

脉冲风洞中进气道起动过程试验研究^{*}

范晓樯, 贾 地, 冯定华, 李 桦

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 在马赫 8 炮风洞中开展了不同初始真空压力条件下风洞喷管启动过程对侧压进气道启动的影响研究。通过调节进气道几何收缩比和风洞运行的初始真空压力, 完成了收缩比分别为 2.425、5.56 初始真空压力变化范围为 60 Pa~3 kPa 的多种工况测压、纹影实验。实验数据表明, 当收缩比较小时, 即使初始真空压力很高, 甚至严重影响了风洞的有效运行时间, 进气道也能够启动; 当进气道收缩比较大时, 炮风洞喷管启动过程会影响进气道启动, 即进气道是否启动受风洞初始真空压力变化而十分敏感。

关键词: 高超声速; 进气道; 炮风洞; 实验

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2007) 01-0060-05

Experimental investigation on starting process of hypersonic inlet in gun tunnel

FAN Xiao-qiang JIA Di FENG Ding-hua LI Hua

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract Effect on inlet starting of nozzle starting process was studied in a 500 mm Mach 8 gun tunnel. Several inlet contractive ratios (2.425 and 5.56) were tested with various initial cabin pressures ranging from 60 Pa to 3 kPa. Pressure data of the inlet and schlieren images of the flow field were acquired in the experiments. It is indicated that inlet starting is promoted by a decrease in initial cabin pressure of the tunnel. When the inlet contractive ratio is relatively small, the inlet can start even if the initial cabin pressure is excessively high and the effective run time of the tunnel is affected. However, whether the inlet can start or not is sensitive to the initial cabin pressure when the inlet contractive ratio is relatively large.

Key words Hypersonic; Inlet; Gun tunnel; Experiment

1 引 言

在高超声速飞行器地面实验中, 各种脉冲实验设备例如激波风洞、炮风洞等占据了重要的地位。这一现象的形成主要归因于两方面的原因, 一是这类设备的运行费用十分低廉, 二是激波风洞、激波管等脉冲设备能够达到很高的焓值, 可以满足更高飞行马赫数的实验需求^[1~3]。

然而, 由于脉冲风洞运行时间短暂, 通常只有几毫秒到几十毫秒时间, 脉冲风洞中的进气道实验和自由射流超燃发动机实验受到了一定程度的限制。这些限制主要包括:

(1) 试验控制系统和数据采集系统必须采用高频响的设备;

(2) 进气道和发动机的几何形式不能在实验过程中改变, 即不能完成变几何的进气道和发动机实验;

(3) 进气道和发动机必须事先安装在试验段中, 不能通过类似于连续风洞中通常采用的模型弹射系统来回避风洞喷管的启动过程对实验模型的影响。

很明显, 最后一个限制是很难通过技术的进步得以解决的, 因此必须考察脉冲风洞启动过程对进气道和发动机的影响。本文的目的正是通过炮风洞中侧压式进气道的实验试图揭示这一影响。

* 收稿日期: 2005-12-27; 修订日期: 2006-03-16.

作者简介: 范晓樯 (1977—), 男, 博士生, 研究领域为空气动力学。Email: xiaoqiangfan@hotmail.com

高超声速进气道“启动”这一概念分为三个层次:启动、自启动和脉冲启动^[4]。“启动”是一个静态定义,指在进气道内部建立了比较稳定的斜激波波系结构,并且唇口外面的斜激波是附着和稳定的。“自启动”是一个动态过程,指当导致进气道不启动的初始扰动消除后,不通过改变进气道的几何,进气道重新启动的过程。“脉冲启动”特指进气道突然进入流场后,不通过改变几何而实现启动的特性,强调来流对进气道的“冲击”作用。按照这种定义,脉冲风洞中进气道的“启动”特指“脉冲启动”。

