

爆轰驱动膨胀管性能研究

周凯, 汪球*, 胡宗民, 姜宗林

中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190

摘要: 超高速流动一般指速度超过 5 km/s 的流动, 由于流动具有高焓高速的特点, 模拟超高速流动的地面试验设备面临极大挑战。膨胀管(风洞)是少数几种具备超高速流动模拟能力的地面试验设备之一。中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(LHD)通过将正向爆轰驱动技术和膨胀管结合在一起, 建成了可实现最高速度 10 km/s 超高速试验气流的爆轰驱动膨胀管(JF-16), 并开展了典型模型试验。在此基础上对 JF-16 进行了改造升级工作, 为其设计喷管增加了膨胀风洞运行模式, 对其性能进行了相关试验测试研究。同时, 对膨胀管相关数值方法进行了介绍, 并开展数值模拟对试验状态进行辅助诊断和分析。

关键词: 超高速; 爆轰驱动; 膨胀管; 性能研究; 试验测试; 数值模拟

中图分类号: V211.751 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2016)03-0810-07

进入 21 世纪, 人们对太空探测(探月、火星探测)和星际旅行的兴趣日益提升, 这对飞行器的飞行速度提出越来越高的要求。例如美国的航天飞机从地球近地轨道再入大气层时, 速度高达 8.5 km/s^[1]; 阿波罗飞船登月后返回地球大气层时, 再入速度则高达 11.2 km/s。超高速飞行一般指速度超过 5 km/s 的飞行, 因其飞行马赫数很高, 飞行器的头部形成强烈的弓形激波, 激波后的空气将被加热到几千甚至上万摄氏度, 高温下空气发生了振动激发、离解甚至电离, 即所谓的高温真实气体效应。这种效应也会对飞行器气动特性产生影响, 因此成为各航天计划研究的重要组成部分。

由于飞行试验成本较高, 大量的气动试验研究还是在地面模拟设备中完成, 而为了模拟飞行器高速飞行时所遇到的高温真实气体效应, 地面试验研究又极大地依赖于能模拟再入速度的高焓气动设备^[2](如高焓激波风洞、膨胀管等)。地面

高焓试验设备中, 反射型激波风洞可以产生高焓流动, 但是在模拟超高速流动环境, 特别是近轨道速度或超轨道速度时, 需要试验气流的总焓高达 35 MJ/kg 以上, 而反射型激波风洞的能力一般约为 25 MJ/kg, 难以胜任, 因此需要新型的工作原理不同的试验设备来满足超高速流动模拟要求。

膨胀管/风洞技术可以在一定程度上解决上述问题, 它通过去除反射型激波风洞的驻室, 在激波管下游串联一个等截面的膨胀加速段(初始压力较低), 通过主激波波后气体的非定常膨胀使试验气流进一步加速, 降低气流温度的同时得到更高的速度和总焓, 这种现象被称为焓的倍增^[3]。在膨胀加速段, 主激波后气流不需滞止, 其能量可以通过上述非定常膨胀过程直接转移到膨胀波后的试验气流, 避免了反射型激波风洞在驻室内发生的气体解离、喷管非平衡膨胀以及喉道材料烧蚀等问题, 试验气流更接近于真实飞行参数^[3-5]。

收稿日期: 2015-04-03; 退修日期: 2015-04-20; 录用日期: 2015-05-08; 网络出版时间: 2015-05-14 11:05

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20150514.1105.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(90916028, 11402275)

* 通讯作者. Tel.: 010-82543845 E-mail: wangqiu@imech.ac.cn

引用格式: 周凯, 汪球, 胡宗民, 等. 爆轰驱动膨胀管性能研究[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 810-816. ZHOU K, WANG Q, HU Z M, et al. Performance study of a detonation-driven expansion tube[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 810-816.

