

# JF-16 膨胀管流场分析及升级改造

周凯, 苑朝凯, 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:** 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, 针对中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室的爆轰驱动膨胀管 JF-16, 通过高焓流动数值模拟方法辅助诊断 JF-16 的流场特性可以发现, 高温真实气体效应可以显著增加激波对气体的压缩能力并影响强激波结构, 加速段内试验气流静温及化学成分较真实飞行条件有所偏离。为此对 JF-16 进行升级改造, 通过在加速段末端加装锥形喷管, 利用喷管的定常膨胀过程进一步调整试验气流的静温, 进而提高试验气流品质, 同时可以扩大试验区尺度。数值模拟结果表明  $8^\circ$  锥角为最优选择, 此时试验区尺度可扩大至 140 mm。

**关键词:** 膨胀管; 超高速; 数值模拟; 流场特性; 锥形喷管

中图分类号: V211.751 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2016)11-3296-08

超高速流动地面模拟设备对高超声速推进系统、星球探测、再入飞行器的发展及进步都有着至关重要的作用<sup>[1]</sup>。高超声速流动一般指马赫数大于 5 的流动, 由于强激波的压缩, 波后气体迅速升温, 达到几千甚至上万度, 高温下气体发生了振动激发、解离甚至电离, 即所谓的热化学真实气体效应。如果流动马赫数继续提高, 热化学真实气体效应变得更为剧烈, 这种热化学真实气体效应极为显著的高超声速流动被定义为超高速流动<sup>[2]</sup>。

超高速流动模拟极大地依赖于地面高焓试验设备, 一般只有燃烧加热式及脉冲式设备能满足要求<sup>[3]</sup>。反射型激波风洞和膨胀管是主要的脉冲式高超声速地面试验设备, 但是膨胀管在模拟超高速流动时有几个优势: 膨胀管去除了反射型激波风洞的驻室, 在激波管下游串联一个等截面的加速段, 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, 由于主激波波后气流不需停滞, 可以避免反射型激波风洞驻室内发生的气体解离污染、喉道材料烧蚀损坏等问题, 试验气流更接近于真实飞行状态<sup>[4-5]</sup>; 除此之外, 膨胀管通过调配三段初始充气压力, 就可以产生大范围不同马赫数的超高速试验气流, 而在反射型激波风洞中, 只能通过更换配套的喷管来改变试验气流马赫数, 操作不便且成本较高; 而且, 在模拟近轨道/超轨道速度时, 反射型激波风洞能力有限, 膨胀管则能模拟焓值高达 50 MJ/kg 的超高速试验气流, 完全能胜任超高焓值要求。

膨胀管的概念是由 Resler 和 Bloxson<sup>[6]</sup> 在 1952 年首次提出, 与反射型激波风洞的定常膨胀模式不同, 膨胀管利用一个非定常膨胀过程增加试验气流总焓, 可以产生更高流动速度、马赫数和雷诺数的试验气流。Trimpi<sup>[7]</sup> 在 1962 年对膨胀

收稿日期: 2015-12-04; 退修日期: 2015-12-29; 录用日期: 2016-01-25; 网络出版时间: 2016-01-28 14:58

网络出版地址: www.cnki.net/KCMS/detail/11.1929.V.20160128.1458.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11532014)

\* 通讯作者. Tel.: 010-82545812 E-mail: huzm@imech.ac.cn

**引用格式:** 周凯, 苑朝凯, 胡宗民, 等. JF-16 膨胀管流场分析及升级改造[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3296-3303. ZHOU K, YUAN C K, HU Z M, et al. Flow field analysis of JF-16 expansion tube and its upgrade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3296-3303.

