

爆轰驱动高焓激波膨胀管性能研究¹⁾

高云亮^{*,†,2)} 赵伟^{*} 姜宗林^{*}

^{*}(中国科学院力学研究所 LHD 重点实验室, 北京 100190)

[†](第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘要 介绍了中国科学院高温气体动力学实验室 JF-16 爆轰驱动高焓激波膨胀管的研制进展及其性能测试结果. 性能研究主要测量了入射激波速度和压力曲线. 根据入射激波速度, 应用 Mirels 的黏性激波管理论计算了超高速试验气流的运动速度, 然后应用 Gaseq 软件计算了试验气流的热力学参数. 研究表明: 在 16.35 m 长的 JF-16 激波膨胀管中获得了流速 7000 m/s 以上的稳定试验气流, 试验时间为 50~100 μ s, 试验气流总焓 30 MJ/kg 左右.

关键词 激波膨胀管, 爆轰驱动, 超高速流动, 入射激波, 性能测试

中图分类号: O354.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2008)04-0473-06

引 言

世界上已有的超高速流动实验模拟设备中, 利用非定常膨胀加速原理获得超高速试验气流, 是高焓激波膨胀管具有的独特性质^[1]. 试验气流在膨胀加速段内加速的同时, 其总焓增加、静温降低, 与反射型激波风洞相比, 试验气流可以具有更高的总焓和更低的离解水平. 所以激波膨胀管在产生超高速试验气流的装备发展方面具有更明显的优势, 一直是先进超高速流动实验设备研制的重要方向.

为了研究空天飞行器以极高的速度再入大气层的气动问题, Resler 等^[2]于 1952 年提出激波膨胀管的概念. 随后 Trimpi^[3]进行了详细的理论研究, 并指出只需改变激波膨胀管各段的充气压力, 激波膨胀管就可用来产生大范围的超高速试验气流. 但是后来根据理论分析开展的一系列实验研究^[4]并没有获得期望的稳定试验气流. 20 世纪 80 年代末, Stalker 等^[5]将自由活塞驱动器与膨胀加速段相结合, 改善了激波膨胀管的性能, 重新引起了人们对激波膨胀管的期待. 于是 Queensland 大学先后建立了 X1, X2, X3 系列激波膨胀管, 日本也建立了 JX-1 激波膨胀管. 但是由于自由活塞驱动器结构复杂、运行费用昂贵、驱动气流平稳性有局限, 所以改进激波膨胀管的性能仍然是一个重要的研究方向. 从

2003 年开始, 中国科学院高温气体动力学重点实验室应用爆轰驱动代替自由活塞驱动开展了爆轰驱动高焓激波膨胀管关键技术的研究, 于 2006 年成功研制了试验型 JF-16 爆轰驱动高焓激波膨胀管, 获得了稳定的超高速试验气流.

本文介绍 JF-16 激波膨胀管研究进展及其性能测试结果. 实验测量结果表明: 给定激波膨胀管各段适当的充气压力, 在膨胀加速段中获得了长达 50~100 μ s 的平稳试验气流. 利用 Mirels 的黏性激波管理论, 分析得到的超高速试验气流的速度高达 7 km/s, 总焓为 30 MJ/kg 左右.

1 JF-16 激波膨胀管研究进展及其实验设备

1.1 带扩容腔的正向爆轰驱动器

与自由活塞驱动器相比, 爆轰驱动器的结构简单、驱动能力强、运行成本低、试验重复性好, 是发展超高速流动实验模拟装置的一种重要驱动模式. 根据起爆位置的不同, 爆轰驱动器可分为反向爆轰和正向爆轰两种. 赵伟^[6]对应用正向爆轰和反向爆轰驱动的激波管性能进行了比较, 实验结果表明为了获得相同的入射激波马赫数, 反向爆轰驱动激波管的压力要比正向爆轰驱动高一个数量级. 但对于正向爆轰驱动模式, 由于爆轰波面后紧接着的 Tay-

2007-03-09 收到第 1 稿, 2008-01-25 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金资助项目 (90205027, 10276035).