M cGregor 于 1992 年首先研究了喷管启动过程对进气道启动的影响^[2],在炮风洞的进气道实验中,发现进气道启动极限收缩比受到风洞初始真空压力的影响。通过大量炮风洞中的二维进气道实验,他指出初始真空压力越低,进气道越容易启动。但是 M cGregor 在文献 [2] 中并没有给出对此现象更进一步的解释。

本文作者^[5]通过理论分析、一维和二维数值计算,研究了脉冲风洞喷管与进气道启动的耦合过程,指出高初始真空压力条件下进气道的不启动是受到了炮风洞喷管启动激波波后低马赫数非定常流动区域的影响。初始真空压力越高,非定常流动持续时间越长,这种影响作用也就越明显。在文献 [2 5] 的研究基础上,本文设计了一个侧压式进气道实验模型,通过马赫 8 条件下的炮风洞试验,针对喷管启动过程对进气道启动的影响开展了更深入的研究。

2 实验设备和实验模型

实验在国防科大 KD-01 高超声速炮风洞中完成。KD-01 炮风洞是一座采用空气驱动空气、平衡活塞运行的典型脉冲风洞,其风洞运行原理可以参考文献 [3 6]。风洞喷管型面采用特征线方法设计,出口直径为 500 mm。实验中喷管出口马赫数为 8.09,来流总压 p_0 为 4.77 MPa,喷管出口静压为 450 Pa,来流总温 T_0 为 765 K,单位雷诺数为 $9.55 \times 10^6 / \text{m}$ 。为了确保来流均匀,实验模型相对较小,安装在喷管出口的中心区域。

侧压式进气道实验模型及尺寸如图 1 所示。为了方便实验,侧板被设计为可以转动的部件。通过调整侧板压缩角 δ 可以得到不同的进气道收缩比 CR (Contractive ratio)。实验模型的外罩可以相对于侧板前后移动,以用于得到不同的溢流窗口大小。当外罩唇口与侧板前缘重合时,溢流窗口面积为 0,记为

0%;当无外罩时,侧板间的区域全部为溢流窗,记为 100%。侧板安装方向可以上下调换,实现侧板的前掠或后掠,图 1 所示为侧板后掠的安装方式。

为了提高瞬态测试的响应频率,压力传感器直接安装在进气道底板背部,如图 1 所示。

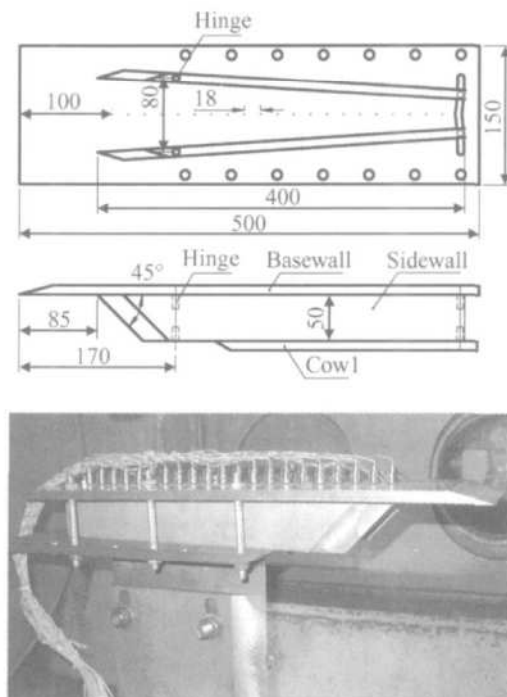


Fig 1 Inlet model

3 结果与分析

3.1 初始真空压力对试验时间和试验结果的影响

文献 [6] 有关脉冲风洞启动过程的研究表明,即使当初始真空压力大于稳态流动时喷管出口处的压力,喷管的启动时间(喉道膜片破裂后到流场稳定持续的时间)也不会延长。然而,文献 [6] 并没有就过高的初始真空压力会对实验时间和实验结果会产生何种程度的影响开展研究。