世界上的膨胀管设备及相关研究主要集中在美国,如通用应用科学实验室(GASL)的HY-PULSE膨胀管^[6],卡尔斯本大学巴法罗研究中心(CUBRC)的LEN-X、LENS-XX膨胀管^[7],斯坦福大学的膨胀管^[8]等,其他主要有澳大利亚昆士兰大学的RHYFL-X系列膨胀管和日本的JX-1膨胀管。中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(LHD)在2008年建成了爆轰驱动膨胀管JF-16,并通过典型模型试验对流场进行了初步诊断与流场显示研究^[9-12]。目前,JF-16已实现了最高速度为10.2 km/s的高焓试验气流,为超高速流动的相关物理问题研究提供了基础支撑条件。

JF-16有效试验时间较短,仅为数十微秒量级,同时,主、次入射激波后存在强烈的热化学非平衡过程^[13-14],这也给流场诊断与测量带来挑战,而随着高温物理模型和计算方法的发展,数值模拟在超高速流动现象研究中发挥着越来越重要的作用^[15]。本文结合部分试验数据,采用数值模拟方法,分析膨胀管的试验气流流场特性与品质,为后续模型试验研究提供帮助。

1 爆轰驱动膨胀管 JF-16 原理

爆轰驱动具有正向和反向驱动2种方式^[16-17],其中前者利用爆轰波阵面的高温高压气流驱动,驱动能力较强;后者利用Taylor稀疏波后的平稳气流,驱动能力比正向驱动方式弱。爆轰驱动膨胀管JF-16利用了正向爆轰驱动强驱动能力的特点,并且引入环形扩容腔结构,弱化了Taylor稀疏波的影响,在膨胀管中获得了成功的应用^[18]。

JF-16主要包括4个部分,即爆轰段(Detonation Tube, $\varnothing 105\text{ mm} \times 5\ 600\text{ mm}$)、激波管(Shock Tube, $\varnothing 68\text{ mm} \times 2\ 750\text{ mm}$)、膨胀加速段(Acceleration Tube, $60\text{ mm} \times 60\text{ mm} \times 7\ 600\text{ mm}$)和真空罐(Vacuum Tank),其中试验段嵌入膨胀加速段。爆轰段、激波管和膨胀加速段之间通过两道膜片分开。爆轰段充入氢氧混合物,激波管内充入试验气体,膨胀加速段内一般为处于高真空度的空气,称为加速气体。