管进行了更为详细的理论研究。20 世纪六七十年代,掀起了一个膨胀管研究的高潮,美国国家航空航天局(NASA)<sup>[8]</sup>提出了一系列试验和理论研究的差异分析。关于膨胀管几个重点问题的研究,如流动稳定性、试验气流污染、二道膜破裂、边界层厚度、试验时间及热化学非平衡效应等,仍在世界范围内广泛进行。

截至目前,世界上的最大膨胀管设备是美国纽约州卡尔斯本大学巴法罗研究中心(CUBRC)的 LENS-XX 设备<sup>[9]</sup>,总长超过 70 m,内径 0.61 m。其他膨胀管主要有 NASA 的 HY-PLUSE 设备、斯坦福大学的膨胀管及澳大利亚昆士兰大学的 RHYFL-X 系列膨胀管<sup>[10-11]</sup>。为了避免大规模设备过长的试验准备时间和操作周期,近年来各国实验室建立了一些小型的膨胀管设备进行超高速流动基础研究。中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics, 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<sup>[12-15]</sup>。目前,JF-16 成功获得了超过 10 km/s 的高焓试验气流<sup>[16]</sup>,为超高速流动的相关物理问题研究提供了基础支撑条件。

膨胀管的试验时间极为短暂,一般在数十微秒量级,这给传统试验测试手段带来了挑战,大多数传感器很难在如此短暂的时间内响应并获得可靠数据。随着近年来高温气体热化学非平衡计算方法的发展,数值模拟在超高速流动领域发挥着越来越重大的作用<sup>[17]</sup>。为了评估 JF-16 的流场特性,本文首先通过数值模拟辅助分析试验气流参数,为后期的模型试验提供指导帮助。与此同时,为了提升 JF-16 的试验气流品质,进一步提高其试验能力,LHD 对其进行了升级改造,为其设计加工了锥形喷管,主要目的是调整试验气流静温,同时扩大试验流场中心均匀区的范围。本文介绍了锥形喷管的设计思路及方法,并用数值模拟方法对喷管流场进行了初步评估。

## 1 爆轰驱动膨胀管 JF-16 原理

与其他膨胀管设备上广泛使用的自由活塞驱

动方式不同,JF-16 的特色就在于采用了正向爆轰驱动技术,利用爆轰波阵面的高温高压气流进行驱动,驱动能力较强,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<sup>[18]</sup>。JF-16 是国内唯一将爆轰驱动技术和膨胀管结合在一起,产生高品质超高速试验气流的地面模拟设备,具备模拟超轨道速度的能力。

从结构上来看,JF-16 被 2 道膜片分成了 3 部分,即爆轰段、激波管和加速段。爆轰段充入 4:1 的氢氧混合物,点爆后爆轰波携带热氢气进行驱动,驱动能力很强。激波管内充入试验气体,可以是空气或者 CO<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> 混合物,用来模拟不同的大气环境。加速段内一般为空气,称为加速气体,需要用机械真空泵配合磁悬浮涡轮分子泵抽至高真空状态。膜片的选择对 JF-16 性能的影响至关重要,经过不断试验,最终第 1 道膜选择了厚度为 2 mm 的钢膜,第 2 道膜选择了厚度仅为 25 μm 的涤纶膜。

JF-16 主要运行波系结构见图 1,横坐标  $x$  代表空间位置,纵坐标  $t$  代表时间,其工作过程如下:爆轰段内氢氧点爆后产生正向爆轰波(Detonation Wave, DW),当爆轰波冲破第 1 道膜后,在激波管中产生第 1 道入射激波,称为主激波(Primary Shock Wave, PSW)。主激波压缩并加热激波管中试验气体,由初始压力  $p_1$  和温度  $T_1$  (①区)上升为高压高温状态  $p_2$  和  $T_2$  (②区),驱动气体(爆轰产物)(③区)/试验气体(②区)由主接触界面(Primary Contact Surface, PCS)分开。主激波继续在试验气体中向下游传播到达第 2 道膜并将其冲破,之后在加速段形成第 2 道入射激波(Secondary Shock Wave, SSW),第 2 道入射激波压缩并加热加速段中加速气体(⑦区)至高温高压状态(⑥区),试验气体(⑤区)/加速气体(⑥区)由第 2 接触界面(Secondary Contact Surface, SCS)分开。②区试验气体处于超声速状态,伴随第 2 道膜破裂产生的膨胀波向下游传播,经过该非定常膨胀(Unsteady Expansion, UEX)后,试验气流由②区状态进一步加速并降低静温到达⑤区。通过第 2 道入射激波和非定常膨胀波的双重加速作用,最终获得了高品质的高速、低温、低压⑤区试验气流<sup>[14]</sup>。