2) E-mail: gaoylsd@126.com

or 稀疏波的影响, 正向爆轰驱动器一般不能提供稳定的驱动气流. 姜宗林^[7]提出在正向爆轰驱动器下游串接一环形扩容腔, 利用反射激波有效地削弱爆轰波后的稀疏波, 获得一定时间长度的稳定驱动气流. 姜宗林等于 2002 年研制成功了带扩容腔的正向爆轰驱动器, 该驱动器长 6 m, 在激波管里获得 4 ms 以上的贮室压力平台^[8]. 由于受驱动原理的限制, 自由活塞驱动器^[9]贮室压力平台一般短于 3 ms. 本文在新型爆轰驱动器的基础上, 研制了激波管、膨胀加速段和试验段, 于 2006 年建成了试验型 JF-16 爆轰驱动高焓激波膨胀管, 获得了稳定的超高速气流. 高焓激波膨胀管关键技术的突破为高温气体动力学的基础研究提供了手段, 将为我国近空间飞行器实验模拟装备的建设提供重要技术支撑.

1.2 JF-16 爆轰驱动高焓激波膨胀管

图 1 为高温气体动力学重点实验室研制的 JF-16 高焓激波膨胀管的示意图. 激波膨胀管主要有 3 部分组成: 爆轰驱动器 (简称驱动段)、激波管和膨胀加速段. 爆轰驱动器为带扩容腔的新型正向爆轰驱动器, 由主爆轰段、扩容腔和附加爆轰段组成, 全长 6 m. 主爆轰段的内径为 105 mm, 辅助爆轰段的内径为 68 mm; 激波管的内径为 68 mm, 与辅助爆轰段相同; 膨胀加速段是截面为 60 mm×60 mm 的方管. 为了在调试过程中获得需要强度的入射激波和较长的试验时间, 激波管和膨胀加速段设计为长度可调.

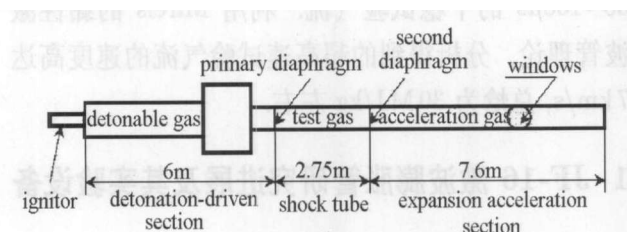


图 1 JF-16 爆轰驱动高焓激波膨胀管示意图

Fig.1 Schematic of JF-16 detonation-driven high-enthalpy shock expansion tube

JF-16 激波膨胀管有 5 个附属系统. (1) 点火起爆系统: 采用起爆丝方式, 能提供足够的直接起爆能量; (2) 氢 / 氧气体混合充气系统: 保证爆轰驱动器内混合气体组分的比例适当且混合均匀; (3) 激波管和膨胀加速段的充气系统: 根据实验要求分别为激波管和膨胀加速段提供所需的试验气体与加速气体; (4) 数据采集处理系统: 包括测量激波速度的电离探针、测量气流压力的 CY-YD-205 压力传感器、用于信号采集和处理的 UDAQ-50612/20612 高速数

据采集器与 TOPVIEW2000 虚拟仪器软件; (5) 真空系统: 包括分别为驱动段、激波管和膨胀加速段提供所需低压、真空条件的真空泵组.

1.3 激波膨胀管的运行原理

试验气体通过非定常膨胀波时气流总焓倍增 (total-enthalpy multiplication) 的现象, 是高焓激波膨胀管提高气流总焓的理论依据^[3]. 试验气体最终总焓值的高低除受主激波强度的影响外, 还与试验气流膨胀的程度有关, 膨胀程度越大, 气流总焓值也就提升得越高.

图 2 是应用 Kasimir 软件计算得到的爆轰驱动高焓激波膨胀管某工况下的运行波系图. 为简便起见, 计算忽略了扩容腔的作用. 由图 2 可见, 爆轰驱动器中的混合气体被起爆管直接起爆后, 形成 C-J 爆轰波在主驱动段内传播; 爆轰波到达扩容腔后, 经复杂波系作用后形成一段较平稳的高压气流沿辅助爆轰段传播. 主膜破裂后, 高压气流在激波管内试验气体中形成第 1 个入射激波, 即主激波, 试验气体获得一定的诱导速度. 当主激波运动到第 2 道膜片位置时, 膜片破裂形成第 2 个入射激波, 并在膨胀加速段中传播, 同时形成向试验气体内传播的非定常膨胀波. 试验气体在通过该膨胀波系的过程中, 进一步膨胀加速, 静焓降低, 总焓进一步增加. 试验气体最终获得的速度和焓值与激波膨胀管各段的初始压力比有关.