JF-16的波系图如图1所示,主要工作过程如下:当爆轰波冲破爆轰段/激波管之间的膜片后,驱动气体向激波管膨胀,压缩其中的试验气

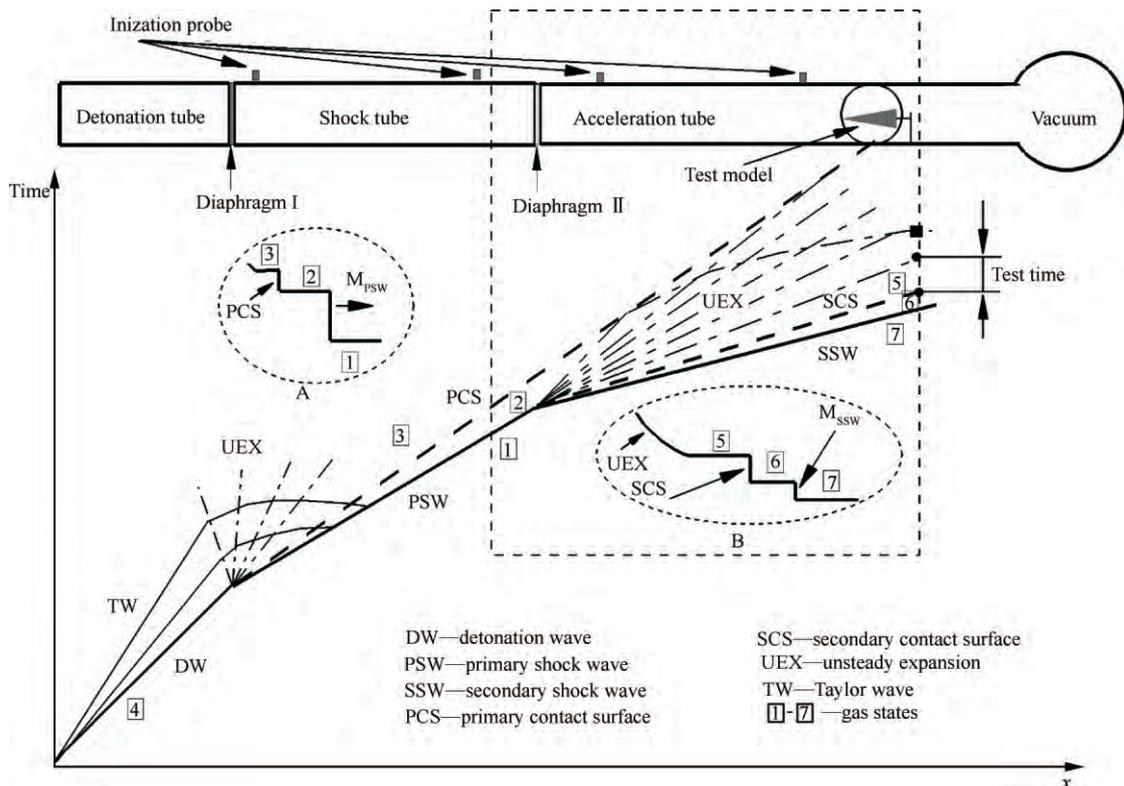


图1 JF-16波系图

Fig. 1 Wave diagram for JF-16

体,并在激波管中形成一道激波,称为主激波(Primary Shock Wave, PSW),同时中心膨胀波向爆轰段的高压气体中传播,主激波和膨胀波之间由驱动(③区)/试验气体(②区)界面(Primary Contact Surface, PCS)分开。当主激波运动到第二道膜并将其冲开后,在加速段形成第二道入射激波(Secondary Shock Wave, SSW),同时形成中心膨胀波向上游的试验气体中传播,并在两者之间形成试验(⑤区)/加速气体(⑥区)界面(Secondary Contact Surface, SCS)。试验气体经该非定常膨胀后,进一步加速并降低静温到达最终试验状态,即⑤区高焓、高速的试验气流^[14]。

2 数值方法

膨胀管的主、次入射激波较强,在这种条件下,激波后参数不能按照理想气体的激波公式来计算,即通过波前参数和激波速度,已经不能确定波后气流参数,原因是如此强的激波,热化学非平衡过程已经非常重要。因此,确定激波后试验气流参数,如温度、密度、气流速度以及化学成分,需要更多的流场诊断技术。数值模拟是超高速试验的一个有力的辅助诊断手段^[13-15],能提供更多的流场信息,对相关试验研究有很大帮助。

爆轰驱动膨胀管在运行过程中,涉及爆轰波、强激波、边界层、非平衡流动等一系列复杂的物理化学现象,在数值计算时,只能根据讨论问题侧重点的不同作出相应的简化。本文侧重于膨胀管性能方面的研究,主要关注的是强激波的传播过程以及激波压缩和非定常膨胀对试验气流的影响特性,因此对数值方法进行了简化来提高计算效率。对于膨胀管的数值模拟忽略了黏性和热传导,采用了多组分 Euler 方程,其二维的控制方程为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \mathbf{S}_c \quad (1)$$

式中: \mathbf{U} 为未知变量; \mathbf{F} 和 \mathbf{G} 为 x 、 y 方向的对流通量; \mathbf{S}_c 为化学反应源项,具体形式为

$$\mathbf{U} = [\rho C_1 \quad \dots \quad \rho C_{ns} \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho e] \quad (2)$$

$$\mathbf{F} = [\rho C_1 u \quad \dots \quad \rho C_{ns} u \quad \rho u^2 + p \quad \rho uv \quad (\rho e + p)u] \quad (3)$$

$$\mathbf{G} = [\rho C_1 v \quad \dots \quad \rho C_{ns} v \quad \rho uv \quad \rho v^2 + p \quad (\rho e + p)v] \quad (4)$$

$$\mathbf{S}_c = [\dot{\omega}_1 \quad \dots \quad \dot{\omega}_{ns} \quad 0 \quad 0 \quad 0] \quad (5)$$

