

超高速流动研究进展

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: 超高速流动是指速度超过 5 公里/秒的流动, 是飞行器再入/进入大气层必经历的高速高温高焓环境。由于受到驱动能力和材料强度的限制, 模拟超高速流动的地面试验面临极大挑战, 激波-膨胀管(风洞)是少数具备超高速流动复现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), 应用正向爆轰驱动技术, 建成了可实现 8 公里/秒超高速试验气流的爆轰驱动激波-膨胀管(JF-16), 并成功开展了典型模型试验。针对激波-膨胀管的数值研究也遇到了挑战, 本文介绍了相关数值技术, 并进一步对试验状态进行了数值诊断, 以及模型试验的数值验证与分析。

关键词: 超高速, 激波-膨胀管, 流场诊断, 数值技术

引言

由于驱动能力或者高温高压气源的限制, 以及设备材料的强度束缚, 目前, 在地面上完整复现真实超高速飞行的来流条件和尺度仍然是一个非常具有挑战性的课题。因此, 高超声速飞行关键流动现象以及复杂作用过程的实验模拟仍然很难实现^[1]。地面试验设备通常以牺牲其他参数为代价来模拟高超声速流动的某些关键参数, 例如, 反射型激波风洞可以产生高焓流动, 但是存在以下局限性^[2]: (1) 试验气体的成分偏离真实的空气; (2) 驻室反射区的高温高压环境引起材料熔化等污染问题; (3) 试验时间受到风洞尺寸、驱动气体污染等因素的限制; (4) 驱动段压力和驻室压力受到材料强度的限制。尽管如此, 脉冲式的反射型激波风洞仍然是高超声速流动的地面试验的主要手段。

超高速是指超过 5km/s 的飞行速度, 在地面模拟超高速流动环境, 特别是近轨道或超轨道速度, 需要实验气流的总焓高达 35MJ/kg 以上, 反射型激波风洞已很难胜任。激波-膨胀管/风洞技术可以在一定程度上缓解上述问题。膨胀管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(压力抽成超低真空), 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, 得到更高的气流速度和总焓, 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和加速气流, 避免了反射型激波风洞在驻室内发生的气体解离、热化学非平衡等高温真实气体效应以及喉道材料烧蚀等, 试验气流更接近真实飞行条件^[3-5]。

膨胀管的概念是由 Resler & Bloxson^[7]首次提出的, Trimp^[3]经过详细的理论研究, 分析了膨胀管在产生超高速流方面的优势, 指出只要改变膨胀管各段的充气压力, 就可以得到大范围的试验气流。于是, 上世纪 60 年代掀起了膨胀管研究的一个高潮, 但一直没有得到稳定的试验气流, 直到 70 年代末, NASA Langley 实验室用膨胀管实现了在某些特定条件下可用的稳定试验气流^[8]。80 年代末, Stalker 等将自由活塞驱动与膨胀管相结合, 改善了膨胀管的性能^[9,10]。随着空间探测对超高速模拟的需求, 上世纪 90 年代又出现了膨胀管研制的一个新高潮。澳大利亚 Queensland 大学发展了自由活塞驱动 X-系列膨胀管, 包括 X1、X2、X3。试验气流最高焓值超过 100MJ/kg, 最大速度超过 13km/s^[11], 但是试验时间很短, 例如 X1 的有效试验时间只有 50 μ m 左右。日本也建立了 JX-1 膨胀管^[12], 它的结构与 X 系列膨胀管相似, 采用自由活塞驱动方式。目前, 世界上运行的激波-膨胀管/风洞主要有美国 CURBC 的 LENS-X/LENS-XX^[4-6], NASA 的 HYPULSE 也可以在膨胀管模式运行^[13]。

产生超高速试验气流的主要限制因素是驱动能力。自由活塞驱动膨胀管虽然理论上能实现定压驱动, 但数值计算和实验结果表明主激波后试验气流的定常性不理想^[14], 这对膨胀管的试验气流品质和试验时间会产生不利影响。而且, 自由活塞驱动膨胀管结构庞大、造价与运行费用高昂。与自由活塞驱动相比, 爆轰驱动^[15-19]的驱动能力更强, 能够产生更高品质的稳定试验气流, 爆轰驱动不需要特制的膜片来维持高压,

实验的重复性也容易得到保证。应用爆轰驱动技术,中国高温气体动力学国家重点实验室在 2008 年首次建成了爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16,实现了超轨道速度的高焓试验气流,并通过典型模型试验对流场进行了诊断与流场显示研究^[20-23]。

