

文章编号: 1000-8055(2008)06-0997-06

高超进气道临界起动特征

王成鹏, 程克明

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 通过对一种吸气式高超飞行器模型的 $Ma=7$ 风洞吹风试验结果的分析, 获得了高超进气道不起动、临界起动和起动状态的流动特征, 包括流动图谱、压力分布和气动力分布; 并将进气道内收缩比值与等熵理论最大起动收缩比限、自起动最大起动收缩比限和经验最大起动收缩比限做了对比分析, 分析结果有助于高超进气道的设计和起动性能的评估。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 吸气式高超飞行器; 进气道; 起动; 风洞试验

中图分类号: V235 213

文献标识码: A

Critical starting characteristics of hypersonic inlets

WANG Cheng-peng, CHENG Ke-ming

(College of Aerospace Engineering,

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

Abstract: An airbreathing hypersonic vehicle model was tested in the $Ma=7$ wind tunnel. The experimental investigations yielded schlieren pictures of the inlet flow, static surface pressure measurements along inlet/internal flowpath and aerodynamic force distributions. The flow field characteristics were achieved, such as: unstarting hypersonic inlet, critical starting and starting condition. The ability of isentropic limit, Kantrowitz limit and Van Wie limit to predict the starting contraction ratio was assessed, showing that the isentropic limit and Van Wie limit could not estimate the allowable starting and maximum contraction ratio. The Kantrowitz limit is slightly conservative. The above results are helpful to the design of the hypersonic inlet and the assessment of starting performance.

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

吸气式高超飞行器进气道捕获、压缩自由来流, 为其后燃烧室提供一定静压、静温的空气。由于飞行马赫数在 $Ma>5$ 以上时, 没有压气机而是由进气道单独完成压缩气流的功能, 所以要求进气道在设计状态具有良好的性能, 进气道阻力要小、结构要轻、压缩效率要高, 并要具备一定的抵抗反压的能力等。出于减小迎风面积、外阻的考虑, 大多数高超声速进气道采用混压式进气道, 这

不但增加了吸气式飞行器内流通道内的气流流动的复杂性, 还带来了在进气道设计过程必须考虑的起动问题; 随着飞行马赫数的增大, 高超进气道的内压缩比例相应提高, 进气道的内压缩段的大收缩比提高了进气道处于不起动的可能性。在正常工作情况下, 高超进气道都应当工作在起动状态, 即使某种因素导致不起动后, 这种因素的影响撤消后, 进气道也应具备重新起动的能力; 进气道

收稿日期: 2007-06-12; 修订日期: 2007-09-19

基金项目: 国家自然科学基金(10702029; 90716013); 航空科学基金(2006ZB52013)

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

的起动能力决定着高超声速吸气式发动机的工作范围,其处于起动状态也是发动机正常工作的前提。所以起动问题在高超声速进气道内压缩段设计过程中非常关键和重要。

Kantrowitz^[1]给出了进气道自起动最大收缩比边界,但是研究结果表明,Kantrowitz给出的收缩比界限在高超声速条件下误差较大^[2,3];文献[2]给出了根据等熵流理论推导出的进气道起动最大内收缩比公式和由试验数据拟合的最大内收缩比边界线,给出了进气道起动的最大收缩比曲线,但实际进气道内收缩比小于此线所标收缩比,不一定保证起动。所以研究起动问题与起动性能大多数研究人员还是从风洞试验与数值模拟的角度入手和验证,进气道起动不起动临界时在内压缩通道内往往会存在斜激波并造成附面层分离的流动现象,到目前为止,对这种含有较大分离包的精确数值模拟还是一项困难的任务,所以本文采用风洞试验的方法获得了一些高超进气道临界起动时的气动特征,对其不起动与起动特性进行了初步的分析。

1 进气道“起动”与“不起动”

