

文章编号: 1000-8055(2008)06-1014-05

开启式高超声速进气道启动性能试验

王 翼, 范晓樯, 梁剑寒, 刘卫东, 王振国
(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 设计了具有入口开启功能的高超声速进气道, 并在 $Ma=6$ 连续式自由射流风洞中进行了启动性能的试验研究. 通过对进气道壁面静压变化和捕获流量的测量, 验证了此种具有开启功能的变几何方案的可行性. 试验结果表明, 开启机构能够有效地提高进气道的启动性能. 分析认为, 进气道入口的逐渐打开过程辅助进气道建立起超声速流场. 同时, 开启机构避免了进气道自启动的迟滞效应, 使进气道实现启动.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 高超声速进气道; 变几何; 启动性能; 自由射流实验

中图分类号: V211

文献标识码: A

Experimental investigation on the starting characteristics of a hypersonic inlet with moving entrance door

WANG Yi, FAN Xiao qiang, LIANG Jian han,
LIU Wei dong, WANG Zhen guo

(Institute of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A three dimensional hypersonic inlet with moving entrance door was designed and tested in the $Ma=6$ free jet wind tunnel to investigate the starting characteristics. This variable geometry design was testified to be a feasible way to accomplish the entrance opening process of the inlet. The results reveal that the moving entrance door can effectively improve the starting ability of the inlet. The gradually opening process could assist the inlet in starting and also avoid the hysteretic effect of the inlet selfstart.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic inlet; variable geometry; starting characteristics; free jet experiment

由于超燃冲压发动机只能在一定的飞行马赫数下正常工作, 所以以超燃冲压发动机为动力装置的高超声速飞行器在起飞的时候必须经历一个助推阶段, 当飞行器达到一定的高度和速度后, 超燃冲压发动机再进行接力. 在助推过程中, 通常会用整流罩将整个飞行器或飞行器的头部包裹起来, 接力时再将整流罩抛掉, 如澳大利亚的 Hy-shot 飞行计划^[1]; 或者通过某种方式先将进气道入口堵住, 等到接力时刻再将进气道打开, 如美国

的 X-43A^[2].

采用这种方式原因主要有三: 第一, 在助推过程中将进气道封住, 可以大大提高飞行器气动外形估算的准确度, 提高助推的可靠性和稳定性; 第二, 通过封堵进入发动机的空气, 最大程度的降低助推过程中可能造成的对发动机以及机内设备的损害; 第三, 进气道入口由封堵到开启可以提高进气道的启动性能.

进气道的启动性能是进气道的重要性能指标

收稿日期: 2007-05-31; 修订日期: 2007-09-18

基金项目: 国家 863 计划

作者简介: 王翼(1981-), 男, 山西临汾人, 博士生, 主要从事高超声速推进技术研究.

之一,它直接决定了进气道和整个发动机能否正常工作。而影响进气道启动性能是否良好的一个重要参数就是进气道的内收缩比(Internal geometry contraction ratio, CR_{in}),它指的是进气道内压缩开始位置(通常是唇口所在位置)的面积与进气道喉部面积的比值。

对于等熵压缩的进气道,在一定的来流马赫数下,当收缩比降低到一定程度时,喉部位置便会发生壅塞^[3]。由等熵关系式可推出这一等熵极限启动收缩比

$$\left(\frac{A_0}{A_4}\right)_{\text{Isentropic}} = \frac{1}{Ma_0} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma}{2(\gamma-1)}} \cdot \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_0^2\right]^{\frac{\gamma}{2(\gamma-1)}}$$

式中下标“0”代表等熵进气道入口参数,下标“4”代表喉部参数。这一比值代表的是理论上所能达到的最大启动收缩比。

Kantrowitz 通过考查在进气道入口存在一道正激波这一临界启动状态,得到进气道的一个临界启动收缩比,即 Kantrowitz 限制^[4]

$$\left(\frac{A_2}{A_4}\right)_{\text{Kantrowitz}} = \frac{1}{Ma_2} \left[\frac{(\gamma+1)Ma_2^2}{(\gamma-1)Ma_2^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left[\frac{\gamma+1}{2Ma_2^2 - (\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right]^{\frac{\gamma}{2(\gamma-1)}}$$

