了隔离段出口各项流量平均出口参数, 其中增压比为设计状态下, 隔离段出口静压与来流静压之比, 高超声速进气道主要功能之一便为增压, 满足燃烧室燃料顺利点火、燃烧的要求, 一般要求隔离段出口压力大于 0.05 MPa^[2]; 同时, 增压比也不是越大越好, 因为进气道迎面上压差阻力也会随之增大, 同时隔离段出口马赫数也会随之减小, 隔离段抵抗反压的能力也会降低. 该进气道隔离段增压比为 43 倍左右, 设想该飞行器飞行高度 29 km, 估计隔离段出口压力 60 000 Pa 左右, 说明该进气道压缩量适中. 隔离段出口马赫数为 2.76, 目前这个马赫数附近超声速燃烧技术相对较为成熟. 高超进气道在压缩自由来流空气的同时, 进气道隔离段出口的静温也不断升高, 静温、压力的升高不仅给燃烧室的结构材料强度以及燃料燃烧速率带来影响, 高温下的空气非平衡离解还会造成能量损失, 降低发动机的燃烧效率, 一般要求隔离段出口温度不高于 1 440~1 670 K^[2], 同时还应考虑到不同燃料对燃烧室进口温度的要求; 在飞行高度 29 km 时, 隔离段出口温度在 1 050 K 左右, 这个温度是比较合适的. 由于试验风洞均匀区长度所限, 进气道并未依照 Oswatish 最佳总压恢复配波理论^[3]设计, 所以隔离段出口总压恢复 0.27 稍微偏低, 再加上考虑到进气道各道楔角的选择应兼顾低马赫数非设计工况的进气道性能(数值计算表明该进气道在马赫数 4 工况下可以顺利起动), 一般不采取 Oswatish 配波理论楔角逐渐增大的方式, 况且对于高超进气道单纯追求高总压恢复并非完全有利. 表 4 表明该进气道隔离段具有较好的总体性能.

Table 4 Performance parameters at isolator exit		
序号	参数	数值
1	马赫数	2.76
2	增压比	42.9
3	总压恢复	0.27
4	温升比	4.6

注: 以上参数均为流量平均得到.

3.2 进气道隔离段的反压特性

超燃冲压发动机工作马赫数范围较宽, 在不同的马赫数工况下, 燃烧室内喷油位置、油气当量比都各不相同^[4], 在燃烧室造成很大范围的压力变化, 承载这一反压变化的关键部件便是隔离段. 为了确保在整个飞行范围内进气道能够正常工作, 进气道隔离段必须可以承受较大的反压而不使进气道不起动, 这也是进气道隔离段的一个重要性能指标之一.

为了模拟燃烧室内的压力升高, 设计了如上文所述“燃烧室方案”(图 2(c)), 在凹槽内轴向 $x=430\text{ mm}$ (原点取 A 点) 位置布置了喷射孔, 与高压气体相通; 相比以往的在隔离段出口或喷管出口设置节流阀门等“硬反压”手段提高反压^[5], 这种“软反压”方法不但可以成功的获得隔离段内的压力升高, 还可以获得燃烧室与喷管内的顺压力分布. 图 4 表明沿程压力分布在喷射点处压力最大, 随着不断提高喷射压力, 压力升高曲线在隔离段内不断前传, 在喷射点处压力达到风洞自由来流压力的 250 倍左右时(对应图 4 中最高压力曲线), 压力升高的前缘基本位于唇罩尖点位置, 进气道处于不起动临界点, 对应此状态的纹影图片见图 5, 显示临界不起动时进气道三道外压缩

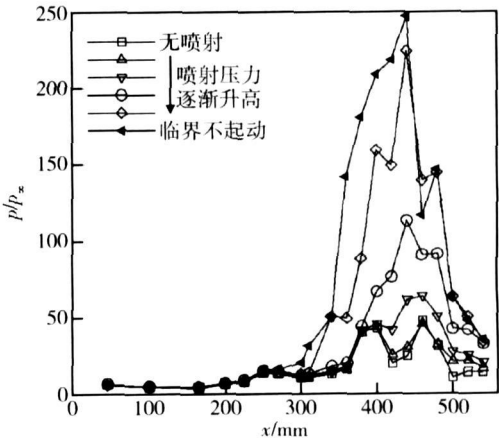


图 4 不同喷流反压下压力沿程分布

Fig. 4 Effects of back pressure on pressure distributions

激波并未受影响,而在唇口附近存在一弓形脱体波,在反压增高到 250 倍之前,处于起动状态时的进气道外楔板激波纹影都相同(图 3(a));尽管燃烧室反压增大理论上可以通过附面层内亚声速区不断前传,但压力曲线分布表明高压气流喷射造成的反压仅在隔离段内一段区域略有影响,在压力曲线升高起始点之前压力分布没有变化,且在目前喷射压力范围内,反压造成的压力升高几乎没有影响到外压缩楔板上的压力分布。