虽然基于激光的时空高分辨率流场诊断技术正在发挥着史无前例的作用,但是,超高速试验的有效时间非常短,在数十微妙量级,而且,主、次入射激波后存在强烈的热化学非平衡过程^[24-25],这给流场诊断带来严重挑战。因此,采用数值模拟技术,结合有限的易测数据,比如用电离探针测量的波速,来分析激波-膨胀管的试验气流空间分布特征与品质^[24-26],对相关试验研究有很大帮助。

1 爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16

爆轰驱动分为正向和反向驱动两种方式^[15-19],其中前者利用爆轰波阵面的高温高压高速气流,驱动能力强;而后者利用 Taylor 稀疏波前的静止平稳气流,但是驱动能力比正向驱动方式弱。爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 利用了正向爆轰驱动能力强的优点,并且引入环形扩容腔结构,消除了 Taylor 稀疏波的影响^[27]。图 1 为 JF-16 的照片,其结构和测点布置简图见图 2。

爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 主要包括四个部分,即爆轰段(detonation tube, $\Phi 105 \times 5600$ mm)、激波管(shock tube, $\Phi 68 \times 2750$ mm)、膨胀加速段(acceleration tube, $60 \times 60 \times 7600$ 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,膜片对激波-膨胀管的性能至关重要^[20]。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。



图 1 爆轰驱动激波-膨胀管: JF-16 (LHD)

Fig.1 The detonation-driven shock-expansion tube at LHD: JF-16

爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 主要工作过程如下:当爆轰波冲破爆轰驱动段/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),同时中心膨胀波向驱动段的高压气体中传播,主激波和膨胀波之间由驱动/试验气体界面(3区/2区)分开。当主激波运动到第二道膜片并将其冲开后,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/加速气体界面(secondary contact surface, scs)。试验气体经该非定常膨胀波后,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^[20]。爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 的主要波过程见图 3。

爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 利用电离探针来测量激波速度,并有压力传感器测量静压,其安装位置与顺序见图 2,图 4 给出了典型的电离探针与压力传感器信号。另外,如图 5 所示,光学系统可以进行模型的流场显示,该项工作见文献^[23]。

由图 4 可以看出, JF-12 可以实现超过 100 微秒的平稳试验气流,这得益于该设备应用了先进的爆轰驱动技术。自由活塞驱动是高超声速激波风洞的另外一种驱动方式,虽然理论上能实现定压驱动,但实验结果表明主激波后试验气流的定常性并不够理想^[14]。这对膨胀管的试验气流品质和试验时间会产生不利的影响。其次,自由活塞驱动方式需要特制的膜片,实验的重复性也较不容易得到保证。与自由活塞驱动相比,爆轰驱动能够产生更高质量的试验气流,且运行与维护成本相对低廉。