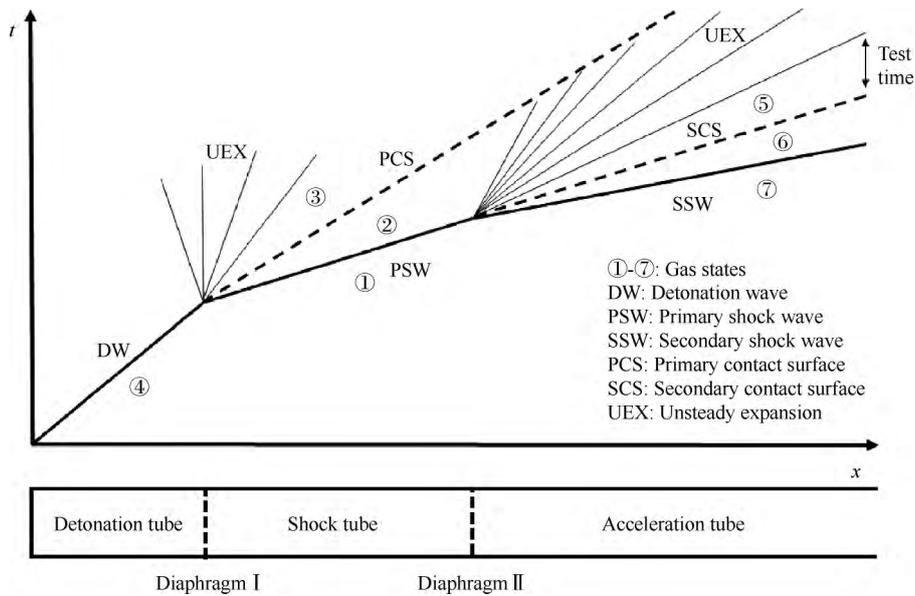


图1 JF-16波系图

Fig. 1 Sketch of wave diagram for JF-16

## 2 数值方法

膨胀管的主、第2道入射激波都很强,以激波速度8 km/s为例,激波马赫数高达24,这种条件下,波后气体经过强压缩温度急剧上升,热化学非平衡过程变得非常重要,激波后气体参数无法通过波前参数利用理想气体激波条件直接求出<sup>[19]</sup>。另一方面,JF-16的试验时间约为100 μs,大多数传统传感器的响应时间已经接近或超过了如此短暂的试验时间,给流场诊断分析带来了较大的困难。而高温高焓热化学非平衡流动数值方法近年来发展迅速,是超高速试验的有力辅助诊断工具,配合试验数据可以获得更多的流场信息。

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,主要针对主激波即将到达第2道膜及破膜后在加速段的波系发展过程。主激波的速度由试验中电离测速探针精确测得,通过化学平衡程序gaseq计算得到主激波波后气体的参数,作为计算的入口条件。

本文主要关注膨胀管中强激波的传播过程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,采用了多组分Euler方程,其二维的控制方程为

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

其中,

$$\mathbf{U} = [\rho C_1 \quad \rho C_2 \quad \cdots \quad \rho C_n \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho e]$$

$$\mathbf{F} = [\rho C_1 u \quad \rho C_2 u \quad \cdots \quad \rho C_n u \\ \rho u^2 + p \quad \rho uv \quad (\rho e + p)u]$$

$$\mathbf{G} = [\rho C_1 v \quad \rho C_2 v \quad \cdots \quad \rho C_n v \quad \rho uv \\ \rho v^2 + p \quad (\rho e + p)v]$$

$$\mathbf{S}_c = [\dot{\omega}_1 \quad \dot{\omega}_2 \quad \cdots \quad \dot{\omega}_n \quad 0 \quad 0 \quad 0]$$

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;

$\rho = \sum_{i=1}^n \rho_i = \sum_{i=1}^n \rho C_i$ 为混合气体的密度, $C_i$ 和 $\rho_i$ 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; $e = h - p/\rho + (u^2 + v^2)/2$ 为单位质量混合气体的总焓,

$h = \sum_{i=1}^n C_i h_i$ 、 $p = \sum_{i=1}^n \rho_i R_i T$ 分别为混合气体的焓值和压力, $h_i$ 、 $R_i$ 、 $T$ 分别为组分焓值、组分气体常数及温度;

