

扩压段对高超声速推进风洞起动的影响^{*}

陈立红, 张新宇, 顾洪斌

(中国科学院 力学研究所, 北京 100080)

摘 要: 高超声速推进风洞是进行超燃冲压发动机模型地面模拟的重要试验设备。其中, 扩压段的设计非常重要, 它不是孤立的, 而与主流系统和引射系统密切相关。通过对不同几何形状的扩压段在不同安装位置进行调试, 研究在风洞起动过程中整个系统流动状态的演变规律, 探索扩压段的优化设计。实验表明, 扩压段应安装在距主喷管较近的位置, 并具有与主喷管相匹配的入口面积和形状。扩压段的形状应设计成能使主气流通过一系列斜激波串减速的通道。扩压段应具有一定的长度以保证主气流减速到一定程度。

关键词: 超音速冲压喷气发动机; 超高速风洞; 超声速扩压段; 模型

中图分类号: V235.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 05-0430-05

Investigation for effect of supersonic diffusers on the start of the hypersonic propulsion test facility

CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu, GU Hong-bin

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

Abstract: Hypersonic propulsion test facility is important for the scramjet ground tests. The effect of the diffusers was investigated for the different shapes and sizes, as well as different locations. The start process of the facility for the different cases was under research in order to find the optimal configuration for the system. The experimental results show that the location of the diffuser should be close to the nozzle exit, and the shape and size of the diffuser entrance should match the nozzle exit. The configuration of the diffuser should be designed as a channel to allow the main flow pass through a shock train. The diffuser length should be long enough to ensure the main flow deceleration.

Key words: Supersonic combustion ramjet engine; Hypervelocity wind tunnel; Supersonic diffuser⁺; Model

1 引 言

地面模拟是超燃冲压发动机研究的一个必不可少的关键环节, 而地面模拟设备是进行研究的基础设施。中国科学院力学研究所在科学院的支持下, 建立了国内第一座可用于超燃冲压发动机模型试验的高超声速推进风洞。与用于研究外流的高马赫数模拟设备不同, 推进风洞需要较高的焓值以保证进入模型发动机内部的气流具有与实际飞行状态相当的高温高压, 以满足模拟相应的化学反应的要求。

高超声速推进装置主要由加热器、喷管、实验舱、

引射器组成^[1] (如图1所示)。加热器提供模型试验所需的高温高压气体; 气体由喷管加速到所需马赫数进入实验舱; 实验舱内需维持飞行高度相应的大气条件, 即一定的压力环境; 而引射器用来保证实验舱内的低压状态, 即随时将加热器排出的高温高压气体抽走。因此, 实验舱内的低压环境是设备正常运转的必要条件。只有保证了一定的环境压力, 设备喷管才可能起动, 超声速流场才可能建立。对于这类系统而言, 引射器的引射性能就至关重要。较理想的情况是: 引射器的性能非常优越, 来自加热器的主流气体总能全部排出, 实验舱内的低压环境总能保证^[2~4]。

^{*} 收稿日期: 2003-11-15; 修订日期: 2004-04-19。

基金项目: 中国科学院仪器研制项目 (Y00012) 和中国科学院创新方向项目 (KJCX2-L01) 资助。

作者简介: 陈立红 (1963—), 女, 博士, 研究领域为超声速燃烧。E-mail: lhchen@imech.ac.cn

但实际情况是引射系统总是受到很多方面的制约从而远远达不到理想状态。此时,扩压段的设计和应用就变得格外重要^[5-8]。所谓超声速扩压段就是将主流的超声速气体通过一定的流通管道扩压减速后由引射器引射排出,这样就可以在压力损失比较小的情况下将主流排出。换句话说,借助扩压段的作用,也就是提高了引射效率。从国内大量模拟外流的高超声速风洞以及国外类似模拟内流设备的资料看,超扩段的设计和整个试验设备密切相关。但由于扩压段内流动非常复杂,目前可参考的公开发表资料中并没有成熟的理论分析和系统研究。本文对不同几何形状的扩压段在实验舱内不同安装位置进行了试验研究,探索整个风洞从开始到超声速流场全面建立的过程中扩压段的作用,并希望找出其规律,为下一步模型试验创造条件。