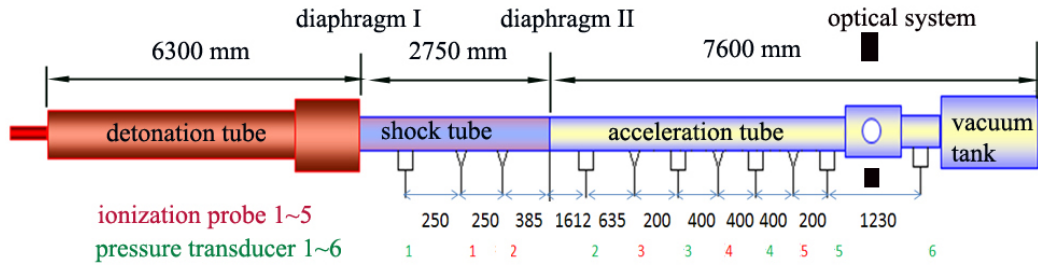


图 2 JF-16 结构简图及测点布置

Fig.2 The sketch of JF-16 and the arrangement of measurement

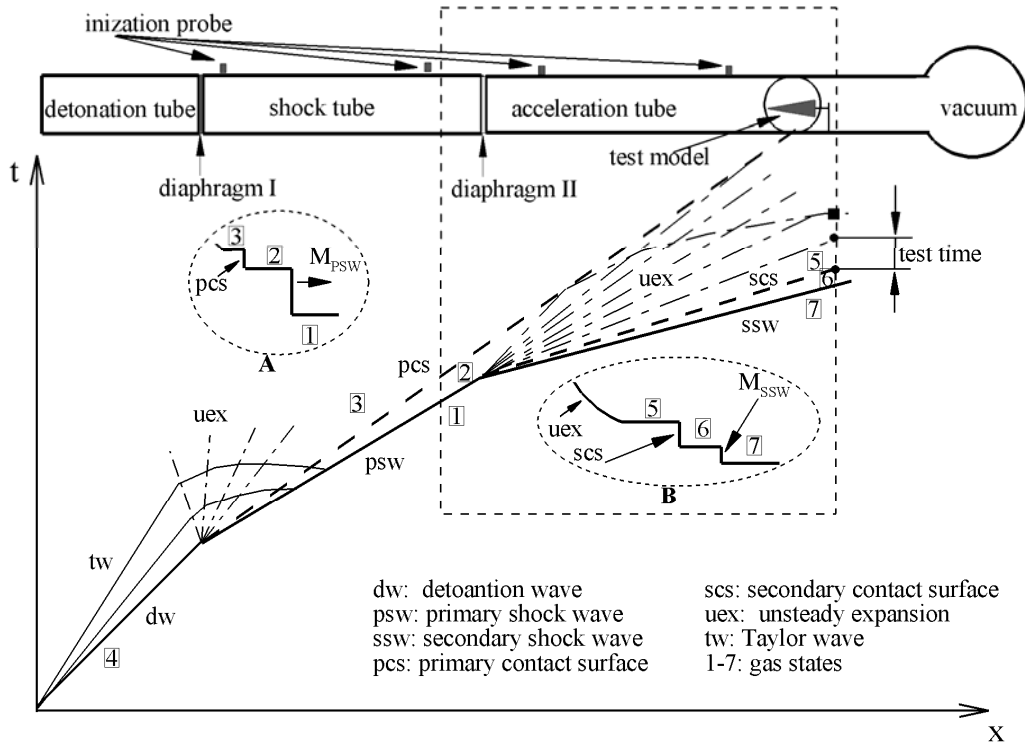


图 3 JF-16 波过程简图

Fig.3 The sketch of wave diagram for JF-16

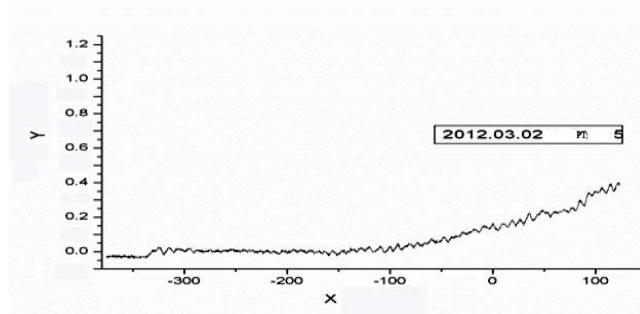


图 4 电离探针典型信号及压力传感器信号^[20,23] (JF-16)

Fig.4 The typical records of the ionization probes and pressure transducers for JF-16^[20,23]

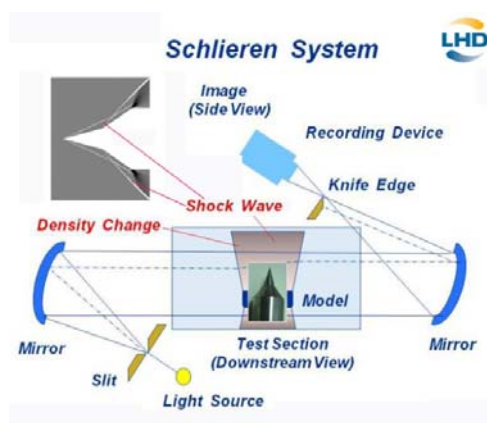


图 5 JF-16 纹影显示系统

Fig.5 The schlieren system for JF-16

表 1 JF-16 可实现的部分试验条件

Table 1 Test conditions of JF-16

| Runs | p_{4i} /MPa | p_1 /mmHg | p_7 /mmHg | u_{psw} /km · s-1 | u_{ssw} /km · s-1 |
|------|---------------|-------------|-------------|---------------------|---------------------|
| 9 | 1.5 | 30 | 0.28 | 4.88 | 6.0 |
| 11 | 1.5 | 30 | 0.25 | 4.8 | 6.9 |
| 12 | 1.5 | 30 | 0.25 | 4.8 | 7.3 |
| 15 | 1.5 | 30 | 0.2 | 4.9 | 7.8 |
| 16 | 1.5 | 30 | 0.2 | 4.9 | 7.6 |
| 20 | 1.5 | 30 | 0.1 | 4.8 | 7.96 |
| 22 | 1.5 | 30 | 0.1 | 4.8 | 8.16 |