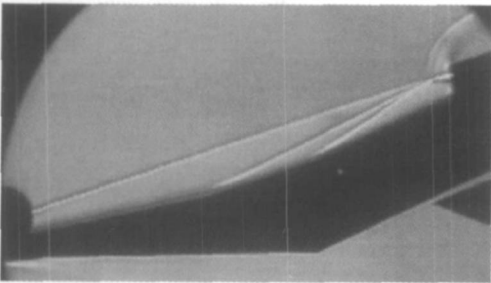


图 5 临界不起动纹影

Fig.5 Schlieren picture of critical unstart

3.3 进气道的起动特性

一般来说,进气道处于“起动”状态时内流道的流动不改变进气道的捕获性能^[6,7],反之,内流道的流动改变了进气道的捕获特性,则称之为“不起动”,在不起动状态下,发动机流量系数降低,压缩效率降低,流场不稳定而产生脉动载荷,若燃料喷射未能随来流变化作出调整,还会造成发动机熄火^[8].造成进气道不起动的原因很多,文献[7]对此做了总结,原因之一便是反压过大而使隔离段内激波串溢出唇口,而影响到进气道外压缩段流场(图 6(a)),进而降低了进气道的流量系数,也即改变了进气道的捕获性能.当造成进气道不起动的因素消除后,进气道能重新起动,称进气道能够“自起动”.当燃烧室的反压过高使进气道处于不起动状态时,通过控制系统调节喷油量以后进气道应能重新起动,亦即应具备自起动能力.为了检验“燃烧室方案”构形的自起动特性,首先在在凹槽内喷射高压导致进气道不起动(图 6(a)),由图可见进气道的三道外压缩激波已经不再贴近唇口,在反压的作用下高高翘起在唇口上方汇聚且前后不停振荡;然后关掉高压喷射设备,通过适时显示的纹影发现进气道三道外压缩激波迅速贴口,流场也重新趋于稳定,进气道顺利重新起动(图 6(b)),说明进气道能够“自起动”。

3.4 侧板对流动的影响

为了防止来流在进入进气道内压缩段前横向

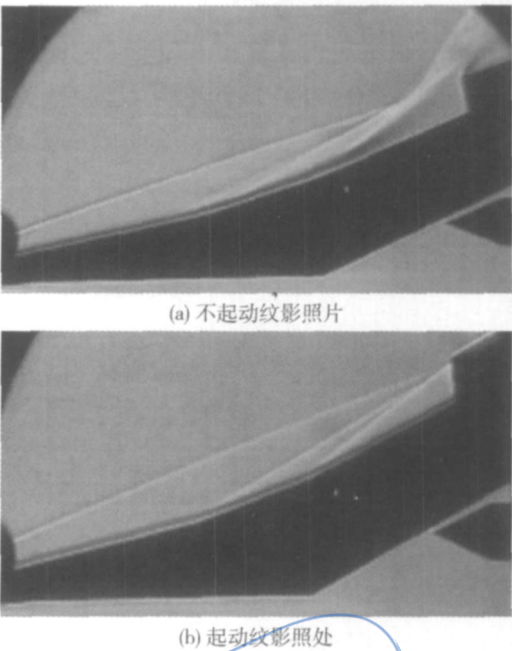


图 6 进气道自起动特性研究

Fig.6 Schlieren picture of self starting

流动,试验的工况之一便是在进气道内压缩段进口前安装了一三角侧板(图 2(a)),对于气动构型而言,这也会增大飞行器升力.图 7 显示了进气道后接等直隔离段方案有无侧板时的以来流总压无量纲化的压力分布,其明显特点有二,一是在 $x = 340\text{ mm}$ 处,加侧板后压力明显下降;二是在 $x = 380\text{ mm}$ 与 $x = 520\text{ mm}$ 处压力明显增大.参照图 3(c)可知 $x = 340\text{ mm}$ 大致位于第一道唇口激波造成的分离包处,无侧板时,进气道前缘捕获截面捕获的气流在外压缩面上发生横向流动,一部分气流从外压缩面两侧溢走,加侧板后,这部分溢流量减少,进气道内通道捕获流量增加,这使唇口激波强度增大,造成的肩部后分离区域范围加大,从