常规的超声速进气道不起动为进口前站立一道正激波,在进气道进口截面形成亚声速溢流,所以通常的说法是起动的进气道喉道流动为超声速流动,但有时不起动的进气道喉道局部也会存在超声速流动。关于“起动”,Van Wie^[2]给出了一个目前比较公认的定义:一旦进气道内流部分的流动不改变进气道的气流捕获特性时,该进气道便处于起动状态。相对起动状态,不起动的进气道流量系数低,局部压力高、热负荷大,且流动易处于一种非定常状态。

造成进气道不起动原因有两种:①在一定的来流马赫数下,对应的进气道内压缩段收缩比过大,流动壅塞;②燃烧室反压过大,将隔离段内激波串推出进气道内压缩段进口。对应第一种工况,要求进气道内收缩比要小于采用等熵流理论确定的进气道最大起动内收缩比

$$\left(\frac{A_2}{A^*}\right)_{\text{isentropic}} = \frac{1}{Ma_2} \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2 \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

公式(1)假设进气道内压缩段流动等熵,当喉道 A^* 处流动为声速时,内压缩段具有最大收缩比;式中 A_2 , Ma_2 分别为内压缩段进口面积、马赫数。

针对第二种工况,要求进气道应具备自起动能力,即当反压减小后,进气道应能恢复起动状态;Kantrowitz准则给出了进气道自起动最大内收缩比

$$\left(\frac{A_2}{A^{**}}\right)_{\text{Kantrowitz}} = \sqrt{\frac{\gamma+1}{2+(\gamma-1)Ma_2^2}} Ma_2^{\frac{\gamma-1}{2}} \cdot \left[\frac{2\gamma}{\gamma+1} Ma_2^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right]^{\frac{1}{2\gamma}} \quad (2)$$

式中 A^{**} 为根据Kantrowitz准则确定的临界喉道面积。

考虑到进气道内压缩段内流动中激波反射与粘性的影响, Van Wie根据大量试验数据拟合了一条经验曲线来确定进气道起动的最大收缩比

$$\left(\frac{A_2}{A_1}\right)_{\text{vanwie}} = \frac{1}{0.05 - \frac{0.52}{Ma_2} + \frac{3.65}{Ma_2^2}} \quad (2.5 < Ma_2 < 10) \quad (3)$$

在进气道起动指标的定量关系方面,最近Sannu Mölder^[4]做出了新的贡献,他将进气道起动指标定义为

$$S = \frac{A_1/A_2 - A^*/A_2}{A^{**}/A_2 - A^*/A_2} \quad (4)$$

其中 A_1 为喉道面积。当 $S=0$ 时,对应等熵理论确定的进气道最大收缩比公式(1);当 $S=1$ 时,对应Kantrowitz准则确定的进气道自起动最大收缩比公式(2);当 $S=0.1$ 时,近似对应Van Wie确定的进气道起动最大收缩比经验公式(3);公式(4)不仅有机的将进气道起动的3个经典公式融合起来,而且通过使 S 取从0到1之间不同的值填补了式(1)和式(2)之间的空白,便于进气道起动收缩比与马赫数关系的分析与定位。公式(1)~(3)以及 $S=0.1 \sim 0.9$ 所对应的曲线见图1,图中 $CR(= \text{Contraction ratio})$ 为内压缩段进口面积与喉道面积之比。

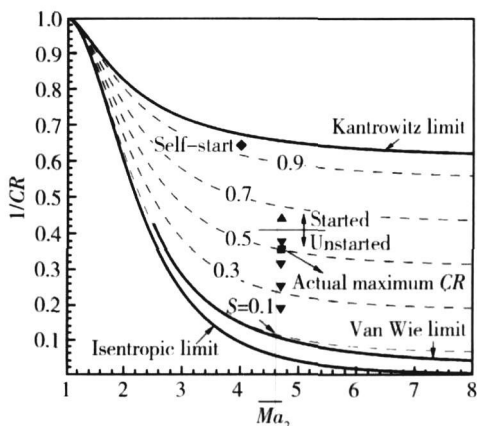


图1 进气道起动、自起动曲线图

Fig. 1 Inlet starting and self starting curves

2 设备和模型概况

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. 该风洞属上游高压下吹-下游真空吸气型的暂冲式风洞, 风洞配备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. 风洞相关细节和参数指标详见文献[5-6].