图 2 给出的是几何收缩比 CR 分别为 2.0 和 4.25,溢流窗口 0%,侧板后掠时第 11 号和第 17 号测压孔(从前至后排序)测量得到的压力数据随时间的变化曲线。从图中可以看出,不同初始真空压力条件下压力结果随时间的变化过程存在一定差异,但也表现出一些相似。当初始真空压力 p_{cabin} 为 70 Pa 时,从压力曲线可以观察到炮风洞喉道膜片破裂后,进气道底板静压稳步上升,最后达到平衡并直到试验结束。而当初始真空压力 p_{cabin} 为 2780 Pa 或 2930 Pa 时,进气道内静压陡然上升后再恢复到平衡状态,直到试验结束。初始真空压力越高,模型表面静压上升越厉

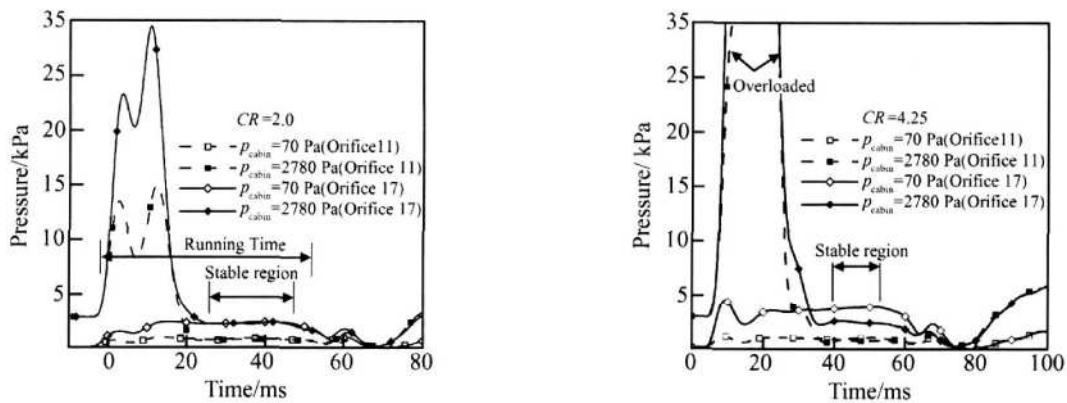


Fig 2 Variation of static pressures with time ($CR = 2.0$ $CR = 4.25$)

害,甚至在 $CR = 4.25$ 时出现了传感器过载。从图 2 中结果还可以看到,风洞运行时间至少长达 50 ms。在较低的初始真空压力条件下,流场稳定时间约 25 ms。即使初始真空压力较高时,无论 CR 为 2.0 还是 4.25,第 11 号和第 17 号测压结果的对比表明至少存在 10 ms 以上的稳定时间用于数据判读。

图 3 给出的是 CR 为 5.56 溢流窗口 25%,侧板后掠时第 11 号和第 17 号测压孔测量得到的压力数据随时间的变化曲线。为了比较初始真空压力对进气道启动的影响,总共完成了 5 次不同初始真空条件的测试。

从图 3 可以看出,当 p_{cabin} 小于或等于 240 Pa 时,喉道膜片破裂后模型表面的静压稳步上升,最后达到平衡直到试验结束。当 p_{cabin} 大于 240 Pa 时,模型表面的静压陡然上升后再恢复到平衡状态。 p_{cabin} 越高,静压上升得越厉害,甚至出现传感器过载。对于本次试验条件 ($CR = 5.56$ 25%) 而言,当初始真空压力为 1030 Pa 时,第 11 号测压孔结果表明至少存在 8 ms 的稳定时间用于数据判读,第 17 号测压孔的结果则存在约 4 ms 的稳定时间。