$\dot{\omega}_i$ 为组分化学反应速率。化学反应模型采取空气5组分17基元反应模型,各组分的热力学参数则由温度相关的多项式给出。对流项的离散应用了修正后的频散可控耗散格式(Dispersion Controlled Dissipative, DCD),该格式的激波捕捉能力非常强,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<sup>[20]</sup>。

关于上述数值方法的可行性及可靠性论证在文献[16]及[21]中有具体阐述,该方法已成功应用于膨胀管超高速流动的数值模拟。

### 3 流场分析

采用第2节介绍的数值方法,选取典型工况条件: $p_4 = 1.5 \text{ MPa}$ 、 $p_1 = 4\ 000 \text{ Pa}$ 、 $p_7 = 13 \text{ Pa}$ ,对膨胀管流场进行数值模拟,图2是计算得到的激波管内主激波结构, $Ma_{psw}$ 为主激波马赫数。观察温度曲线,可以看到在主激波前端区域,激波温度阵面有一个尖锐的脉冲结构(虚线方框内),相同的现象同时出现在图3(a)加速段第2道入射激波结构中,这种尖锐的脉冲反映了真实气体的高温热化学非平衡效应对强激波结构的影响,即化学焓、分子转动和振动等更多自由度的激发甚至解离,这些热化学反应过程都会吸取波后气体能量,使得波后温度在急剧提高后迅速回落。

将真实气体效应和理想气体条件2种情况下计算得到的主激波和第2道入射激波的波前波后气流参数列出,如表1所示。可以看出,真实气体效应对波后压力的影响较小,但是对温度和密度的影响显著。2种入射激波情况下,对比理想气体条件,真实气体效应使波后温度降低约50%和80%,波后密度增加约73%和148%。尤其是第2道入射激波前后密度比 $\rho_6/\rho_7$ 高达14.8,远远高于理想气体条件下的情况,理想条件下双原子

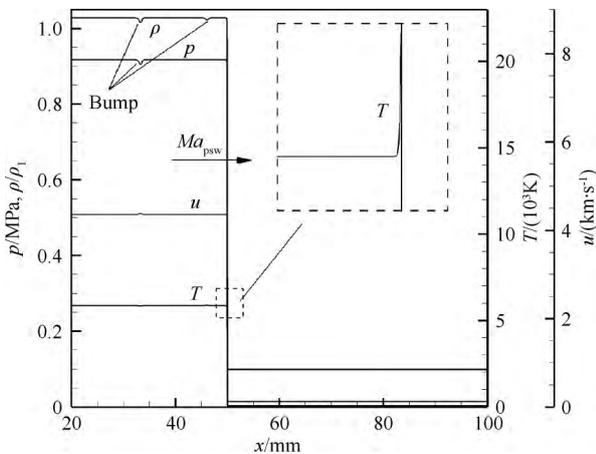
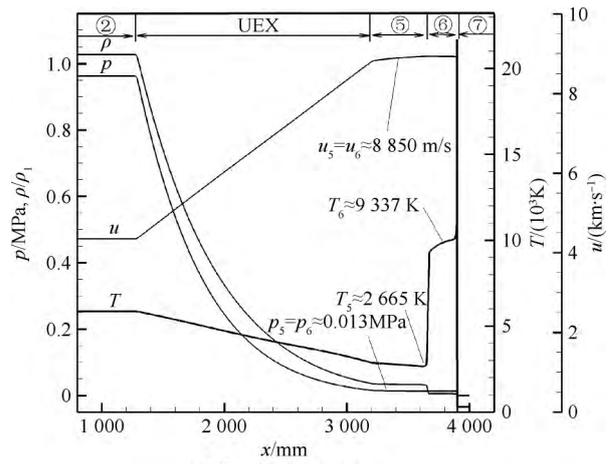
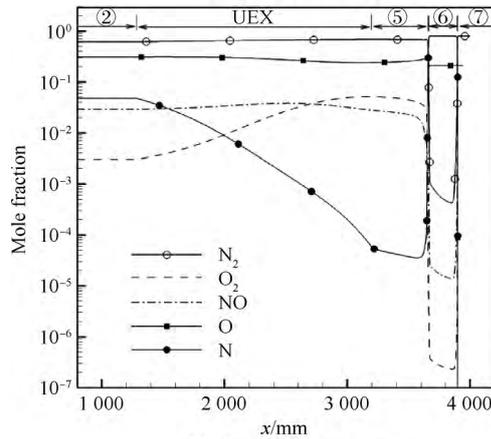