作为对高超声速飞行器气动布局与机体/推进一体化的初步研究, 制作了 $N \times 1$ 高超飞行器缩比模型, 模型实物图见图 2(模型上下倒装), 该飞行器前体的上表面作为进气道的第一道预压缩面, 与机身上表面夹角为 5° , 进气道由 3 个外压缩楔面组成, 与机身上表面夹角分别为 $5^\circ, 11^\circ, 15^\circ$. 在试验过程中发动机唇口罩固定不动, 通过调节机身厚度来改变进气道喉道高度 h (隔离段高度), 从而调节进气道内压缩段收缩比, 其中喉道面积与内压缩段进口面积 $A_1/A_2 = 1/CR = 0 \sim 0.4397$, 其中 $1/CR = 0$ 为进气道封堵工况. 发动机内流通道包括进气道内压缩段、隔离段、燃烧室, 尾喷管采用单壁膨胀二维喷管.

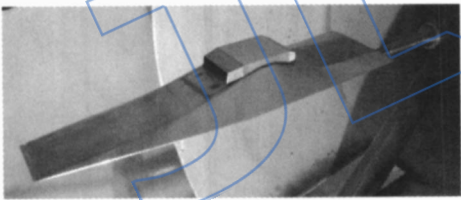


图 2 风洞安装模型图

Fig. 2 Photograph of experimental model

在试验中, 测量了从前体前缘至后体(靠近机体一侧)的沿程静压, 用一杆六分量应变式天平测量了不同工况下的气动力, 模型测力试验属常规高超声速风洞测力试验, 试验数据按常规方法进行修正. 模型测力测压试验状态及来流条件见表 1.

表 1 模型试验状态

Table 1 Test conditions

参 数	数 值
马赫数 Ma_∞	7.2
前室总压 p_0/kPa	1 500
前室总温 T_0/K	600
模型攻角 $\alpha/^\circ$	1.5
$1/CR$	0~ 0.4397

3 试验结果与分析

3.1 模型绕流纹影图片分析

图 3 为进气道内收缩段不同收缩比时的飞行器模型纹影照片, 图 3(a) 为进气道前加封堵块时前体和进气道外压缩楔板上流动图谱, 由前体前缘和第二道楔板起始点发出的两道激波清晰可见, 第三道激波从第三道楔板前缘发出后不久便与进气道封堵块产生的一道强斜激波相交, 这道强斜激波穿过第三道激波后在发动机唇罩上方与前两道斜激波相交, 这道强斜激波在很大程度上决定了进气道关闭时的飞行器模型的升力和阻力, 这将在后面的气动力数据中反映出来. 图 3(b) 为进气道进口打开、 $1/CR = 0.2512$ 时的纹影, 可见进气道处于不起动状态, 唇口上方存在一很强溢流激波, 进气道楔板上的附面层分离带已延伸到了第一道楔板中部, 楔板上分离的附面层在进气道压缩面基础上形成了一个气动压缩面, 完全破坏了类似图 3(a) 纹影的三道清晰激波结构, 分离激波与唇口溢流激波在唇口前方汇合, 形成不起动进气道的波系结构. 尽管此时进气道收缩比($1/CR = 0.2512$) 在等熵流确定的最大收缩比限和 Van Wie 所给出的经验最大收缩比起动限之上(图 1 下三角所标), 但进气道仍然处于不起动状态, 实际上这种进气道内激波附面层相干以及由此引起的气流分离对进气道的起动性能影响很大, 研究起动问题必须考虑这种影响. 图 3(c) 为 $1/CR = 0.3141$ 时的纹影, 相对图 3(b) 工况, 喉道面积有所增加, 唇口上缘溢流激波大大减弱, 内压缩段前的流动分离也仅集中在第三道楔板处, 从第二道与第三道楔板交界处发出的激波值得商榷, 后经仔细分析应是流动分离包前端产生的分离激波, 结合唇罩上面仍具一定强度的溢流激波, 判断此时进气道处于不起动状态, 结合下文气动力和沿程压力测量结果表明此时进气道并未起动. 图 3(d) 为 $1/CR = 0.4397$ 时的纹影照片, 显示进气道进口未显示流动壅塞现象, 唇罩上方也未出现较强的溢流激波, 结合下文气动力和沿程压力测量结果表明进气道此时处于起动状态.