通过匹配调整爆轰管、激波管和膨胀加速管的初始工作压力可以实现不同的速度或焓值的试验气流，表 1 给出了 JF-16 的已经实现的部分试验条件，基本达到了亚/近/超轨道速度，其中 p_{4i} 、 p_1 、 p_7 分别为爆轰管、激波管和膨胀加速管的初始压力， u_{psw} 和 u_{ssw} 分别为主入射激波和第二入射激波的速度^[23]。膨胀管的性能不仅受各分段初始压力的支配，试验结果表明两道膜片特别是第二道膜片的影响也很大^[20,23]，上述试验条件都应用了以下膜片组合：0.3 mm 钢质膜/0.025mm 涤纶膜。

2 超高速试验气流诊断的数值技术

2.1 数值振荡与激波捕捉格式

由表 1 可以得到在激波管和膨胀加速管中，主、第二入射激波都很强，马赫数高达 14 和 24(run 22)。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，就是说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，确定激波后以及试验气流参数，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，本文第二部分给出的电离探针和压力传感器显然不足以提供足够的流场信息。

对于高超声速流动现象的研究，大规模数值模拟和基于激光的时空高分辨率流场诊断技术正在发挥着史无前例的作用，其中基于 TDLAS(tunable diode laser absorption spectroscopy)已经用超声速燃烧和强激波的组分及温度测量^[28]。数值模拟是超高速试验的一个有力的辅助诊断手段^[6,24-26]，它能提供更多的流场信息。本节主要我们在这一方面的研究进展，数值分析主要针对图 3 虚线方框中的区域和流动过程，及主入射激波冲破第二道膜片后的波发展过程，而主入射激波的速度由 1、2 号电离探针给出，作为数值分析的入口条件。数值模拟应用了多组分 Euler 控制方程以及空气的五组分 17 基元反应模型，空气及离解生产的原

子成分的热力学参数则温度相关的多项式给出，这些多项式考虑了双原子分析的振动和转动能，即高温真实气体的热、化学效应。

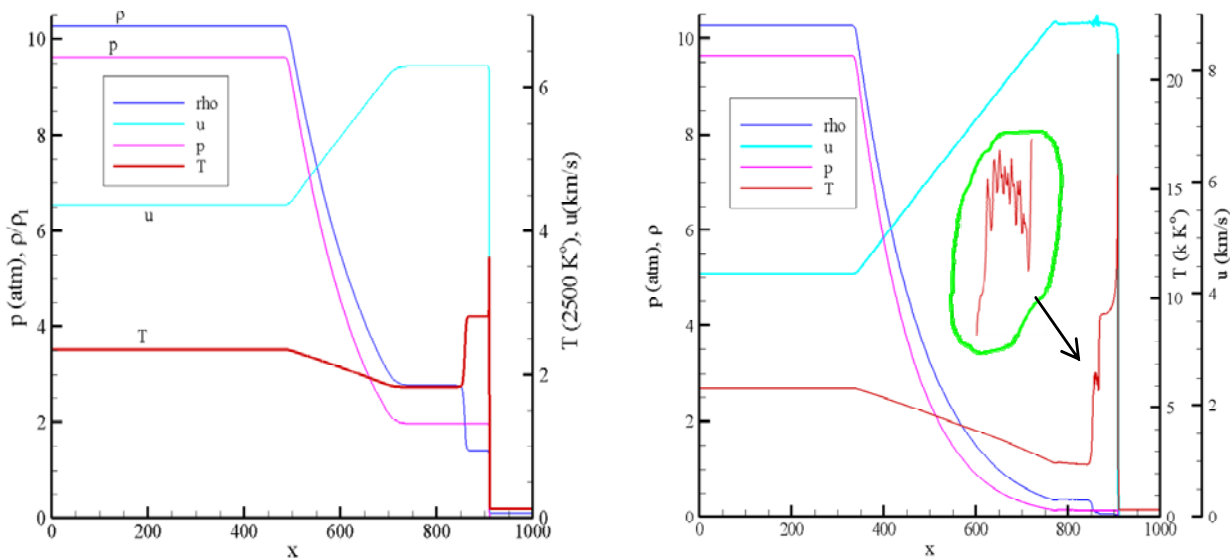


图 6 JF-16 两种运行条件下的波结构，左： $p_7=3$ mmHg；右： $p_7=0.1$ mmHg，其他初始参数见表 1
 Fig.6 The wave structure of JF-16 at two test conditions, left: $p_7=3$ mmHg; right: $p_7=0.1$ mmHg