其中: $\rho = \sum_{sp=1}^{ns} \rho_{sp} = \sum_{sp=1}^{ns} \rho C_{sp}$ 为混合气体的密度, C_{sp} 和 ρ_{sp} 为各气体组分的质量分数和组分密度; u 、 v 分别为 x 、 y 方向的速度分量; $e = h - p/\rho + (u^2 + v^2)/2$ 为单位混合气体的总焓, $h = \sum_{sp=1}^{ns} C_{sp} h_{sp}$ 为混合气体的焓值, p 为混合气体的压力; ω_{sp} 为化学反应速率;下标“sp”为组分序号,“ns”为组分总数。化学反应模型采用空气的 5 组分 17 基元反应模型,空气及离解生成的原子成分的热力学参数由温度相关的多项式给出,这些多项式考虑了双原子分子的转动能和振动能,即高温真实气体效应。本文对 Euler 方程对流项的离散应用了频散可控耗散格式^[19],该格式的激波捕捉能力鲁棒性较好,对强激波具有自适应模拟能力,且不需要人为调整格式参数,已经成功应用于爆轰和强激波的数值模拟中^[20]。

在对爆轰驱动膨胀管进行数值模拟时,忽略了爆轰段内氢氧爆轰过程及爆轰波冲破主膜的过程,从激波管段内试验气流被主激波加速后即到达二道膜时开始进行。计算的初始条件设定如下:当氢氧爆轰后,爆轰波冲破主膜,主激波的速度能被电离测速探针精确测得,结合激波管内初始充气压力及温度,通过化学平衡程序 gaseq 计算,可以得到激波管中主激波后的试验气流状态参数,并以此作为计算的初始条件,对爆轰驱动膨胀管进行数值模拟。

3 爆轰驱动膨胀管 JF-16 性能研究

3.1 JF-16 改造升级

由于试验段尺寸偏小,给模型设计及试验测量带来了诸多限制。为了扩大试验时中心均匀流场的尺度,以便加大模型尺寸,同时降低试验气流温度,提升气流品质,近期 LHD 重新设计改造了 JF-16。改造升级工作主要包含以下 3 个方面:将膨胀加速段的方管去掉换成与激波管尺寸一致的圆管($\varnothing 68 \text{ mm} \times 4\,000 \text{ mm}$);在膨胀加速段末端连接锥形喷管,长度为 726 mm,喷管入口与膨胀加速段尺寸一致,为 68 mm,出口为 272 mm,出口与入口尺度比为 4:1,锥角为 8° ;升级膨胀加速段的真空抽气系统和真空测量系统,为其配置磁

悬浮涡轮分子泵和电容式薄膜真空计,以提高膨胀加速段的真空度。图2为改造升级后JF-16的结构及测点布置图。

改造后的JF-16可以在膨胀风洞模式下运行,大大提升了其模型试验能力,为了预估膨胀管

末端加装喷管后的试验流场情况,采用数值模拟计算喷管出口的流场状态。喷管入口条件为膨胀加速段末端试验气流的状态参数,模拟其在喷管内的定常膨胀情况,经过计算得到的喷管入口和出口气流参数如表1所示。