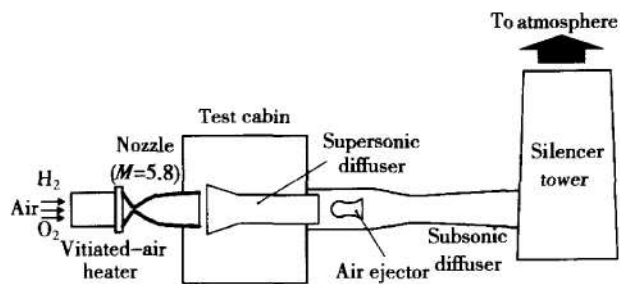


Fig. 1 Sketch of the hypersonic propulsion test facility

2 试验装置

整个高超声速推进装置如图1所示。烧氢补氧加热器可提供高温高压气体(总温可达2000K,总压可达5MPa,流量可达4.5kg/s)。二维喷管可将主气流加速到 $M5.8$ 。实验舱直径2m,长2.9m。引射器与实验舱通过扩压段相联,加热器、主喷管、扩压段和引射器处于同一中心线,引射系统为一级中心引射。

为了解风洞起动过程,在喷管上壁面,沿喷管中心线设置了21个测点以了解喷管起动之前激波到达的位置。在二维喷管出口处,在两型面上各设5个测点以检测流场的均匀性。喷管出口设有总压测量耙,以测量出口气流的总压,从而反推喷管出口气流的马赫数。实验舱的压力测量点在下壁面,远离喷管和扩压段。可认为此点基本没有流动,所测压力可视为主喷管出口背压。沿引射系统管道一直到消音塔也有静压测量,可监测引射系统的工作状况。加热器内设有总温、总压测量,从而给出主流参数。而中心引射喷管的前室压力则反映了引射流量。

3 风洞起动过程分析

图2是典型实验过程中设备主要测点的压力随时间的变化曲线。首先引射器工作,引射实验舱内的空气,使其压力下降。引射器气流总压在3MPa左右,引射器喷管马赫数为4。 $t=4s$ 之后,实验舱压力降至约4kPa。此时,空气、氢气和氧气按设定流量进入加热器内并点火燃烧导致压力迅速上升, $t=5s$ 时,压力基本稳定在4.5MPa。此后,系统进入稳定状态,各代表压力值保持一定,表明系统已建立稳定的超声速流场。 $t=9s$ 时,系统进入关车阶段,首先是加热器停止进气。 $t=10s$ 时,引射器关闭。 $t=12s$ 时,整个实验结束。

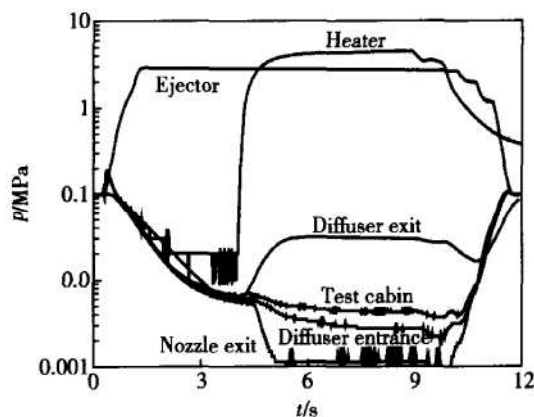


Fig. 2 Pressures at typical points

整个试验程序可分为三个阶段:低压环境的建立,超声速流场的建立和稳定运行段。

首先建立实验舱内的低压环境,即引射器将实验舱压力抽至所需压力($t=4s$ 之前),这一低压环境和超声速流场建立后喷管相应的出口静压应相当。实验中还发现,若进入主流的时间过早,实验舱的压力则很难进一步下降至所需低压环境。