下标“2”代表内收缩开始位置的参数。通常认为,当收缩比小于这一启动极限时,进气道是能够实现自启动的。

通过这两个公式可以看出,在一定的马赫数下,内收缩比越高,进气道越不容易启动。经过大量研究表明,Kantrowitz 限制过于苛刻。Van Wie 等人通过对各种的试验数据进行总结,在等熵结果和 Kantrowitz 限制之间,得到一条最大启动收缩比的经验曲线^[5],如图 1。

长时间以来,各国的研究者一直致力于研究

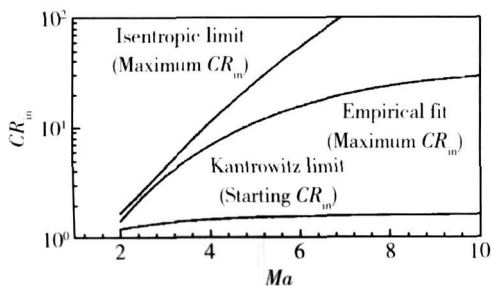


图 1 收缩比极限

Fig. 1 Limits on contraction ratio

如何能让进气道在更高的收缩比下正常工作,采用的方法也多种多样,如进气道内形面的优化、流动控制、变几何等等。进气道入口变几何开启机构正是一个行之有效的方法。Hagenmaier M A 和 Tam C J 曾对一种带有“开门”(Moving start door)结构的进气道构型进行了数值仿真,认为这种变几何设计可以使“过压缩”的进气道实现启动^[6]。美国的 X-43A 进气道则采用了唇口作动机构(Cowling door)以实现进气道入口的开启,其研究人员也对开启过程中内收缩变化所造成的对启动过程的影响进行了研究^[2]。

本文设计了一种在机体一侧进气道入口附近设置可转动挡板的变几何机构,来实现飞行过程中进气道的开启,并通过试验证明了这种方法能有效地提高进气道的启动性能。在下文中将结合试验结果对其启动性能提高的原因进行分析。

1 试验方案设计

本文的试验在国防科技大学高超声速推进研究中心的高焓自由射流试验系统中进行。该试验系统连续工作时间长,可以在一次试验过程中实现模型的一系列变几何动作。本试验模拟的飞行马赫数为 6,飞行高度为 25 km。

进气道模型见图 2。设计飞行高度 25 km,飞行速度 $Ma=6$ 。前体采用三级楔角设计,来流经过前体压缩后,再通过侧板和外罩(唇口)进一步压缩。侧板前缘后掠,以实现低马赫数下的自动溢流。根据 Kantrowitz 限制,此构型的最大自启动内收缩比为 1.5。通过更换不同唇口可以改变内压缩段入口面积,从而对内收缩比进行调节,根据以往经验,我们选取的调节范围为 2.0~2.3。

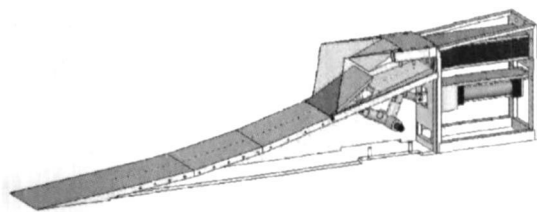


图 2 进气道模型

Fig. 2 Inlet model

开启机构位于进气道内压缩段入口前,一块可转动的挡板通过连杆铰链机构与一气动动作筒连接。在实验过程中,通过调节作动筒作动气压力的高低,可实现进气道内压缩入口的由完全关闭到完全打开(耗时 0.1 s),或由完全打开到完全关闭(耗时 0.3 s)两种过程,见图 3。此种变几何方

式在进气道开启时能够利用来流作用在挡板上的静压使挡板自动打开,较之 X-43A 所采用的唇口变几何方案可以大大降低作动系统的功率.同时,这种方案机械结构简单,避免了唇口变几何时侧板中设置复杂的传动机构.但这种方式的缺陷在于,开启过程中流场较为复杂.

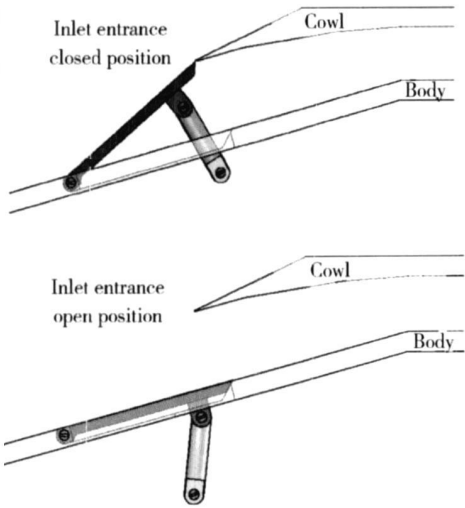


图 3 挡板工作状态示意图

Fig. 3 Two positions of the actuation system

为了测量进气道在启动和不启动状态下的捕获流量,本试验采用突扩式驻室法进行流量测量.进气道及隔离段壁面静压测量点共 34 个,沿程分布在机体一侧的对称面上.压力采集通过 Pressure System, Inc 的 9116 型压力扫描阀进行.