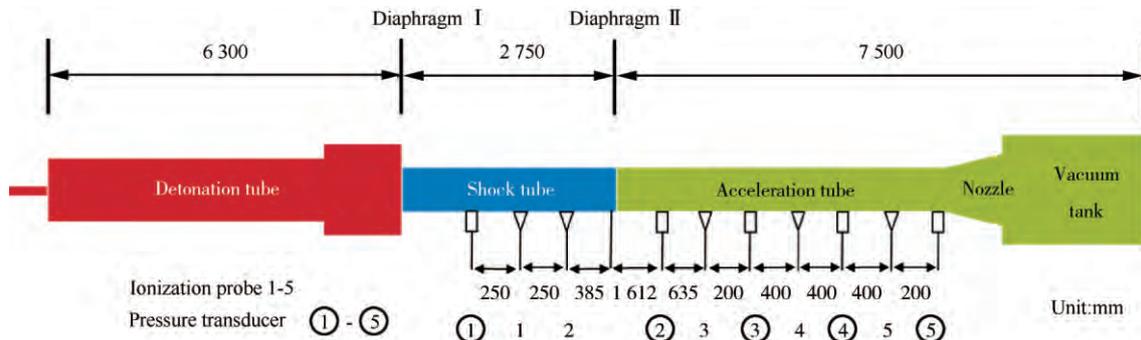


图2 JF-16结构简图及测点布置

Fig. 2 Sketch of JF-16 structure and arrangement of measurement points

表1 喷管入口及出口气流参数

Table 1 Flow parameters of nozzle entrance and exit

Location	$u/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	T/K	Ma
Entrance	8.955	2871	8.0
Exit	9.117	1722	10.4

表1给出了几个比较关键的气流参数,其中,气流速度由8.955 km/s提高至9.117 km/s,马赫数由8.0提高至10.4,静温由2871 K降低至1722 K。可以看出,在试验气流通过喷管膨胀之后,速度和马赫数提高且静温降低,气流的品质得到提升,更接近真实飞行状态。并且,通过改造,试验段的尺度得到有效扩大,相应的模型尺寸可以加大,这给试验设计和测量工作带来了便利。

3.2 激波管初始压力对性能的影响

对于超高速地面模拟设备,试验气流速度是关键参数之一。由膨胀管运行机理可以看出,一旦试验设备的长度及尺寸确定,决定试验气流速度主要有3个参数:爆轰段、激波管和膨胀加速段的初始压力,通过匹配调整三段初始压力可以实现大范围不同速度的试验气流^[3,21]。

在这3个参数之中,爆轰段和膨胀加速段的初始压力对于试验气流速度的影响是单调的,爆

轰段的初始压力 P_4 提高, P_4/P_1 压比增加,主激波速度(UPSW)增加,Ⅰ区气流被主激波加速程度增大;膨胀加速段的初始压力 P_7 降低, P_2/P_7 压比增加,次入射激波速度(USSW)增大,同时Ⅱ区气流的膨胀加速程度增大,这2个因素都会导致试验气流速度增大。激波管的初始压力对试验气流速度的影响是非单调的,即在一个范围内,这个影响是正相关的,而在另一个范围内则是负相关的,存在一个试验气流速度峰值。为此,固定爆轰段和膨胀加速段的初始压力值,来验证并寻求试验气流的速度峰值。

在JF-16性能测试试验中,爆轰驱动段中充入1.5 MPa的氢氧混合气体,体积比为4:1,激波管和膨胀加速段充入空气作为试验和加速气体,膨胀加速段采用机械泵和涡轮分子泵组合抽至15 Pa的初始压力,调整中间激波管段的初始压力,6组试验初始压力参数如表2所示。

在实际试验操作中,试验气流速度较难测量,而激波速度又能直接反映出试验气流速度的大小,因此,选择更容易直接测量的激波速度作为关键试验参数。每次试验选取膨胀加速段的4个位置作为待测点,4个测点距离上游二道膜分别是2.55 m、2.95 m、3.25 m和3.55 m,每个测点的激波速度值通过激波到达压力传感器和电离测速探针的信号时间差求得。沿着膨胀加速段自上游而下,获得了6组试验的测点激波速度分布数据,

表2 6组试验初始压力参数
Table 2 Initial pressure parameters of 6 test cases

No.	P_4/MPa	P_1/kPa	P_7/Pa
1	1.5	6	15
2	1.5	5	15
3	1.5	4	15
4	1.5	2	15
5	1.5	1	15
6	1.5	0.5	15