超声速流场能否建立关键取决于第二阶段,即实验舱内的背压建立后,主流进入的过程。主流是由加热器内烧氢补氧产生的,其流量、压力、温度都有一上升过程($t=4\sim 5s$)。喷管内的流动将经历从亚声速到超声速的变化过程。试验中发现,扩压段在这一过程中至关重要。如果扩压段匹配得当,实验舱内的压力将维持主流进入前的水平,甚至主流还可视为附加引射流,进一步降低实验舱压力。但如果扩压段匹配不当,主流会向舱内溢,造成舱内压力上升,甚至导致超声速流场无法建立,即喷管不起动。

当主流进入稳定状态后($t=5\sim 9s$),无论喷管是

否起动,实验舱内的压力都不再变化。这表明,在主流条件稳定时,主流流量可由引射器完全排出。但由于上一阶段主流从无到有时建立的流场结构不同,喷管将会出现多种流型,对应不同流型,喷管可出现起动和不起动两类情况。起动时,喷管出口可达设计马赫数,喷管出口压力与实验舱内背压的不同通过弱斜激波调整,有可能出现过膨胀、膨胀不足或适度膨胀。而不起动时,喷管出口流动复杂,有可能是混有超声速、亚声速和回流的复杂流动。

从空间上可将整个系统的流动分成三段:加热器(主流),喷管-实验舱-超扩段,和引射。大量的试验结果综合分析表明:对应于稳态的主流条件,有一相应的引射流动。而之间的喷管-实验舱-超扩段流动参数却不是唯一的,它与超扩段的性能直接相关,影响到喷管内超声速流场的建立和实验舱最终达到的环境背压。

所以,综合分析超声速流场建立的时间历程和空间分布,可以看到扩压段影响了主流从无到有的非稳态时的流动过程,从而决定了流动的稳态结果——超声速流场是否建立。

4 扩压段对风洞起动过程影响的试验结果

扩压段的作用是体现在流动的动态建立过程中的。超声速流动的建立基础是实验舱内的压力即喷管出口流动的背压必须满足一定的条件,即在整个流动建立的动态过程中,舱内压力必须维持住一定的低压水平。换句话说,主流的气体需被时时引射出实验舱,而不能驻留在舱内造成压力上升。必须注意到,喷管出口和引射管道置于同一中心线上,而二者的横截面积仅仅占实验舱横截面的百分之几。所以,当引射抽吸能力有限时,扩压段的设计有两个关键问题:一是如何使引射集中作用到主流,二是如何降低主流减速时的阻力。在国内相关单位常规风洞经验和国外能够查到的一般超声速风洞的资料基础上,我们设计、测试了8种不同尺寸、不同形状和不同安装位置的扩压段,具体尺寸见表1。扩压段由两段组成。前段为捕获段,用于捕获从主喷管排出的高温高压气体。后段为扩压段,将捕获到的主气流进行扩压减速。前段的出口尺寸即为后段的入口尺寸。扩压段的入口尺寸是根据喷管出口尺寸来设计的,其形状为圆形或与喷管尺寸成比例的矩形。喷管出口为300mm×187mm,其等效直径 d 为267mm。表1数据以喷管等效直径 d 归一化。1~6#的入口为圆形

(Circle),其余2个为矩形(Rectangle)。1#,5#和6#的出口为圆形,其余5个为矩形。5#整个为一小角度锥。表1所说安装位置指主喷管出口与扩压段入口的距离,参见图1。

Table 1 Diffuser dimensions

No.	Forward			Backward		location
	Entrance	Exit	Length	Exit	Length	
1#	C1.72	C1.12	1.12	C1.12	1.12	7.48
2#	C1.72	R1.12	1.27	R1.12	6.10	7.30
3#	C2.06	R1.12	4.94	R1.12	6.02	1.72
4#	C1.50	R1.12	2.24	R1.12	6.02	0.75
5#	C1.33			C1.12	10.48	0.64
6#	C1.50	C1.33	0.75	C1.12	10.48	0.75
7#	R1.60	R1.30	4.68	R1.12	4.68	0.75
8#	R1.80	R1.30	4.68	R1.23	1.91	0.39