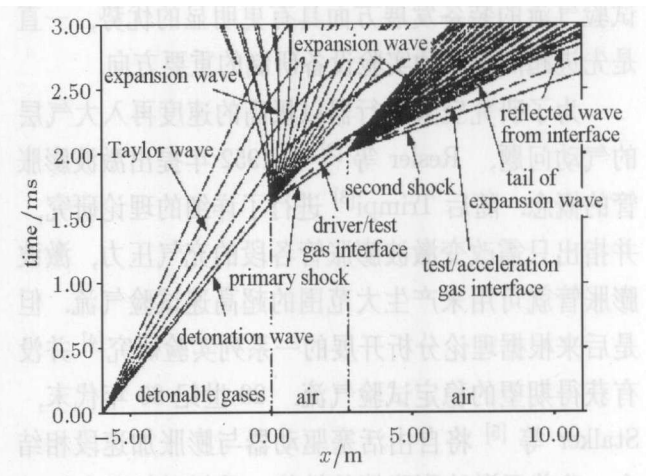


图 2 爆轰驱动高焓激波膨胀管的运行波系图

Fig.2 Wave diagram of a detonation-driven high-enthalpy shock expansion tube

激波膨胀管的试验时间从第 2 道膜破裂时产生的试验 / 加速气体界面到达试验段开始, 到非定常稀疏波的波尾或其波头在第 1 道膜破裂时产生的驱动 / 试验气体界面上的反射波到达试验段终止^[10],

最大的试验时间出现在两个波同时到达的位置。随试验条件的不同,该位置会随之发生改变,因此理想的激波膨胀管设备应能方便地调整管长,以获得较优的性能。与常用的反射型激波风洞相比,激波膨胀管产生的试验气流的总焓要高一些,试验时间要短一些,这给应用激波膨胀管进行超高速流动模拟实验带来新的挑战。

2 性能实验结果及分析

在高焓激波膨胀管的性能实验中,爆轰驱动器中充入 1.0 MPa 的氢氧混合气体,它们的体积比为 4:1。激波管和膨胀加速段中充入空气,分别作为试验气体和加速气体。试验气体在膨胀加速段内要获得明显的加速,对膨胀加速段的真空度有较高的要求,而 JF-16 激波膨胀管真空系统只采用了普通机械真空泵,可以达到的极限真空度受到了限制(膨胀加速段极限压强约为 26.0 Pa)。所以在 JF-16 激波膨胀管性能实验过程中,主要以调整激波管内试验气体的充气压力为手段,获取较高品质的试验气流。

JF-16 激波膨胀管的性能实验应用了不同长度的激波管。激波管较长(4.75 m)时,入射激波速度的衰减比较严重;选用较短的激波管(2.75 m)时,激波速度衰减幅度明显减小,但同时也损失一定的试验时间。最终应用图 1 所示激波膨胀管长度,在膨胀加速段内获得了超过 7800 km/s 的激波速度和 50 μs 以上的稳定试验时间。

图 3 给出 3 种不同条件下,入射激波速度沿膨胀加速段的分布图,其中图示的距离起始于激波膨胀管的第 2 道膜。激波管的充气压力分别为 6660 Pa, 2660 Pa 和 1330 Pa,对应工况在图中的曲线分别由符号“■, ▼ 和 ▲”表示。膨胀加速段的充气压力

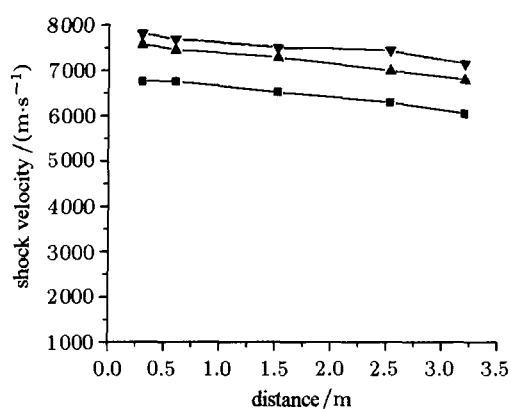
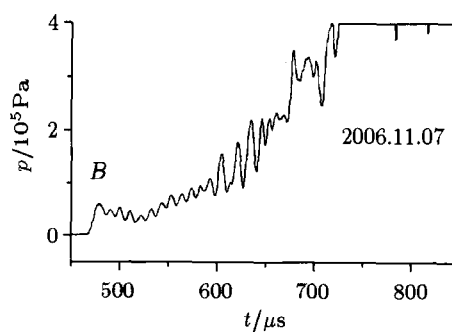