为了直观地看出不同压力情况下激波速度的大小差异,对每次试验4个测点的速度值求平均 $V_{s\text{-avg}}$,得到试验气流激波速度随激波管压力变化的情况,如图3所示。

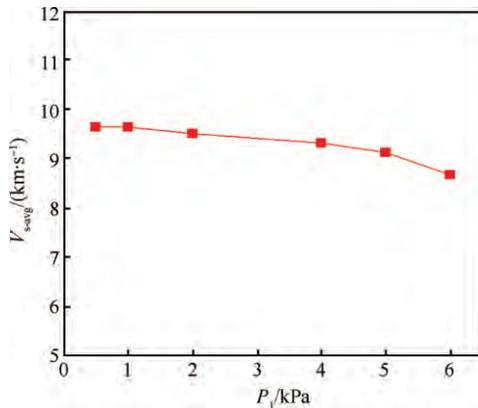


图3 激波速度随激波管压力变化分布

Fig. 3 Shock velocity varying with shock tube pressure

从图3可以看出,在激波管压力自6 kPa降低至1 kPa的过程中,试验气流激波速度有提高的趋势,继续降低压力值至0.5 kPa,速度不再提升,可以认为在压力1 kPa左右,试验气流的激波速度达到一个峰值。结合之前的理论分析,虽然激波管压力降低,主激波速度的提高会相应导致加速段试验气流的速度提高,然而这样的代价是激波管与加速段压比减小,非定常膨胀的程度降低,两个相反作用的因素此消彼长,会在1 kPa左右达到临界点,使试验气流激波速度达到峰值,试验获得的激波速度峰值为9.655 km/s。

为了进一步提高JF-16的试验气流速度,探究其性能极限,在膨胀加速段已抽至目前设备能得到的极限真空度,且考虑设备安全的前提下,通

过增加爆轰段充气压力至2.0 MPa,已成功获得最大激波速度为10.2 km/s的超高速试验气流,相比之前获得的最大激波速度8 km/s^[12],在超高速地面试验能力方面取得了进展。

对6组试验开展数值模拟后,与试验结果进行对比分析,将试验和计算结果汇总如表3所示。从表3可以看出,计算比试验值偏大,分析原因,在实际流动条件下,存在着边界层影响、激波衰减及能量耗散等各方面的因素,而数值模拟采用无黏Euler方程,这些都会导致计算值偏大。而计算与试验的误差基本稳定,证明了数值方法的可靠性,可以作为试验的辅助参考诊断工具。

表3 试验和计算激波速度数据

Table 3 Shock velocity data of test and computations

P_1/kPa	$V_{s\text{-avg}}/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		Error/%
	Test	CFD	
0.5	9.655	10.539	9.16
1	9.655	10.472	8.46
2	9.524	10.188	6.97
4	9.333	10.093	8.14
5	9.150	9.860	7.76
6	8.750	9.511	8.70

3.3 膨胀加速段初始压力对性能的影响

由膨胀管的运行机理可知,膨胀加速段的真空度是较为关键的因素,真空度的提高可以提高试验气流的速度,并进一步降低温度,改善试验气流的品质使其更接近真实飞行条件。在实际试验操作中,高真空对设备的气密性和抽真空系统的能力都提出较高的要求,很难达到极限真空的试验条件。为了进一步探究激波膨胀管的性能指标,通过数值模拟的手段,改变膨胀加速段的初始压力,分别为30, 20, 15, 10, 5, 1, 0.5, 0.25 Pa,得到8组计算结果,将试验气流比较关键的参数——速度 u 、静温 T 及 Ma 提取出来,如图4所示。

从图4可以看出,随着膨胀加速段的真空度持续提高,试验气流的速度提高,在0.25 Pa时为12 km/s,超过了第二宇宙速度,此时试验气流拥有较高马赫数和较低静温,与真实飞行条件接近,这证明了膨胀管模拟超高速飞行条件的巨大潜