图3比较了有无扩压段时实验舱内压力 p 随主流总压 p_0 变化的规律。从图3可以看到,当主流以自由射流形式进入实验舱时,在没有扩压段的情况下,实验舱内压力基本随主流总压直线上升。这表明引射抽吸能力不足以将主流全部带走,而有一部分向四周扩散后滞留在舱内造成压力升高。随着舱内压力逐渐升高,从喷管出口出来的主流受到压缩,从而有利于主流顺中心引射管道排出,所以舱内压力随主流总压上升的趋势变缓。

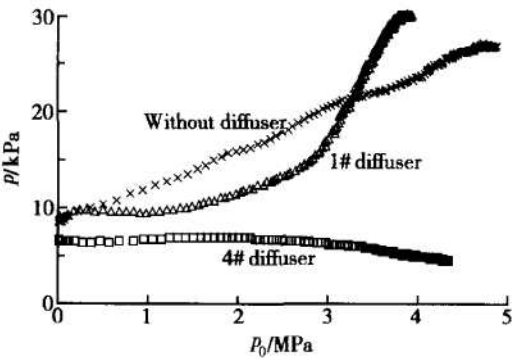


Fig. 3 Static pressure inside the test cabin vs. total pressure in the heater

1# 扩压段是所有扩压段中最短,离喷管出口最远的一个。即使这样,在主流压力小于2MPa时,作用也相当明显,即维持实验舱压力不上升。其原因是扩压段的存在缩短了引射抽吸的作用点与主流的距离,使得主流流量基本上排出。但主流总压大于

3MPa 后, 这种作用显然不够强, 而且扩压段的入口面积比无扩压段时小, 所以主流开始不断外溢, 造成实验舱内压力迅速上升。这两种情况舱内压力都过高, 致使设备起动失败。对照 4# 扩压段的相应曲线, 舱内压力在主流总压大于 3MPa 时缓慢下降, 说明当扩压段尺寸合适时, 主流可视为附加的引射, 不仅本身的流量可以全部排出, 而且可进一步抽吸实验舱内的残余气体。在这种情况下, 超声速流场可成功建立。

图 4 为使用 4# 扩压段时在不同时刻 ($t = 4.2\text{s}$, 4.4s , 4.6s , 4.8s 和 5s) 时压力沿喷管、扩压段和引射管的压力分布变化, 可进一步解释超声速流的建立过程。 $t = 4.2\text{s}$ 时, 从主喷管一直到引射喷管上游 ($x < 2\text{m}$) 的压力基本一样, 表明此时主流流量还很小, 流动为亚声速。 $t = 4.4\text{s}$ 时, 主流流量增加, 主喷管内激波外推, 扩压段内压力开始出现上升趋势。 $t = 4.6\text{s}$ 时, 主喷管内激波进一步外推, 扩压段内的压力从入口到出口明显上升, 而引射喷管上游的压力增加。由此可推断, 被引射流可能在引射喷管出口或附近下游达到壅塞, 被引射流量的增加只能靠引射喷管上游的压力增加来实现。 $t = 4.8\text{s}$ 时, 主喷管内激波已吹出出口, 而相应的引射喷管上游的压力也进一步增加。为平衡此压力, 扩压段的出口压力相应抬高, 但入口压力却基本不变甚至略有下降。 $t = 5\text{s}$ 时, 超声速流场已经建立。

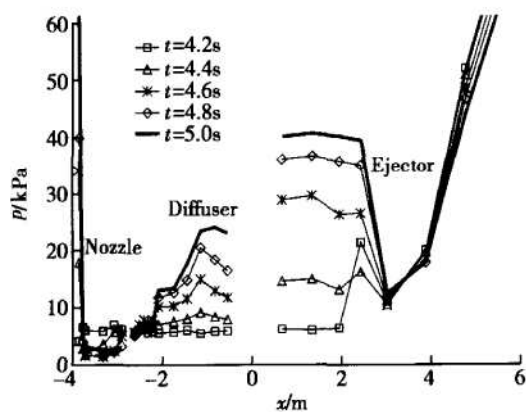


Fig. 4 Pressure distributions at different moments

由此, 我们得到使用扩压段建立超声速流场的整体物理图像。首先, 引射能力是决定性因素。如果引射能力足够强, 能够保证在引射喷管前的压力一直基本不变, 则无需扩压段。事实上, 这亦可以看成是使用真空球作为抽真空系统时的工作状态。而对使用引射系统抽真空时, 这种工况是几乎不可能的。通常情况是被引射流在一定流量下发生壅塞, 从而导致引