对照图 2 和图 3 中不同 CR , 高 p_{cabin} 的实验结果曲线,可以发现 CR 越大,能够用于数据判读的稳定

时间段越短;测压点位置越靠内(进气道后部),能够用于数据判读的稳定时间段越短。

初始真空压力较高 ($p_{cabin} > 1$ kPa) 且 CR 较大时,传感器容易出现过载现象,此时测试结果与其他初始真空压力的测试结果存在较大差异,这一差异可能是测试系统出现的偏差,尚不能确定其产生的原因。从多次初始真空压力的重复实验结果可以肯定的是,初始真空压力小于 640 Pa 的实验结果仅仅从数据判读的意义而言是可信的,真空压力低于 240 Pa 的初始条件不会影响风洞运行时间。

从图 3 中还可以看出,当初始真空压力为 60 Pa 时,测量得到的压力数据远小于其他初始真空压力条件下测量得到的结果。出现这种差异的原因就是初始真空压力对进气道启动所产生的影响,而非风洞运行或测试系统出现的问题,下文将对此现象进行细致研究。

3.2 初始真空压力对进气道启动特性的影响

图 4~图 6 给出了 $CR = 5.56$ 溢流窗口分别为 25% 和 50% 时,进气道压力分布受初始真空压力影响的实验结果。图 4 中结果表明,当溢流窗口为 25% 时,对于后掠侧板,初始真空压力由 60 Pa 改变为 120 Pa 时进气道的压力分布发生了十分明显的变

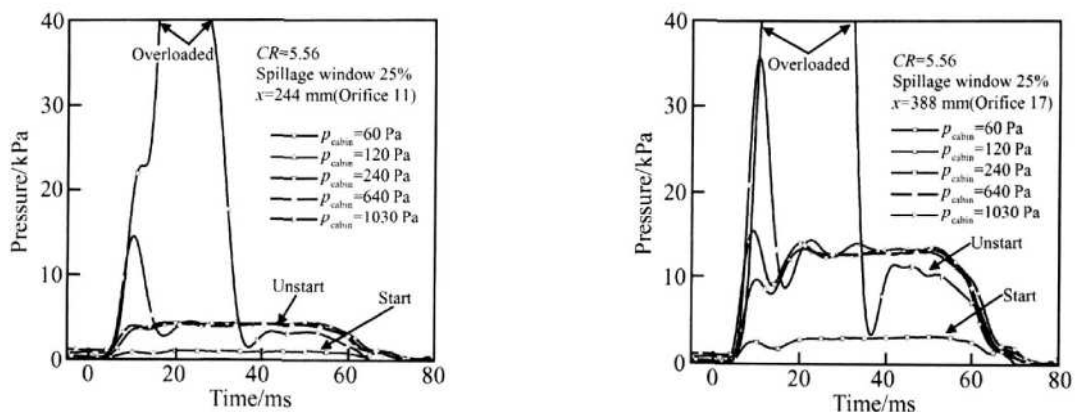


Fig 3 Variation of static pressures with time ($CR = 5.56$)

化。初始真空压力为 60 Pa 时, 进气道内部压力较低, 而初始真空压力升高后, 进气道内部压力全部升高, 进气道前缘第一测压点处压力约为 2 kPa, 远高于喷管出口静压 450 Pa。这应该是进气道内部流场结构发生了改变所致。因此, 可以认为初始真空压力对进气道是否启动产生了影响。采用同样的判断方法, 可以发现对于前掠侧板, 初始真空压力介于 80~130 Pa 时能够对进气道是否启动产生关键影响 (图 5)。当溢流窗口为 50% 时, 对于后掠侧板, 初始真空压力为 80 Pa 和 320 Pa 时进气道能够成功启动, 初始压力为 480 Pa 和 1 110 Pa 时进气道启动失败 (图 6)。即对于溢流窗口 50% 的情形, 真空压力介于 320~480 Pa 时进气道处于能否启动的临界状态。

从以上实验结果并对比图 2 的结果可以看出, 当进气道收缩比较小时, 即使初始真空压力很大, 甚至影响到了风洞的有效运行时间, 进气道也能够启动; 而当进气道收缩比较大时, 进气道能否启动受到风洞初始真空压力的影响比较敏感, 初始状态的差异可能会导致处于启动/不启动临界状态的进气道陷入不启动状态。因此, 在脉冲风洞中完成进气道试验必须慎重对待没有成功启动的试验结果, 以免对进气道设计造成误导。