3.2 模型沿程压力分布

图 4 是对应图 3(b)~(d) 纹影的机体一侧压力沿程分布, 试验在 $Ma = 7.2$ 的来流条件下进行. 实验时, 逐渐增大进气道喉道高度以改变进气道收缩比, 使进气道从不起动过渡到起动状态.

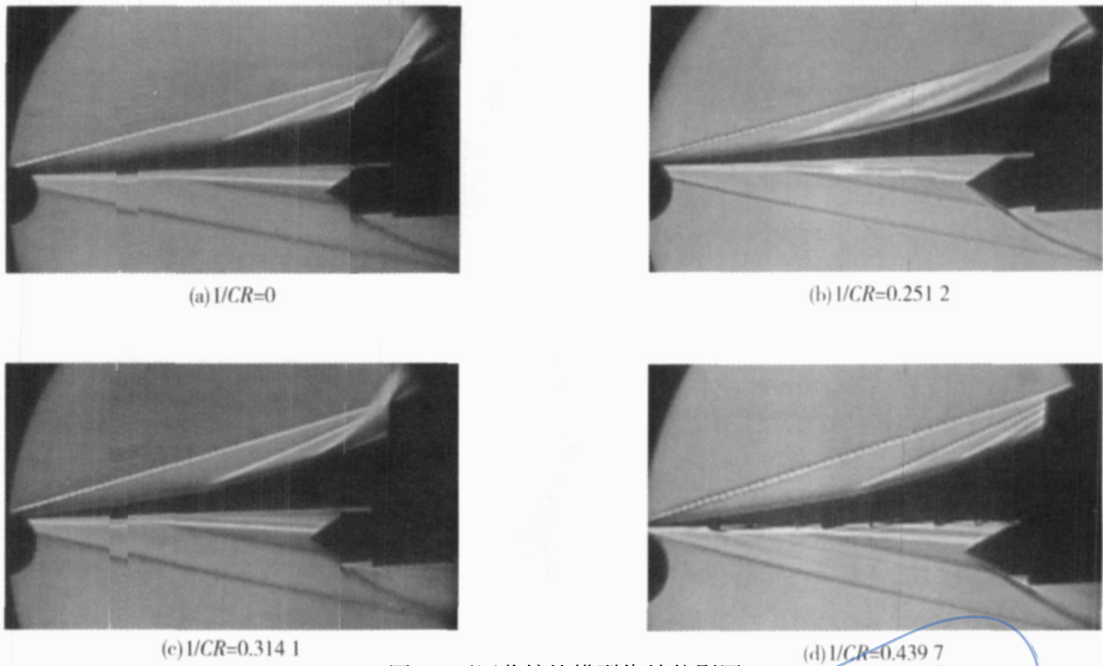


图 3 不同收缩比模型绕流纹影图
Fig.3 Schlieren pictures at different $1/CR$

图 4 三条压力分布曲线代表了进气道的三种典型状态: 完全不起动 ($1/CR=0.251\ 2$)、临界起动状态 ($1/CR=0.314\ 1$) 和完全起动状态 ($1/CR=0.439\ 7$)。在 $1/CR=0.251\ 2$ 时, 沿流向在唇口附近的压力升高曲线斜率非常大, 在唇口前形成一道溢流激波, 波后气流减速, 压力陡增, 且压力远大于其它两条压力曲线峰值, 进气道处于不起动状态。当喉道面积增大后 ($1/CR=0.314\ 1$), 压力峰值大幅度下降, 流动壅塞状态缓解, 但唇口位置仍存在较大分离包, 分离包后膨胀区域局部压力下降。喉道面积进一步增大, $1/CR=0.439\ 7$ 工况在 $x=0\sim 320\text{ mm}$ 区域压力增加非常缓慢, 压力峰值继续降低且位置后移, 此时进气道处于起动状态, 此时在尾喷管区域还可看出拐角激波造成的压力略微升高, 而在其它两条曲线则看不出这种趋势。