2 试验结果与分析

2.1 无开启机构试验

在此前的试验中,对具有相同几何构型但不带开启机构的进气道模型进行了测试.实验发现,对于该几何构型,2.15 左右的内收缩比为进气道自启动与否的一个临界区域.试验结果见表 1.

表 1 无开启机构进气道试验结果

Table 1 Test results of the inlet without actuation system				
唇口 编号	CR_{in}	试验 次数	启动 次数	不启动 次数
A	2.31	2	0	2
B	2.15	8	5	3
C	2.01	5	5	0

文献[7]指出,自由射流风洞的启动过程对进气道的启动存在影响.与脉冲式风洞的启动过程不同,自由射流风洞的流场建立过程需要经历一定时间,约为 100 ms 量级,这一时间远远超过进

气道内部流场建立的特征时间(1 ms 量级).在这一时间内,风洞喷管出口的速度是由低到高逐步建立起来的,直至达到设计马赫数.这对于试验模型来说相当于一个加速的过程.另外在风洞启动初期,流场是非常复杂的,非理想的均匀流.这种典型的非定常流动会对进气道的工作状态产生显著影响.构型 C 的内收缩比较小,每次实验均能顺利启动,即在经历了加速过程和来流扰动之后,进气道仍能自动恢复启动状态,因此我们认为,此构型在该来流条件下是可以自启动的. B 构型处于自启动与否的临界状态,所以在经历了不同来流扰动后,时而能启动,时而不能启动.构型 A 由于具有较大的内收缩比,从未成功启动过,可认定它是不能实现自启动的.

2.2 开启机构试验

试验主要针对从未启动过的构型 A,检验入口开启机构对其启动性能的影响.试验时序设置如图 4 所示,加热器点火时,挡板处于打开状态,点火 1 s 后,挡板关闭,再 1 s 后,挡板再次打开.在此,我们称从加热器点火到挡板关闭这段时间为“启动过程 1”,从挡板再次打开到试验结束为“启动过程 2”.

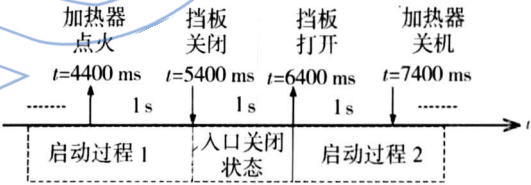


图 4 试验时序

Fig. 4 Scheduling of the test

图 5 是对构型 A 进行试验得到的静压变化情况, H_t 为进气道喉部高度, p_0 为自由来流静压.

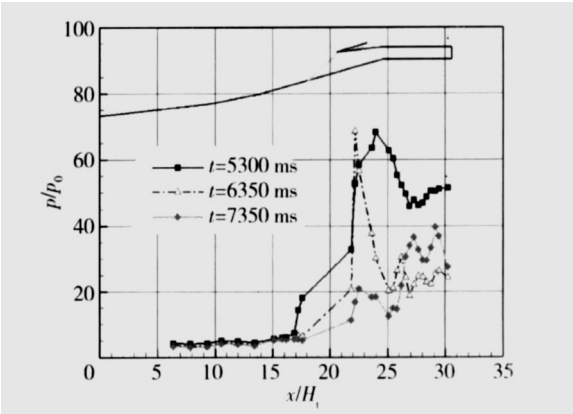


图 5 唇口 A 试验壁面压力分布图

Fig. 5 Wall static pressure distribution during the test of cowl A

此次试验中, 加热器点火后($t=5.3\text{ s}$), 进气道处于不启动状态, 在唇口前缘之前相当一段距离形成一个高压平台, 表明唇口附近存在着较大的流动分离区, 并在唇口之前形成了较强的斜激波, “启动过程 1”失败, 再一次证明构型 A 无法实现自启动, 此时测得的捕获流量系数为 56%。挡板关闭后($t=6.35\text{ s}$), 进气道内流道中大部分区域的压力下降至 $30p_0$ 以下。当挡板再次打开时($t=7.35\text{ s}$), 唇口前的高压平台消失, “启动过程 2”成功, 捕获流量系数为 95%。