射喷管前的压力随主流压力上升而升高。此时, 扩压段的作用便凸现出来。扩压段的入口与实验舱相通, 其压力需维持超声速流动所需的低压。而扩压段的出口与引射管道相连, 其出口压力需与其匹配。所以, 理想的扩压段是入口压力保持不变, 而出口压力不断上升。若想建立超声速流场, 扩压段内的压力分布需采用损失尽可能小的方式使压力逐渐上升到与引射系统匹配的水平。理想的无损失扩压是等熵, 这在实际应用中根本做不到。压力损失最大的是正激波。实际发生的则是介于二者之间的斜激波串流动。但这种斜激波串并不是唯一的, 造成的压力损失也不一样, 也就是说扩压的过程不一样。所以, 扩压段的设计实际上是利用由扩压段的壁面与主流产生相互作用, 寻找损失较小的斜激波串流动结构。

图 5 为使用 3# 与 4# 扩压段的效果比较。3# 入口截面较大, 安装位置也较远。与图 3 类似, p_0 达到 2MPa 前, 实验舱和喷管出口压力基本没有变化, 表明此时喷管内的激波仍未吹出, 出口的流动为亚声速, 且主流流量全部被引射抽走。对应于 4# 扩压段, p_0 大于 2MPa 后, 喷管出口压力逐渐下降, 对应于超声速流场逐步建立的过程。 p_0 大于 4MPa 后, 设计马赫数的超声速流场建立, 喷管出口压力趋于稳定。最终实验舱的压力仍高于喷管出口, 说明在喷管出口处超声速流场是过膨胀, 喷出的气流呈压缩边界。比较而言, 使用 3# 扩压段时, 在 p_0 大于 3MPa 后, 实验舱内压力明显上升, 而后, 喷管出口压力上升, 喷管起动失败。

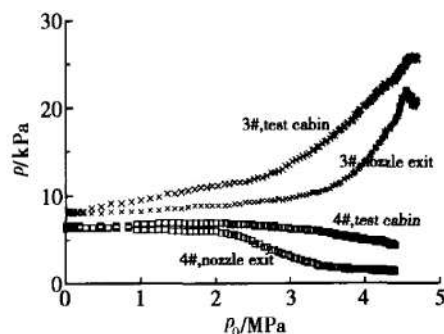


Fig. 5 Comparison of 3# and 4# diffusers

图 6 比较了 4# 扩压段和 6# 扩压段。这两个扩压段的安装位置、入口及出口面积均相同。但 4# 扩压段后段为矩形, 而 6# 为圆形。从图 6 中各代表点 (实验舱、扩压段入口和出口) 的压力随时间的变化曲线可以发现, 对于 4# 扩压段, 其入口压力低于实验舱, 说明引射气流的抽吸很强, 主气流很少外溢, 因此

整个实验舱的压力很低,有利于风洞的起动。而 6# 入口压力高于实验舱,说明相应的引射效果不理想,主气流不能完全被抽走,从而造成实验舱内压力升高。尽管两者的扩压段出口压力相差不大,但实验舱的压力却相差 4 倍,对建立超声速流场的影响差别极大。