3.3 模型气动力分布

图 5 为进气道内压缩段不同收缩比下气动力的变化曲线图, 在进气道关闭时阻力最大, 进气道打开后, 在进气道不起动时阻力随 $1/CR$ 增大略有下降, 进气道起动后阻力系数急剧下降; 升力系数变化趋势则基本是随 $1/CR$ 增大单调下降; 在进气道起动之前, 升阻比呈下降趋势, 进气道起动以后, 升阻比呈现大幅度回升。

在进气道关闭时, 封堵块的迎风面在很大程度上决定了整个飞行器的总升力与总阻力,

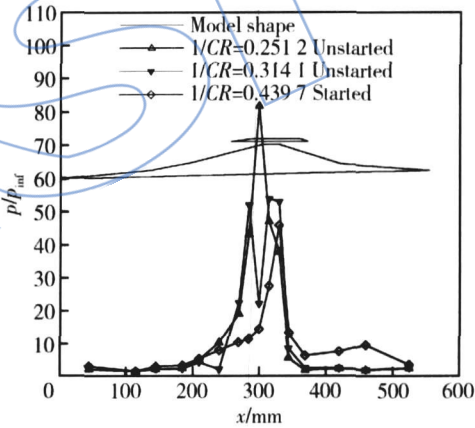


图 4 不同收缩比沿程压力分布
Fig. 4 Pressure distributions versus $1/CR$

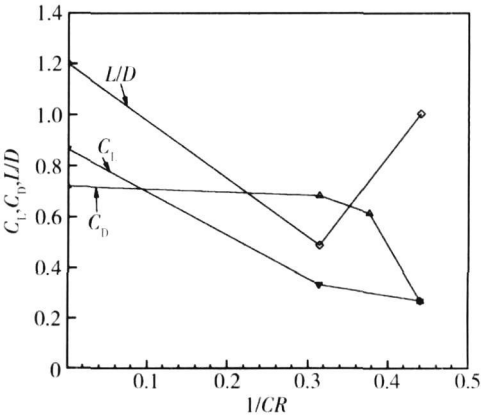


图 5 不同收缩比气动力分布
Fig. 5 Aerodynamic forces versus $1/CR$

在封堵面与唇口交界处产生的强弓形激波(图3(a))带来较大的波阻,同时也在发动机唇口罩后上方造成了相对来流压力更大的高压区,其结果便是升力与阻力均高于通流状况时的升力和阻力;反映在图5上进气道关闭时升力和阻力都很大。

在进气道打开不起动时,经过前体和进气道斜面压缩的气流部分进入了发动机,在进气道唇口处会产生一道相对进气道关闭时产生的强弓形激波弱一些的溢流激波(图3(b)和(c)),从而阻力系数相对进气道关闭时有少许下降,此时,飞行器的升力主要由前体与进气道的三道楔面提供,同时受入口上冲气流影响,发动机内流道会产生一部分负升力(如图2所示,升力取向向下为正),所以升力系数相对阻力系数有较大幅度的下降。

在进气道打开起动后,经过前体和进气道斜面压缩的气流大部分进入了发动机。在进气道关闭或不起动时,封堵面造成的强斜激波和进气道模板上气流分离产生的强分离激波既带来了很大的波阻又提供了很大一部分升力,进气道起动后,这部分阻力、升力均消失,同时,由于平行进气道模板进入进气道内压缩段的气流又产生了一个负升力,此消彼长,进气道起动条件下阻力、升力系数均由较大幅度的下降。伴随升、阻力的变化,升阻比呈先下降后上升的趋势。