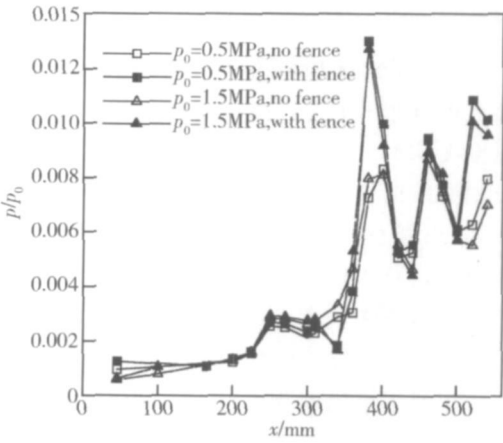


图 7 侧板对压力沿程分布的影响

Fig.7 Effects of fences on pressure distribution

而导致在 $x = 340 \text{ mm}$ 点捕捉到了膨胀区的压力下降;同时唇口第二转折角发出的第二道唇口激波强度也同样增大,参照图 3(c)可知 $x = 380 \text{ mm}$ 处的压力升高应是由第二道唇口激波造成,在随后的流道中,第一道和第二道唇口激波的反射激波合在一起在唇罩一侧壁面反射打在机体壁面上,造成 $x = 520 \text{ mm}$ 处压力再次升高;综上所述,增加三角侧板后,压力分布表明流道内激波强度增强,隔离段出口的压力也大大增加。

4 结 论

通过试验测量和流动显示,并辅以数值模拟,对于一种一体化前体进气道/内流道构型内高超流动特征进行了研究,通过对上述方法所得结果进行对比分析,可以得出以下一些结论:

(1) 本文所研究的进气道隔离段在来流马赫数 7.2 工况下出口平均马赫数为 2.76,增压比 42.9,温升比为 4.6,总压恢复系数 0.27,表明这种设计方案能够获得较好的总体性能,值得进一步研究。

(2) 在来流总压 $0.5 \sim 1.9 \text{ MPa}$ 、单位雷诺数 $2.48 \times 10^6 \sim 7.95 \times 10^6$ 范围内,在保证进气道启动的前提下,进气道/内流道沿程无量纲压力分布受来流总压、雷诺数的影响变化很小,这有利于一定范围内的低雷诺数风洞所获得的压力结果向高总压工况下的推广。

(3) 采用在凹槽内喷射高压气流的手段来模拟燃烧室燃烧造成的高压环境,并获得了不同反压下进气道隔离段内的压力分布,结果表明进气道隔离段最大可以承受 250 倍自由来流压力而几乎没有影响到外压缩楔板上的压力分布。

(4) 试验表明没有安装侧板时该进气道具备“自启动”能力。

(5) 在进气道外压缩段增加侧板可以减小横向溢流,提高进气道流量捕获能力,提高隔离段出

口压力。

参考文献:

- [1] 王成鹏,程克明,王江峰,等.高超声速风洞流场校测和标模测力[C]//中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集.北京:国防工业出版社,2006,8:356-361.
WANG Chengpeng, CHENG Keming, WANG Jiangfeng, et al. Flow field calibrations and force tests of an AGARD model in a hypersonic wind tunnel of NUAA[C]//Proceedings of China 1st Modern Aerodynamics & Aerothermodynamics Conference. Beijing: National Defence industry Press, 2006: 356-361.
- [2] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion[M]. Progress in Aeronautics and Astronautics, Washington D. C.: AIAA 2001.
- [3] Oswatitsch K. Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds (the efficiency of shock diffusers) [R]. NACA TM 1140, June 1947.
- [4] Lockwood M K, Petley D H, Martin J G, et al. Hunt. Air-breathing hypersonic vehicle design and analysis methods and interactions[J]. Progress in Aerospace Science, 1999, 35: 1-32.
- [5] EM mi S, Trexler C A, Auslender A H, et al. Experimental investigation of inlet combustion isolators for a dual mode scramjet at a Mach number of 4[R]. NASA TP 3502, 1995.
- [6] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914.
- [7] 孙波,张堃元. Busemann 进气道启动问题初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 128-131.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan. Preliminary investigation on Busemann inlet starting characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 128-131.
- [8] 袁化成,梁德旺.高超声速侧压式模型进气道不起动特性分析[J].南京航空航天大学学报,2004,36(6):683-687.
YU AN Huacheng, LIANG Dewang. Characteristic analysis of unstart performance for hypersonic side wall inlet model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 683-687.