图2 激波管内主激波结构

Fig. 2 Front structure of primary shock wave in shock tube



(a) Key flow parameters



(b) Chemical composition

图3 加速段瞬态波系结构

Fig. 3 Transient wave structure in acceleration tube

表1 激波管和加速段内气流参数(真实气体效应和理想气体条件)

Table 1 Key flow parameters in shock and acceleration tubes (real gas effect and ideal gas condition)

Flow parameter	Real gas	Ideal gas
$p_2/p_1$	238.79	225
$T_2/T_1$	19.55	38.5
$\rho_2/\rho_1$	10.1	5.85
$p_6/p_7$	965.1	895
$T_6/T_7$	31.1	150.1
$\rho_6/\rho_7$	14.8	5.96
$p_5/\text{MPa}$	0.013	
$T_5/\text{K}$	2 665	
$u_5/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	8 850	

分子激波压缩达到的极限密度比仅为  $(\gamma+1)/(\gamma-1)=6$  ( $\gamma$  为比热比)。这表明高温真实气体效应大大增强了激波对气体的压缩能力。

图 3(a) 和 3(b) 分别是加速段内气流参数及化学组分的分布情况, 图 3(a) 中标记⑤所示区域为 JF-16 最终获得的试验气流, 此时气流已到达超轨道速度为 8 850 m/s, 然而, 此时气流的温度为 2 665 K, 远高于真实飞行条件。为了缓解这个问题, 下一节将讨论在 JF-16 加速段末端加装锥形喷管, 将试验气流进一步定常膨胀加速并降温, 提高马赫数, 以获得品质更优的试验气流。

进一步分析加速段内气体化学组分分布, 图 3(b) 中标记⑥所示区域为加速气流, 其中  $O_2$  和  $N_2$  分子已经几乎完全解离为 O 和 N 原子, 这是由于加速气流温度极高, 为 9 337 K, 如此高温条件下,  $O_2$  和  $N_2$  分子的解离迅速完成。标记⑤试验气流中,  $N_2$  分子未解离,  $O_2$  分子部分解离, ⑤区气体是由上游②区气体非定常膨胀加速得到, ②区试验气流中  $O_2$  分子在激波管中被部分解离为 O 原子, 在加速段膨胀加速过程中, O 原子比例几乎被冻结保持不变, 导致⑤区试验气流仍有大量 O 原子, 其化学成分仍偏离真实飞行条件。在地面模拟试验中, 这种偏离现象较难克服, 因为要获取超高速气流, 就需要强激波的加速作用, 激波强压缩作用引起波后气流温度急剧上升, 导致气体分子解离为原子状态, 而在实验室环境下降低设备的初始温度即波前温度又是很难实现的。目前, 这种偏离现象不可避免, 通过喷管膨胀降低试验气流静温, 促进原子复合成分子状态, 可以在一定程度上缓解这个问题。

#### 4 JF-16 升级改造

膨胀管作为能够模拟近轨道/超轨道速度的地面设备之一, 与反射型激波风洞不同, 膨胀管试验气流在直径固定的加速段膨胀加速至超高速状态, 并不需要传统形式的压缩/扩张喷管辅助, 然而, 试验流场的有效尺寸却受限于加速段的尺寸<sup>[22]</sup>。JF-16 最初的试验段嵌入加速段, 而加速段直径仅为 68 mm, 这给模型设计和试验测量上带来诸多限制。为了充分发挥 JF-16 在超高速试验方面的潜力, 提高其试验能力, LHD 对 JF-16 进行了升级改造, 为其设计并加工了一套锥形喷

管, 将锥形喷管安装在加速段末端。主要目的有几个方面: 扩大试验段尺度, 以增加试验流场中心均匀区范围, 便于进行大模型试验; 试验气流在喷管中可以进一步降低静温, 提高马赫数, 品质可以得到提升, 更接近真实飞行条件。

喷管设计原则为: 入口直径与加速段一致为 68 mm, 出口直径为 272 mm, 出/入口尺寸比为 4:1; 喷管的外形设计为锥形; 在确定喷管出入口尺寸及外形后, 对于锥角的选择, 要考虑出口来流在径向的均匀程度, 且喷管不宜过长, 尽可能减小喷管流场建立时间对试验时间的影响。