侧压式进气道溢流窗口越小, 其有效 CR 越大。通过图 4 和图 6 实验结果的对比可以看出溢流窗口的大小影响了进气道能否启动的初始真空压力临界值, 因此初始真空压力对进气道启动的影响在进气道有效收缩比大的情形下更加明显。

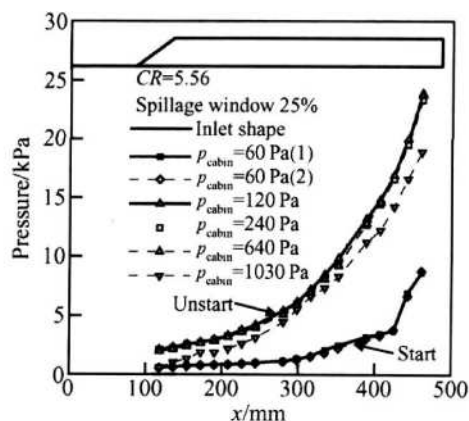


Fig 4 Pressure distribution
($CR = 5.56$, 25%, swept backward)

3.3 进气道启动/不启动的流场纹影结果分析

尽管从对压力曲线的对比分析已经可以判断出进气道是否成功启动, 但为更加充分了解进气道流场结构, 给进气道是否启动提供更加可信的判断依据,

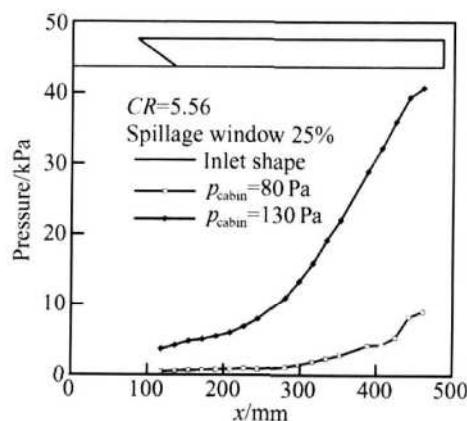


Fig 5 Pressure distribution
($CR = 5.56$, 25%, swept forward)

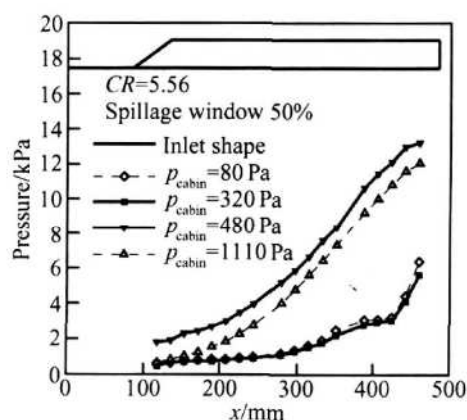


Fig 6 Pressure distribution
($CR = 5.56$, 50%, swept backward)

本文通过纹影仪和高速数字摄像仪记录了以上实验的纹影结果。本文仅选取具有典型特征的实验工况 ($CR = 5.56$, spillage window 25%, swept forward, p_{cabin} 为 60 Pa 和 90 Pa) 对其纹影照片作以分析。图 7 和图 8 给出的纹影结果所采用的拍摄快门时间为 $1/10000$ s, 帧率为 10000 fps。当来流总压稳定后, 每隔 1 ms (即每隔 10 帧) 抽取一张静态图片, 并将其分别标注为 Q 1, 2, ...。从图 7 所示结果可以看出 p_{cabin} 为 60 Pa 时, 在 9 个时刻拍下的纹影图片中前缘激波很弱 (攻角为 0° , 仅产生十分微弱的激波), 没有观察到不同时刻的激波位置发生明显变化, 因此可以认为前缘激波是稳定的, 结合压力分布的结果可以认为这是进气道成功启动后的典型流场结构。