由于侧板的存在, 使得挡板由打开逐渐关闭时, 其所在位置流道的宽度是逐渐增大的。因此, 当挡板处在关闭状态时, 其两侧与侧板之间必然存在缝隙。实验中挡板关闭后, 从缝隙进入进气道的气体使内收缩段内的压力出现一些起伏, 有些位置压力甚至很高。但这些流入的气体流量非常有限, 所以只对挡板附近的流场影响明显, 在下游位置压力就已经比较平缓了。在真实飞行中, 必须采取某种方式对该缝隙进行密封, 此问题也就不会出现了。

试验表明, 开启机构成功实现了使原本不能自启动的进气道顺利启动, 本文认为主要有以下几方面的原因:

1) 从流场发展变化的角度分析。在“启动过程 2”中, 挡板打开过程刚开始时, 进气道的内收缩比非常小(小于 1, 是突然扩张的), 气流经过一条狭缝进入进气道, 流动情况类似于过膨胀射流, 此时能够在狭缝的下游顺利地建立起超声速流场, 实现进气道的启动。此时的内压缩段的流场如同分了上下两层, 上层为超声速主流, 下层为挡板后的低能流区。随着挡板的逐步打开, 内收缩比不断提高, 超声速主流区逐渐扩大, 低能流区逐渐减小, 直至整个进气道达到完全启动。根据文献[6]的仿真结果(图 6, 开启过程的时间为 100 ms)我们也可以看出, 低能流区(可能存在分离涡)最终虽然未能完全消除, 但整个过程中就像被超声速主流逐渐“切削”变薄一样, 最终完成进气道的启动。可见, 挡板的开启过程辅助原本不能自启动的进气道逐步建立起了启动状态流场;

2) 从进气道启动迟滞效应的角度分析。随着来流马赫数逐渐降低或来流马赫数逐渐升高, 同样构型的进气道在两个过程中的启动特性是不同的。见图 7, 图中的两条曲线为文献[7]对这两个过程的仿真结果。其中实线为马赫数由低到高过程中进气道捕获流量系数的变化情况, 直到马赫

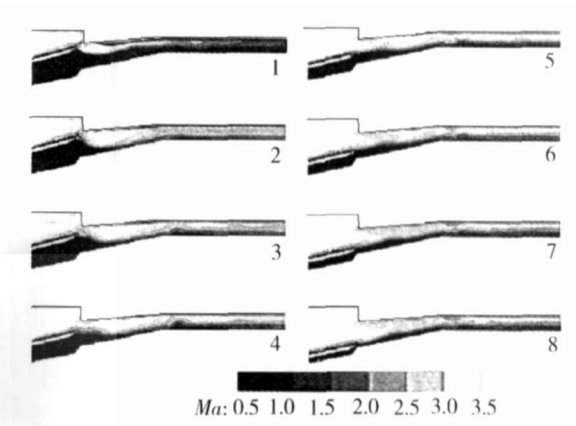


图 6 文献[6]仿真得到的马赫数随时间变化情况
Fig. 6 Mach number time history from references [6]

数升高到 6.5 进气道才实现了自启动。虚线则为马赫数由高到低过程中流量系数的变化, 马赫数降至 5 以前, 进气道都是启动的。相同构型、相同马赫数, 在不同过程中的启动特性是不同的, 这就是进气道启动的“迟滞环”现象。结合本次实验, 我们可以发现, “启动过程 1”对应的正是“ $a \rightarrow b \rightarrow c$ ”, 进气道由低速加速到 $Ma=6$ 时, 无法到达启动的“d”点。

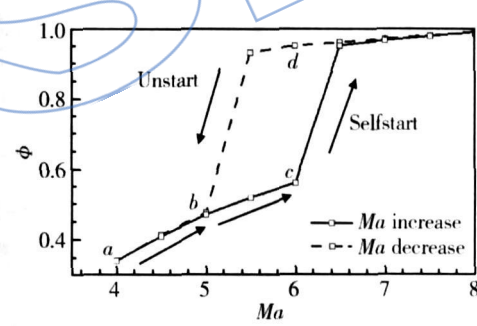


图 7 文献[7]给出的马赫数改变引起的进气道启动“迟滞环”

Fig. 7 Inlet starting hysteresis loop caused by the changing of Mach number in references [7]