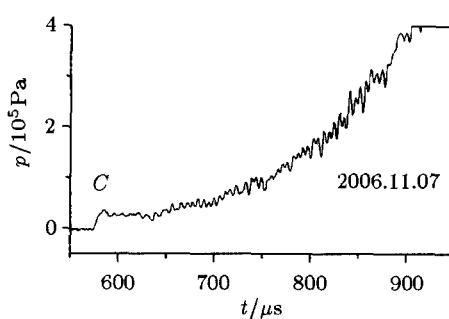
图 3 3 种条件下入射激波速度沿膨胀加速段的分布
Fig.3 Incident shock velocity distributions along the expansion-acceleration section in three test cases

基本相同,为 45~60 Pa。由图 3 可以看出:入射激波在很短的距离内就加速到了最大速度,这表明选用的第 2 道膜片是合适的,对试验气体加速的影响很小。实验中,第 2 道膜片的选择是至关重要的,因为它对膨胀加速段内试验气流的速度、热力学状态及化学组分有重要的影响^[11]。随着入射激波向下游传播,速度逐渐衰减,衰减的速率基本相同,约为每米 3%。当激波管的初始充气压力由 6660 Pa 减小为 1330 Pa 时,入射激波速度先增加再减小,这进一步说明,激波膨胀管中气流的速度是由入射激波和非定常膨胀波共同作用决定的。

图 4 给出在膨胀加速段壁面上距第 2 道膜不同距离处测量得到的一组静压曲线,其中测量点 B, C, D, E 距第 2 道膜的距离依次为: 1612 mm, 2447 mm, 3247 mm, 3847 mm。由图 4 可见,每条曲线都有一个稳定的压力平台,这表明获得了稳定的试验气流。对所有曲线,当入射激波到达后,压力曲线突然起跳,稳定一段时间后开始逐渐爬升。曲线的爬升预示了非定常膨胀波波尾的到达,即系列膨胀波的到达不断升高了压力。随着距第 2 道膜距离的增加,压力稳定时间增长,即表明相应位置处激波膨胀管试验时间增长;而压力曲线爬升逐渐变缓,这是扇形中心膨胀波在空间上逐渐展开的结果。但



(a)



(b)

图 4 膨胀加速段壁面上 4 个测量点处静压的变化曲线
Fig.4 Wall static pressure histories at four measurement points on the expansion-acceleration section

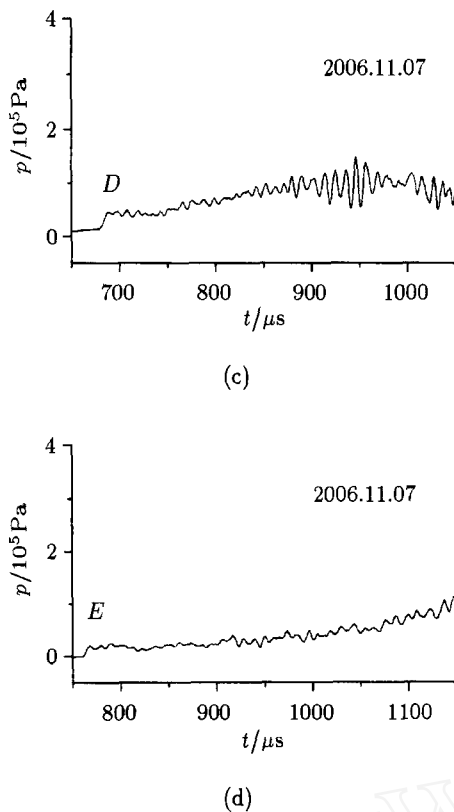


图 4 膨胀加速段壁上 4 个测量点处静压的变化曲线 (续)
Fig.4 Wall static pressure histories at four measurement points on the expansion-acceleration section (continued)