在图 8 中, 当初始真空压力为 90 Pa 时, 进气道前缘产生了比较强的激波, 可以观察到 9 个时刻激波位置发生了明显变化, 激波位置不能稳定。另外, 从纹影图片中还可以观察到前缘激波波后区域存在明显的分离涡与主流之间的剪切层, 不同时刻结果的对比可以发现分离涡的大小也发生了明显的变化。这

一图片给出了进气道启动失败后的典型流场结构: 进气道内发生了壅塞, 分离区向前影响到了底板前段流场; 分离区十分不稳定, 其脉动频率能够通过 10 kHz 的采集频率观察到。

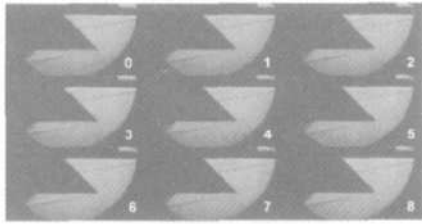


Fig 7 Schlieren results ($p_{\text{cabin}} = 60 \text{ Pa}$)

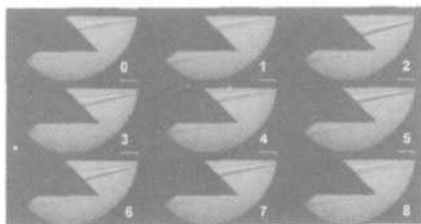


Fig 8 Schlieren results ($p_{\text{cabin}} = 90 \text{ Pa}$)

4 结 论

本文在炮风洞中开展了风洞喷管启动过程对进气道启动过程影响的实验, 通过改变初始真空压力和进气道收缩比, 采用测压和纹影测试手段研究了脉冲型风洞不同初始真空压力喷管启动过程对进气道试验时间和启动性能的影响。

(1) 炮风洞的初始真空压力对风洞的有效运行时间存在一定程度的影响, 但仅当初始真空压力高于稳态流动喷管出口静压时, 这种影响才变得比较明显。

(2) 初始真空压力对进气道“脉冲启动”性能的影响程度因进气道收缩比的大小不同而有所差异。当进气道收缩比较小时, 即使过大的初始真空压力已

经对有效实验时间产生了明显影响, 进气道也能够启动; 然而, 当进气道收缩比较大时, 确保进气道能够启动的初始真空压力临界值很低, 初始真空压力的微小变化即可能导致进气道由能够启动转为不能启动 (例如图 7 和图 8 的结果)。因此, 脉冲型风洞中的进气道或者发动机试验必须慎重对待并解决大收缩比条件下进气道的不启动问题。

参考文献:

- [1] Lu F K. Principles of hypersonic test facility development [A]. Advanced hypersonic test facilities [C]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, Washington, DC: 17 ~ 27, 2002
- [2] McGregor R J, Mokler S, Paisley T W. Hypersonic inlet flow starting in the gun tunnel [A]. Investigation in the fluid dynamics of scram jet inlets [C]. *Ryerson Polytechnical Univ. and Univ. of Toronto*, 1992
- [3] Sullivan P A, Deschambault R L, Hawboklt R J et al. Tunnel development operation and calibration [A]. Investigation in the fluid dynamics of Scram jet inlets [C]. *Ryerson Poly-technical Univ. and Univ. of Toronto*, 1992
- [4] Holland S D. Wind-tunnel blockage and actuation systems test of a two-dimensional scram jet inlet unstart model at Mach 6 [R]. *NASA TM-109152*, 1994
- [5] FAN X, JIA D, LI H. Numerical research of hypersonic inlet starting procedure in impulsive ground test facility [C]. *The 56th International Astronautical Congress IAC-05-C4.5.09, Fukuoka*, 2005
- [6] Smith C E. The Starting process in a hypersonic nozzle [J]. *J. Fluid Mech.*, 1962, 24 (4).

(编辑: 崔永刚)