在相同马赫数条件下, 改变内收缩比对进气道启动性能的影响同样存在“迟滞环”。文献[5]曾对一简单变几何进气道模型(见图 8)进行了试验, 得到了随着唇口角度 θ_0 改变, 唇口前缘处压力变化情况, 见图 9。唇口角的增大等同于内收缩比增大, 出口前缘压力高代表此简易进气道不启动, 压力低则代表启动状态。对于本次试验, “启动过程 2”对应的是“ $A \rightarrow B \rightarrow C$ ”变化轨迹, 这一过程能使进气道在更宽的内收缩比范围内保持启动。当然, 如果挡板完全打开时的内收缩比超出了拐点“D”, 进气道则会在开始一段过程中启动, 在最后阶段达到不启动的“E”点。

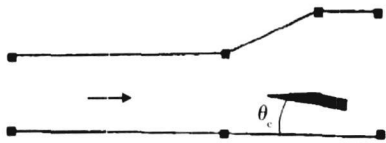


图 8 文献[5]中的试验模型

Fig. 8 Experimental hardware in references [5]

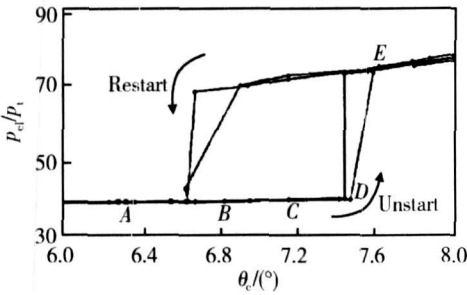


图 9 文献[5]给出的唇口角改变引起的进气道启动“迟滞环”

Fig. 9 Inlet starting hysteric loop caused by the changing of cowl angle in references [5]

综上所述,进气道在加速过程中,挡板处在关闭状态,从而避免这一过程中的迟滞现象;来流稳定后,挡板再由关闭逐渐打开,使进气道在开始较低内收缩比条件下能够顺利启动,并在内收缩比由小逐渐增大的过程中保持启动状态。

通过此次试验,我们验证了进气道开启机构可以有效地提高进气道的启动性能。采用此变几何方式可以使“过压缩”的进气道实现启动,减弱了进气道设计过程中 CR_{in} 的设计约束。我们可以推断,在超燃发动机接力过程中,开启机构同样有助于进气道的启动,提高进气道顺利进入正常工作状态的可靠性。这是需要在下一步工作中继续研究证实的。另外,假如在飞行过程中出现来流扰动造成的进气道不启动,我们就可以通过挡板的“关闭-打开”,也许是“半关闭-打开”动作就可以使进气道重新正常工作,而不必加速到一个更高的速度来迫使进气道实现自启动。这就等同于大大地减小了进气道启动过程中的迟滞效应的影响。

3 结 论

1) 在机体一侧设置一块与作动机构相连的挡板,这种变几何方式能够有效地完成进气道的入口开启过程,并能可靠实现地面试验中的一系列连续变几何动作。

2) 开启机构能有效地提高进气道的启动性能,通过挡板的“关闭-打开”动作使原本自启动内收缩比极限在 2.15 左右的进气道实现在内收缩比 2.3 下的顺利启动。

3) 进气道入口的逐渐打开的过程,有助于在内压缩段中建立起超声速主流,辅助进气道达到启动状态。

4) 从进气道的启动“迟滞环”分析,挡板先关闭后打开的过程避免了进气道经历加速过程中自启动迟滞效应,内收缩比的由小到大使其顺利进入启动状态。

参考文献:

[1] Hass N E, Smart M K, Paull A. Flight data analysis of HyShot 2[R]. AIAA 2005-3354.

[2] Huebner L D, Rock K E, Ruf E G, et al. Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction[R]. AIAA 2001-1809.

[3] Tahir R B, Molder S, Timofeev E V. Unsteady starting of high Mach number air inlets A CFD study[R]. AIAA 2003-5191.

[4] Barber T J, Hielt D, Fastenberg S. CFD modeling of the hypersonic inlet starting problem[R]. AIAA 2006-123.

[5] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914.

[6] Hagenmaier M A, Tam C J, Chakravarthy S. Study of moving start door flow physics for scramjet[R]. AIAA 99-4957.

[7] 范晓楠. 高超声速进气道的设计、计算与实验研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2006.

FAN Xiaoqiang. Design method, numerical simulation and experimental research of hypersonic inlet[D]. Changsha: Doctoral Thesis of Engineering, National University of Defense Technology, 2006.