是当距离增大到一定程度时, 中心膨胀波在试验 / 驱动气体分界面处产生的反射波可能首先到达, 压力曲线则不是逐渐增加, 而是下降, 压力平稳的时间也会缩短. 图中 D 点曲线先上升然后下降, 其下降就表明膨胀波头传播到试验 / 驱动气体分界面后产生的反射波到达了该位置, 而且它引起的压力下降已经强于向下游运动的反向非正常膨胀波所引起的压力增加. E 曲线的测量位置靠近非正常膨胀波尾和膨胀波头在界面上形成的反射波同时到达的位置, 由此可以看到此处试验气流的平稳时间明显变长, 达到 $100\mu\text{s}$ 以上. E 点以后的位置, 运动的膨胀波头在试验 / 驱动气体界面上产生的反射波首先到达, 试验时间开始逐渐变短. 这表明在激波膨胀管实验中, 根据实验条件选择最优的激波膨胀管长度, 对于延长试验时间具有重要意义.

图 5 给出了 JF-16 和 X-2 激波膨胀管的壁面静压实验曲线, 两条曲线对应的第 2 道入射激波速度相近. 图 5(a) 为 X-2 的静压曲线, 取自文献 [12], 点线表示为实验曲线, 实线表示计算模拟曲线. 图 5(b) 为 JF-16 的实验测量曲线, 其时间轴长度取与图 5(a) 相同以便于比较. 由两个实验结果的对比可见: JF-16 的压力曲线有一个明显的 $50\mu\text{s}$ 平台, 而 X-2 的压力曲线则表现出自由活塞驱动器的特点,

没有观测到平稳的试验气流区. 所以, 采用新型爆轰驱动器的 JF-16 高焓激波膨胀管, 在模拟高焓流动方面具有更优越的性能, 因此把爆轰驱动器引入高焓激波膨胀管的研究, 对于发展先进的超高速流动实验模拟装置是一个很有意义的尝试.

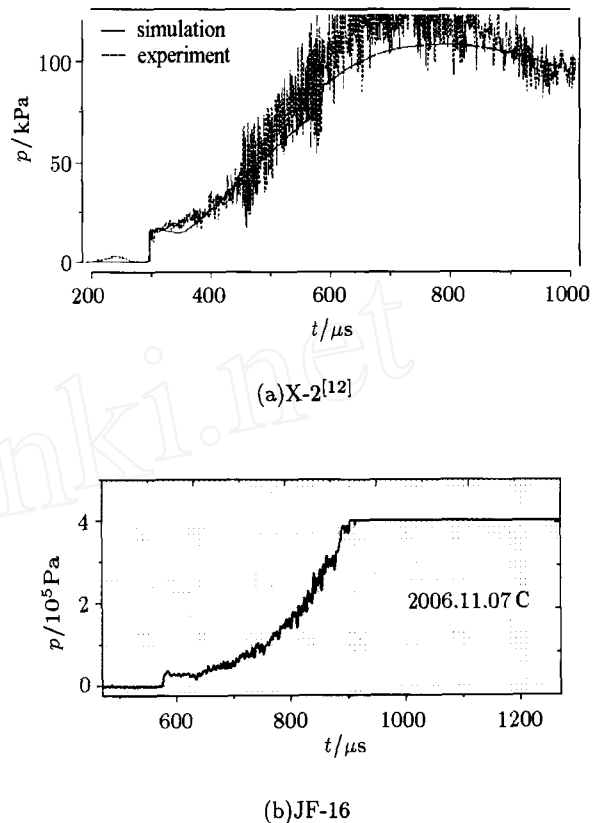


图 5 JF-16 与 X-2 激波膨胀管的壁面静压变化曲线的比较
Fig.5 Comparison of wall static pressures of the X-2 expansion tube with the JF-16

3 激波膨胀管试验气体流动状态分析

根据测量获得的入射激波速度, 结合 Mirels 的黏性激波管理论^[13], 可以确定入射激波与试验 / 加速气体界面的距离, 从而获得界面速度, 即试验气体的速度. 忽略试验气流中的速度梯度, 假定试验气流的速度分布是均匀的. 根据初始充气压力和入射激波速度, 可以分别计算出试验气体在激波管中激波压缩后和膨胀加速段中膨胀后的压力. 然后假设第 2 道膜为瞬间理想破膜, 则可以将试验气流进入膨胀加速段的膨胀过程看作是等熵的, 试验气流的热力学参数可以由入射激波后试验气体的非正常等熵膨胀关系计算.