#### 4.1 喷管设计

喷管设计采用数值模拟方法, 选取的锥角  $\alpha$  分别为  $7^\circ$ 、 $8^\circ$  和  $9^\circ$ , 对 3 种锥角的喷管流场进行模拟计算, 分析并选择最优锥角。数值模拟来流条件为试验气流即⑤区的流场参数, 如表 2 所示。

表 2 喷管入口流场参数

Table 2 Flow field parameters at nozzle entrance

Flow field parameter	Value
$u/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	8.955
$T/\text{K}$	2 871
$Ma$	7.9
$p/\text{MPa}$	0.014
$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	0.015

通过数值模拟计算得到 3 组喷管流场分布, 为了直观地研究喷管内部的波系结构, 选取马赫数等值线图进行比较分析, 如图 4 所示, 图中纵坐标  $r$  为径向位置。通过分析流场内波系结构可以发现:  $7^\circ$  喷管中有压缩波出现, 并向着中心轴线传播, 破坏了出口流场的均匀性, 导致有效试验流场范围较小;  $8^\circ$  喷管中虽然也有压缩波出现, 但是传播方向背离中心轴线, 出口流场未受太大干扰, 均匀性较好, 有效试验流场范围明显扩大;  $9^\circ$  喷管出口正处于膨胀波相交反射区域, 流场不够稳定。经过上述比较, 喷管的最优选择是  $8^\circ$  锥角, 此时喷管出口有效试验流场范围大, 且均匀性好, 符合预期的设计目标。最终喷管的设计方案为: 锥形外形, 入口 68 mm, 出口 272 mm, 长度 726 mm, 锥角为  $8^\circ$ 。

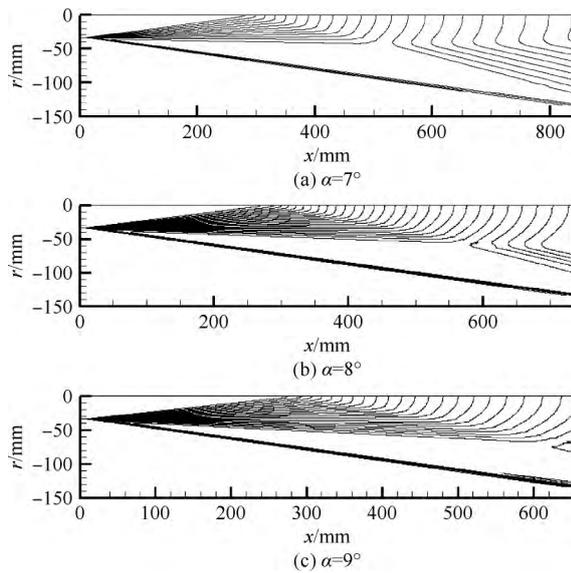


图4 喷管流场马赫数等值线图

Fig. 4 Mach number contours for flow field of conical nozzles

#### 4.2 喷管流场评估

喷管外形尺寸确定之后,需要对内部流场进行全面评估,分析加装喷管后出口流场均匀情况,图5是计算得到的喷管全流场马赫数分布图。可以看出,喷管出口流场有较大范围的均匀区域,对比入口有明显扩大。将喷管入口和出口几个关键气流参数列表对比,如表3所示。相比于入口,喷管出口气流速度有略微增加,从8.955 km/s提高到9.117 km/s,静温由2871 K降低到1722 K,马赫数由7.9提高到10.4。在如此高焓情况下,

气流速度很难有较大提高,但是静温的降低使得马赫数明显提高,此时出口试验气流品质得到提升。

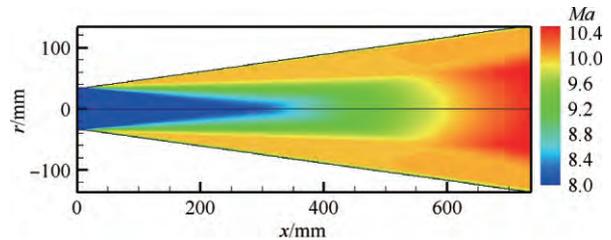


图5 喷管全流场马赫数分布图

Fig. 5 Mach number distribution for whole flow field of conical nozzle

表3 喷管入口及出口关键气流参数对比

Table 3 Key flow parameters at nozzle entrance and exit

Nozzle	$u/(km \cdot s^{-1})$	$T/K$	$Ma$
Entrance	8.955	2871	7.9
Exit	9.117	1722	10.4