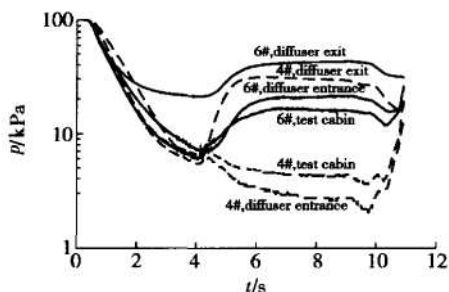


Fig. 6 Comparison of 4# and 6# diffusers

图 7 比较了 4# 与 7# 扩压段在超声速流动建立后的沿程压力分布。可以看到,尽管二者在扩压段的压力绝对值有差异,但压力分布趋势是一样的。这说明,二者扩压段内部流型是相似的。相对而言,7# 扩压段的入口较大,可能一开始与主气流的相互作用很小,从而造成主气流以损失较大的斜激波进行衰减后才与扩压段壁面边界流动相互干涉,进一步降低流速,提高静压。所以,尽管使用 7# 扩压段也能够建立超声速流场,但效果不如 4#。

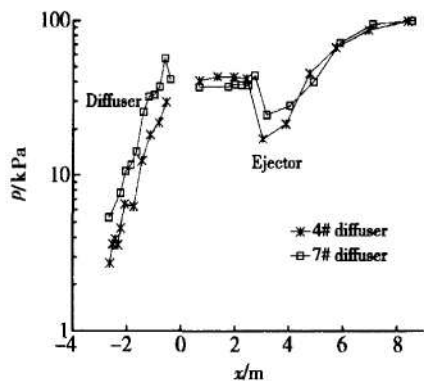


Fig. 7 Comparison of 4# and 7# diffusers

综上所述,扩压段的作用是利用其几何结构对主流进行引导,使之通过较小的压力损失而被引射排出。因此,扩压段的安装位置必须适当,使主流在向实验舱溢出前进入扩压段,否则就象 1# 和 2# 扩压段那样相隔太远以致鞭长莫及。第二,扩压段的入口尺寸必须与喷管出口尺寸相匹配,而 8# 扩压段因入口尺寸太大而失去作用。第三,主流流动三维效应明

显,所以扩压段的形状需与喷管出口形状相适应,全圆形的 5# 扩压段效果欠佳。第四,扩压段的长度也是必不可少的一个因素,因为利用斜激波串减速增压必须有一定的长度。

5 结 论

本文对 8 种不同几何尺寸扩压段在实验舱的不同安装位置进行了实验研究。研究揭示了扩压段内部压力分布在风洞起动过程中的变化。总而言之,当引射能力有限时,利用扩压段来提高设备的起动性能是行之有效的方法,其关键是利用扩压段的结构来干涉从喷管出口流出的主流,使之不向实验舱外溢,并以相对较小的阻力损失通过扩压段而被引射。试验表明:扩压段的形状、大小、长短以及安装位置都会对风洞起动产生影响。目前的研究表明 4# 扩压段对本系统最为有效。扩压段的设计直接影响到风洞起动,它不是一个孤立的单元,而与主流系统和引射系统密切相关。

参考文献:

- [1] Chang X, Chen L, Yu G, et al. Development of the facility for model scramjet testing[R]. AIAA-2001-1857.
- [2] Boatright W B. Langley facility for tests at Mach 7 subscale hydrogen burning airframe integratable scramjet models[R]. AIAA-76-0011.
- [3] RJTF Construction Group. Ramjet engine test facility[R]. NAL TR-1347, 1998.
- [4] Huebner L, Rock K, Ruf E, et al. Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction[R]. AIAA-2001-1809.
- [5] Fetterhoff T, Jordan J. RDHWT/MARIAH II wind tunnel research program update[R]. AIAA-2001-1859.
- [6] Albertson C W, Emami S. Alleviation of facility/engine interactions in an open jet scramjet test facility[R]. AIAA-2001-3677.
- [7] Sun Y, Zhu X. Research on the mechanism of shock waves inside the supersonic diffuser installed in a hypersonic jet[R]. 4th International Workshop on Shock Wave/Vortex Interaction, Yellow Mt., China, 2001.
- [8] 克罗柯 L. 定常气体动力学的一维处理法[M]. 北京: 科学出版社, 1985.

(编辑: 梅 瑛)