高焓条件下, 试验气体发生化学反应, 可以应用 Gaseq 软件进行计算. 计算假定在激波管中经激波压缩后的试验气体处于平衡状态, 随后的膨胀过程分两种情况计算: 化学冻结和化学平衡. 表 1 给出

了入射激波速度为 7812.5 m/s 时, 距第 2 道膜 2 m 和 4 m 处试验气流的状态. 表中试验气流各参数对应的物理量分别为: u 为速度, p 为静压, H_0 为总焓, T 为静温, ρ 为密度, Ma 为马赫数, a 为声速, M 为分子量, C_p 为定压比热, γ 为比热比, 后面的各个参数表示试验气流的化学组分. 由表中的数据可知: 无论试验气体的膨胀过程是平衡的, 还是冻结的, 膨胀加速段中获得的试验气流速度都高达 7000 m/s, 气流的总焓为 30 MJ/kg 左右. 实际应用中, 激波膨胀管试验气流的平衡与否还需进一步开展研究.

表 1 膨胀加速段中获得的试验气流的状态参数

Table 1 Parameters of the test gas flows in the expansion-acceleration tube

Parameters (unit)	2m		4m	
	Equilibrium expansion	Frozen expansion	Equilibrium expansion	Frozen expansion
$u/(m \cdot s^{-1})$	7190	7190	6971	6971
p/bar	0.325	0.325	0.297	0.297
$H_0/(\text{MJ} \cdot \text{kg}^{-1})$	31.24	29.38	29.6	27.74
T/K	4065.8	2694	4005	2628
$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	0.02385	0.03348	0.0222	0.0314
Ma	5.28	6.16	5.03	6.05
$a/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	1362	1166.9	1350.3	1152.8
M	24.48	22.78	24.53	22.78
$C_p/$ ($\text{J} \cdot (\text{kgK})^{-1}$)	1326.14	1312.5	1324.8	1310.93
γ	1.344	1.385	1.344	1.386
$\text{N}_2/\%$	73.851	67.096	73.9	67.096
$\text{O}_2/\%$	1.42	0.141	1.60	0.141
$\text{NO}/\%$	3.21	2.458	3.28	2.458
$\text{O}/\%$	20.01	21.693	19.8	21.693
$\text{N}/\%$	0.18	7.287	0.15	7.287
$\text{Ar}/\%$	1.324	1.324	1.324	1.324

4 结束语

本文在高焓激波膨胀管的研制中应用了带环形扩容腔的正向爆轰驱动器, 在解决了激波管和膨胀加速段的压力匹配问题后, 成功地建立了 JF-16 爆轰驱动高焓激波膨胀管. 性能实验研究结果表明: 应用 JF-16 激波膨胀管获得了长达 50~100 μs 的稳定的超高速试验气流, 在膨胀加速段内获得的入射激波速度超过 7800 m/s. 根据实验结果, 应用 Mirels 理论计算得到的试验气流速度超过 7000 m/s, 总焓高达 30 MJ/kg. 通过 JF-16 高焓激波膨胀管的研制获得的启示如下:

(1) 应用新型爆轰驱动器研制高焓激波膨胀管的

工作是成功的, 其性能实验结果表明爆轰驱动模式在超高速流动实验装置的发展研制中具有良好的应用前景.

(2) JF-16 高焓激波膨胀管具有产生流动速度高达 7000 m/s 试验气流的能力, 为开展 60 km 以上高空空天飞行器的气动实验提供了一种有效的模拟实验手段.

(3) 膨胀加速段内 7800 m/s 的激波速度是在现有实验条件下得到的, 与 X-2 激波膨胀管^[12]的运行状态 2(激波速度 6.8 km/s) 的比较表明: 在激波管和膨胀加速段的充气压力分别相近的情况下, 两段中都可以分别得到相近的激波速度. 与 X-2 的运行状态 4(激波速度 9.7 km/s) 的比较表明: 在激波管压力相近、膨胀加速段压力不同的情况下, 在激波管中得到了相近的激波速度, 而膨胀加速段内的激波速度不同. 由此而知, 如果应用涡轮分子泵或扩散泵替换 JF-16 目前的真空系统, 提高膨胀加速段的真空水平, 激波速度可望进一步提高到 10 km/s 左右.