为了更精确地判断喷管流场出口试验气流的均匀程度,提取出口径向的流场参数分布,选择马赫数、速度及压力3个关键参数进行比较分析,如图6所示。可以看出,以喷管出口中心轴线为基准,两侧各有约70 mm的均匀区域,即通过8°锥角的锥形喷管膨胀之后,有效试验流场的尺度扩大到140 mm,相比加速段出口直径68 mm有了很大提高。试验流场范围的扩大,有助于进行大模型试验测量,进一步提高了JF-16的试验能力。

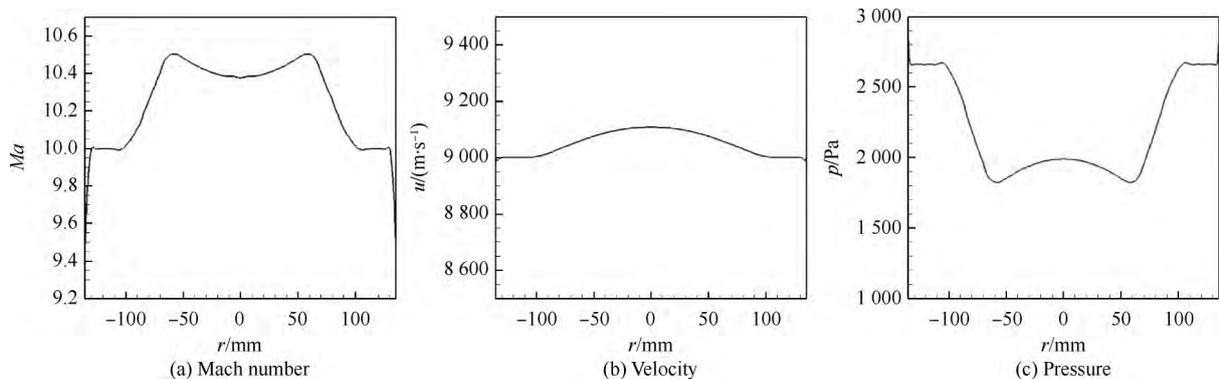


图6 喷管出口径向流场参数分布

Fig. 6 Radial flow field parameter distributions at nozzle exit

## 5 结 论

1) JF-16 的运行基于强激波及非定常膨胀, 强激波波后热化学非平衡效应增强了激波压缩能力, 显著提高波后气体密度, 同时缓解气体过度升温, 这有利于产生超高速试验气流。但是, 其不利的方面是, 试验气流存在一定程度的氧分子解离, 化学成分与真实飞行条件有所偏离, 同时, 非定常膨胀过程不足以把气流静温降低到完全符合要求的水平。

2) 数值分析结果表明, 通过在膨胀管末端添加锥形喷管, 利用喷管流动的定常膨胀过程, 可以进一步降低气流静温, 提高气流马赫数, 同时增大试验区尺度。对比研究表明,  $8^\circ$  锥形喷管为最优外形, 所产生试验流场均匀区直径可达 140 mm, 并使试验气流品质得到提升。