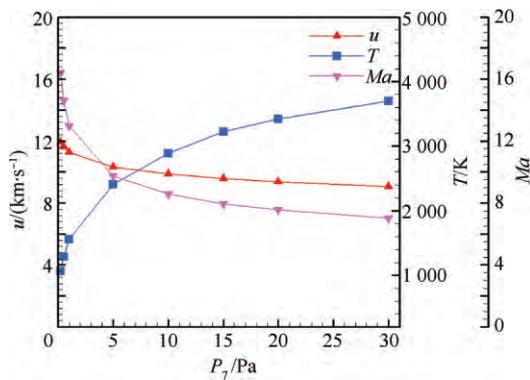


图4 试验气流参数随膨胀加速段压力变化分布

Fig. 4 Test gas parameters varying with pressure of expansion-acceleration tube

力。相比较试验结果,数值模拟获得了诸如气流密度 ρ 、静温 T 等试验中难以直接测得的参数,再一次证明了数值模拟在超高速流动辅助诊断分析上的重大作用。

4 结论

本文介绍了 JF-16 爆轰驱动膨胀管的建立、运行条件及相关的数值研究结果,主要研究加装喷管及不同初始充气压力条件对其性能方面的影响。

1) 在膨胀风洞运行模式下,试验段尺寸加大,模型尺寸可以加大,且试验气流经过喷管膨胀加速后,品质得到提升。

2) 改变激波管的初始充气压力,对试验气流速度的影响是非单调的,在某个压力值附近,气流速度达到峰值,目前已获得最大激波速度为 10.2 km/s 的超高速试验气流。

3) 膨胀加速段的真空度对试验气流品质影响较大,随着真空度提高,试验气流速度和马赫数提高,静温降低,气流品质更优,这对试验设备的气密性和抽气能力提出更高的要求。

参 考 文 献

[1] NEELY A J, MORGAN R G. The superorbital expansion tube concept, experiment and analysis[J]. *Aeronautical Journal*, 1994, 98(973): 97-105.
 [2] SCHMISSEUR J, KNIGHT D, LONGO J, et al. Assessment of aerothermodynamic flight prediction tools through ground and flight experimentation; RTO-TR-AVT-136

[R]. 2011.
 [3] TRIMPI R L. A preliminary theoretical study of the expansion tube, a new device for producing high-enthalpy short-duration hypersonic gas flows; Tech Rep R-133[R]. Washington, D. C. : NASA, 1962.
 [4] HOLDEN M S, WADHAMS T P, CANDLER G V. A review of experimental studies in the LENS shock tunnel and expansion tunnel to examine real-gas effects in hypervelocity flows; AIAA-2004-0916 [R]. Reston: AIAA, 2004.
 [5] MACLEAN M, WADHAMS T, HOLDEN M. Integration of CFD and experiments in the CUBRC LENS shock tunnel facilities to understand the physics of hypersonic and hypervelocity flows[C]//4th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics. Belgium: Von Karman Institute, 2009: 14-16.
 [6] JOHN I E, ROBERT J B, ANTHONY C, et al. Dual mode shock-expansion/reflected-shock tunnel; AIAA-1997-0560[R]. Reston: AIAA, 1997.
 [7] MACLEAN M, WADHAMS T, HOLDEN M, et al. Numerical and experiment characterization of high enthalpy flow in an expansion tunnel facility; AIAA-2010-1562[R]. Reston: AIAA, 2010.
 [8] BEN-YAKAR A, HANSON R K. Characterization of expansion tube flows for hypervelocity combustion studies [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(4): 943-952.
 [9] 高云亮. 超高速流动实验模拟方法及基础气动问题研究 [D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2008.
 GAO Y L. Study on hypervelocity flow generation techniques and essential hypersonic phenomena [D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2008 (in Chinese).
 [10] JIANG Z L, GAO Y L, ZHAO W. Performance study on detonation-driven expansion tube[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2009.
 [11] JIANG Z L, WU B, GAO Y L, et al. Developing the detonation-driven expansion tube for orbital speed experiments[J]. *Science China Technological Sciences*, 2015, 58(4): 695-700.
 [12] 武博. 强激波现象与超高速流动实验技术研究 [D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2012.
 WU B. Study on the interaction of strong shock wave and the hypervelocity experimental method [D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2012 (in Chinese).
 [13] HU Z M, WU B, JIANG Z L. Analysis of the test condition of a shock-expansion tube JF-16[C]//The 1st International Symposium on High-temperature Gas Dynamics,