致谢 感谢中国科学院力学研究所 LHD 重点实验室李振华研究员、林建民副研究员在设计阶段给予的帮助和建议.

参 考 文 献

- 1 Akihiro Sasho, Richard G Morgan, et al. High-enthalpy expansion tube experiments with gas injection. *AIAA Journal*, 2000, 38(12): 2253~2259
- 2 Resler EL, Bloxom DE. Very high Mach number flows by unsteady flows principles. Cornell University Graduate School of Aeronautical Engineering, 1952
- 3 Trimpi RL. A preliminary theoretical study of the expansion tube, a new device for producing high-enthalpy short duration hypersonic gas flows. NASA TR R-133,1962
- 4 Joseph H Spurk. Design, operation, and preliminary results of the BRL expansion tube. In: Fourth Hypervelocity Techniques Symposium. Tullahoma, Tennessee. 1965
- 5 Neely AJ, Stalker RJ, Paull A. High enthalpy, hypervelocity flows of air and argon in an expansion tube. *Aeronautical Journal*, 1991, 95(946): 175~186
- 6 赵伟. 利用氢氧爆轰产生高焓试验气流装置的性能研究. [博士论文]. 北京: 中国科学院力学研究所. 1999(Zhao Wei. Performance investigations of facilities generating high enthalpy test flows by hydrogen-oxygen detonations. [PhD Thesis]. Beijing: Institute of Mechanics, CAS. 1999(in Chinese))
- 7 Jiang ZL, Zhao W, Wang C, et al. Study on forward detonation driver for high enthalpy shock tunnels. *AIAA Journal*, 2002, 40(10): 2009~2016
- 8 黄永辉等. 带扩容腔的正向爆轰驱动器的性能优化研究. 见: 第十届全国激波与激波管学术讨论会论文集, 黄山, 2002. 94~98 (Huang Yonghui, et al. Study on performance optimizing

- of forward detonation driver with cavity ring. In: Proceedings of the 10th Symposium on Shock Waves and Shock Tubes, Huangshan, 2002. 94~98(in Chinese))
- 9 Hornung H, Wen CY, Germain P. Hypervelocity flow simulation. *Appl Mech Rev*, 1994, 47(6): S14~S19
- 10 Paull A, Stalker RJ. Test flow disturbance in an expansion tube. *Journal of Fluid Mechanics*, 1992, 245: 493~521
- 11 Bakos RJ, Morgan RG. Chemical recombination in an expansion tube. *AIAA Journal*, 1994, 32(6): 1316~1319
- 12 Benjamin S Stewart. Predicted scramjet testing capabilities of the proposed RHYFL-X expansion tube. [PhD Thesis]. Australia: Department of Mechanical Engineering, The University of Queensland, 2004
- 13 Mirels H. Test time in low-pressure shock tubes. *The Physics of Fluids*, 1963, 6(9): 1201~1214

EXPERIMENTAL STUDY ON THE PERFORMANCE OF THE DETONATION-DRIVEN HIGH-ENTHALPY SHOCK EXPANSION TUBE¹⁾

Gao Yunliang^{*,†,2)} Zhao Wei* Jiang Zonglin*

^{*}(LHD of Chinese Academy of Sciences, Institute of Mechanics, Beijing 100190, China)

[†](The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract The performance of the detonation-driven high-enthalpy shock expansion tube (JF-16), manufactured recently in LHD of Chinese Academy of Sciences, was experimentally investigated to obtain the velocity and the pressure of the incident shock speed. The velocity and other thermodynamic parameters of the hypervelocity test flow was predicted with Mirels' theory and the Gaseq software, respectively. The experimental results show that the test flow with a velocity of above 7 000 m/s, an effective test duration between 50~100 μ s and the total enthalpy up to 30 MJ/kg have been achieved with JF-16 shock expansion tube of 16.35 m length.

Key words shock expansion tube, detonation-driver, hypervelocity flow, incident shock, performance test

Received 9 March 2007, revised 25 January 2008.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (90205027, 10276035).

2) E-mail: gaoylsd@126.com