## 参 考 文 献

- [1] DUFRENE A, MACLEAN M, PARKER R, et al. Characterization of the new LENS expansion tunnel facility; AIAA-2010-1564[R]. Reston: AIAA, 2010.
- [2] HORNUNG H. Experimental hypervelocity flow simulation, needs, achievements, and limitations[C]//1st Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology, 1993: 1-10.
- [3] DUFRENE A, SHARMA M, AUSTIN J M. Design and characterization of a hypervelocity expansion tube facility [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(6): 1185-1193.
- [4] HOLDEN M S, WADHAMS T P, CANDLER G V. 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, 2009: 14-16.
- [6] RESLER E L, BLOXSOM D E. Very high Mach number flows by unsteady flow principles; Technical Report[R]. Ithaca: Cornell University, 1952.
- [7] TRIMPI R L. A preliminary theoretical study of the expansion tube, a new device for producing high-enthalpy short-duration hypersonic gas flows; NASA-TR-R-133 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1962.
- [8] MILLER C G, JONES J J. Development and performance of the NASA Langley research center expansion tube/tunnel, a hypersonic-hypervelocity real-gas facility[C]//14th International Symposium on Shock Tubes and Waves. Sydney: Sydney Shock Tube Symposium Publishers, 1984: 363-373.
- [9] DUFRENE A, MACLEAN M, PARKER R, et al. Experimental characterization of the LENS expansion tunnel facility including blunt body surface heating; AIAA-2011-0626[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [10] GILDFIN D E, MORGEN R G, MCGILVRAY M, et al. Simulation of high Mach number scramjet flow conditions using the x2 expansion tube; AIAA-2012-5954[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [11] BAKOS R, CASTROGIOVANNI A, RODERS C. Dual mode shock-expansion/reflected-shock tunnel; AIAA-1997-0560[R]. Reston: AIAA, 1997.
- [12] 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: 52-59.  
GAO Y L. Study on hypervelocity flow generation techniques and essential hypersonic phenomena[D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2008: 52-59 (in Chinese).
- [13] JIANG Z L, GAO Y L, ZHAO W. Performance study on detonation-driven expansion tube; AIAA-2009-7237 [R]. Reston: AIAA, 2009.
- [14] 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.
- [15] 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: 78-89.  
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: 78-89 (in Chinese).
- [16] 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): 822-828.  
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): 822-828 (in Chinese).
- [17] 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.
- [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] HU Z M, WANG C, JIANG Z L, et al. Thermo-chemical

- nonequilibrium phenomena of the strong shock wave to generate hypersonic test flow[J]. *International Journal of Modern Physics*, 2014, 34: 1460383-1-1460383-7.
- [20] HU Z M, JIANG Z L. Wave dynamic process in cellular detonation reflection from wedges [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2007, 23: 33-41.
- [21] HU Z M, WANG C, JIANG Z L, et al. On the numerical technique for the simulation of hypervelocity test flows [J]. *Computer and Fluids*, 2015, 106: 12-18.
- [22] CHUE R S M, BAKOS R J, TSAI C Y, et al. Design of a shock-free expansion tunnel nozzle in HYPULSE [J]. *Shock Waves*, 2003, 13(4): 261-270.

#### 作者简介:

周凯 男, 博士研究生。主要研究方向: 超高速流动气动热及辐射特性。

Tel. : 010-82544043

E-mail: zhukai@imech. ac. cn

胡宗民 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 高超声速化学反应流动模拟。

Tel. : 010-82545812

E-mail: huzm@imech. ac. cn

## Flow field analysis of JF-16 expansion tube and its upgrade

ZHOU Kai, YUAN Chaokai, HU Zongmin<sup>\*</sup>, JIANG Zonglin

*State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China*

**Abstract:** An expansion tube/tunnel is a ground-based test facility to generate hypervelocity test flow for the study of reentry physics. A detonation-driven expansion tube (JF-16) has been built at State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics to generate relatively steady and clean test flow with high enthalpy. Numerical simulation is presented as an indirect approach to diagnose the key flow field features of JF-16. It indicates that real gas effect can enhance the compression capability of the shock wave and influence its structure. What is more, the temperature and chemical composition of the test flow in acceleration tube differ from the real flight condition. As a result, to upgrade the JF-16 facility, a conical nozzle has been designed at the end of acceleration tube. The main purpose of the nozzle is to adjust the temperature of the test flow by utilizing steady expansion process and improve its quality. Meanwhile the available test core size can be increased to accommodate large-scale models. Numerical simulation results show that  $8^\circ$  is the optimum angle of nozzle and the test core size can be expanded to 140 mm.

**Key words:** expansion tube; hypervelocity; numerical simulation; flow field features; conical nozzle

Received: 2015-12-04; Revised: 2015-12-29; Accepted: 2016-01-25; Published online: 2016-01-28 14:58

URL: [www.cnki.net/KCMS/detail/11.1929.V.20160128.1458.002.html](http://www.cnki.net/KCMS/detail/11.1929.V.20160128.1458.002.html)

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11532014)

<sup>\*</sup> Corresponding author. Tel. : 010-82545812 E-mail: huzm@imech. ac. cn