3.4 进气道起动收缩比公式

NX-1模型的不同收缩比值下的起动状况与预测公式(1)~(4)的对比见图1,图中横坐标为进气道内压缩段进口流量平均马赫数,其中下黑三角表明进气道不起动的工况,上黑三角表明进气道起动的工况,可见该模型起动限对应公式(4) $S=0.6$ 曲线附近,远远高于 Van Wie 给出的经验公式(3)曲线之上,为了进一步了解这种原因,对进气道内压缩段进行了数值模拟来了解其内激波附面层干扰结构(图6),可见唇口激波在进气道肩部造成了流动分离区,形成一个很窄的“气动喉道”,使该处的实际气动收缩比大大小于实际的几何收缩比,考虑分离包影响的实际气动收缩比在图1中用黑方块表示,位于 $S=0.5$ 曲线附近,尽管如此,进气道起动最大收缩比限仍高于公式(3)曲线,这说明 Van Wie 公式(3)仅能给出最大收缩比的边界,并不能确定在某一个马赫数下取多大的收缩比可以保证进气道起动,最终的收缩比确定还需进行风洞试验与数值模拟来验证。另外,在图1中还给出了一二元进气道自起动收缩比试验值(菱形标识),该进气道细节详见文献

[6],可见该模型自起动内收缩比值在 Kantrowitz 曲线附近靠下的地方,这说明 Kantrowitz 准则略为保守。

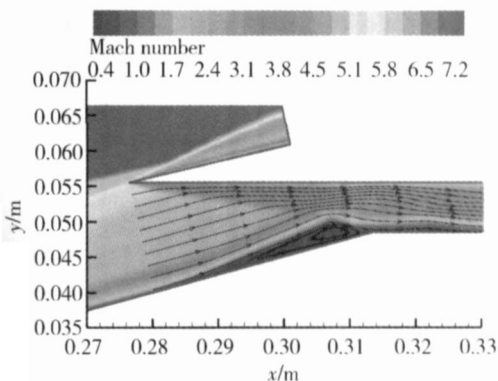


图6 进气道内收缩段中心面流场结构

Fig.6 Mach number contour of internal contraction

4 结 论

通过对一种吸气式高超飞行器模型的 $Ma=7$ 风洞吹风试验结果的分析,获得了高超进气道不起动、临界起动和起动状态的流动特征,包括流动图谱、压力分布和气动分布;并将进气道内收缩比值与等熵理论最大起动收缩比限、自起动最大起动收缩比限和经验最大起动收缩比限做了对比分析。研究表明:

- 1) 通过提高喉道面积使进气道从不起动到起动状态,进气道外压缩模板呈现不同的流态,主要表现在唇口溢流激波的强度减弱和压缩面上流动分离范围的减小;
- 2) 相比不起动状态,起动状态的模型沿程压力分布曲线峰值下降且位置后移,唇口处压力曲线升高斜率减小;
- 3) 从进气道封堵,经进气道不起动,到进气道起动,模型阻力在起动之前缓慢减小、起动之后急剧下降,升力单调下降,升阻比先降后升;
- 4) 模型收缩比值与理论最大起动收缩比限对比表明已有经验公式无法确定设计马赫数下的起动收缩比值;Kantrowitz 准则确定的自起动收缩比限略为保守。

参考文献:

- [1] Kantrowitz A, Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffuser[R]. NACA WRL-713, 1945.
- [2] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914.
- [3] 孙波, 张堃元. Busemann 进气道起动问题初步研究[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.

[4] Sannu Mölder. Flow starting in high compression hypersonic air inlets by mass spillage[R]. AIAA-2004-4130.

[5] 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]//CARS-2006 0 0062,中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集.绵阳:中国空气动力学会,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 NUAACARS-2006 0 0062, Proceedings of China 1st Modern Aerodynamics & Aerothermodynamics Conference. Mianyang: China Aerodynamics Research Society, 2006: 356-361.

[6] 王成鹏,张红英,孙姝,等.高超飞行器进气道/内流道流动特性试验[J].航空动力学报,2007,22(10): 1704-1709.

WANG Chengpeng, ZHANG Hongying, SUN Shu, et al. Experimental study of integrated inlet/internal flow-path for an airbreathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1704-1709.