- 2012; 10-13.
- [14] HU Z M, WANG C, JIANG Z L, et al. Thermo-chemical nonequilibrium phenomena of the strong shock wave to generate hypersonic test flow[C]//The 5th International Symposium on Physics of Fluids, 2013; 15-17.
- [15] GRAHAM V C, PRAMOD K S, JOSEPH M B. Advances in computational fluid dynamics methods for hypersonic flows[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(1): 17-28.
- [16] YU H R. Oxyhydrogen combustion and detonation driven shock tube[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 1999, 15(2): 97-107.
- [17] 俞鸿儒, 李斌, 陈宏. 激波管氢氧爆轰驱动技术的发展进程[J]. *力学进展*, 2005, 35(3): 315-322.
YU H R, LI B, CHEN H. The development of gaseous detonation driving technologies for a shock tube[J]. *Advances in Mechanics*, 2005, 35(3): 315-322 (in Chinese).
- [18] JIANG Z L, ZHAO W, WANG C. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(10): 2009-2016.
- [19] JIANG Z L, TAKAYAMA K, CHEN Y S. Dispersion conditions for non-oscillatory shock-capturing schemes and its applications[J]. *Computational Fluid Dynamics Journal*, 1995, 4(2): 137-150.
- [20] HU Z M, JIANG Z L. Wave dynamic process in cellular detonation reflection from wedges[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2007, 23(1): 33-41.
- [21] MACLEAN M, DUFRENE A, HOLDEN M. Spherical capsule heating in high enthalpy carbon dioxide in LENS-XX expansion tunnel; AIAA-2013-0906[R]. Reston: AIAA, 2013.

作者简介:

周凯 男, 博士研究生。主要研究方向: 超高速流动气动热。

Tel: 010-82544043

E-mail: zhokai@imech. ac. cn

汪球 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 高焓气动物理。

Tel: 010-82543845

E-mail: wangqiu@imech. ac. cn

Performance study of a detonation-driven expansion tube

ZHOU Kai, WANG Qiu^{*}, HU Zongmin, JIANG Zonglin

State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

Abstract: Hypervelocity (above 5 km/s) test flow is the essential test environment to study reentry physics of space vehicles or capsules. To the date, an expansion tube is one of the few qualified test facilities on the ground. A detonation-driven expansion tube (JF-16) has been built at the State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics in order to generate relatively steady and clean test flow at high enthalpies. A series of typical model tests has been completed in recent years. Test flow at velocities above 10 km/s has been successfully obtained via JF-16 after upgrade. An expansion tunnel nozzle has been designed for the JF-16 facility. Generally, the test time duration of a shock-expansion tube is extremely shorter as compared to a reflected-shock tunnel of the same scale which results in difficulties in the flow measurement and diagnostics. Numerical simulation is a powerful assistant analysis tool for the study of hypervelocity test flow. Calibration tests as well as numerical simulation are conducted to evaluate the performance of the upgraded test facility.

Key words: hypervelocity; detonation-driven; expansion tube; performance study; experimental tests; numerical simulation

Received: 2015-04-03; Revised: 2015-04-20; Accepted: 2015-05-08; Published online: 2015-05-14 11:05

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20150514.1105.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (90916028, 11402275)

* Corresponding author. Tel.: 010-82543845 E-mail: wangqiu@imech. ac. cn