上文提到，通过调整爆轰段、激波管段和膨胀加速段的初始压力可以得到不同的试验气流条件，图 6 给出了两种计算的波结构，膨胀加速段的初始压力不同， p_7 分别 3 和 0.1 mmHg，其他初始参数同表 1。同前者结果相比，后者的波结构中出现了数值振荡，振荡在虽然在温度和速度曲线上清晰可见，实际上在密度和压力也存在。通常，关于强激波的数值模拟，数值振荡往往出现在激波阵面附近，而图 6 中的振荡却发生在第二接触间断面(scs)附近。本文对 Euler 方程对流项的离散应用了频散可控耗散格式(DCD)^[29,30]，该格式的激波捕捉能力非常鲁棒，对强激波具有自适应模拟能力，且不需要人为调整的格式参数。该已经成功应用爆轰和强激波的数值模拟^[31-33]。

第二接触间断面(scs)两侧是分别是经 ssw 激波压缩加热的加速气体，以及经过非定场膨胀波冷却和加速的试验气体，在这个间断面两侧的流动参数存在激烈的变化，特别是气体的温度。DCD 是基于特征速度的通量分裂格式，所以问题的根源就是温度引起的声速进而引起特征速度的强烈变化。对原 DCD 格式进行微调即可胜任本文的计算，只要在计算半网格点(i+1)的数值通量时，如图 7 所示，只用到当地的特征参数即可^[26]。虽然格式形式的变化很小，但对计算程序带来了很大变化，主要是由于新的通量计算方法需要繁琐的矩阵运算，因此新格式的计算量显著提高。应用新格式得到的计算结果将在下一部分给出。

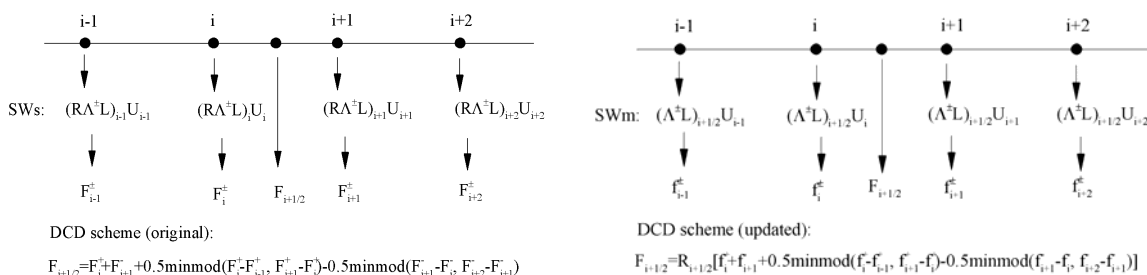


图 7 DCD 格式的改进与特征参数模版
 Fig.7 The update of DCD scheme and the stencil of eigenvector

2.2 强激波与试验气流参数的数值辅助分析

上文提到，激波-膨胀管中的主入射激波和第二入射激波皆为强强度，关于其波后参数的计算不能应用理想气体的激波关系式。例如，图 8(左)给出了对应 Run 22#的主入射激波结构，其速度阵面有一个尖锐的脉冲，而非理想条件的方波结构(如图中红色虚线所示)。图 8(右)是第二入射激波到达试验段前的瞬时波结构，激波温度阵面的脉冲更尖锐。上述尖锐的脉冲结构反应了热、化学真实气体效应强激波结构的影响，即化学焓、分子转动与振动等更多自由度的激发分储了波后气体的能量，使得波后温度迅速回落。对应图 8 的主要流场参数列在表 2 中，显然，与理想气体相比，热、化学真实气体效应引起了波后压提高了约 5%，但是对波后温度影响显著得多，主入射激波、第二入射激波后温度分别降低了约 50%和 80%，对密度影响同样显著，第二入射激波前后密度比高达 14.8，远远超过理想气体条件下的情况，我们知道理想条件下双原子气体的激波压缩达到的极限密度比为 $(\gamma+1)/(\gamma-1)=6$ 。

数值分析同样可以给出波后气体的化学成分，计算表明，试验气流的静温较高，空气中的氧分子基本离解，而主要成分氮分子仍然保持，如图 9 所示，这保证了试验气流的基本成分与真实飞行条件偏差不大。同时也说明 JF-16 仍有性能提升的空间。例如，可以在现有结构基础上，在 JF-16 膨胀加速段末端续接一个扩张喷管，通过定常膨胀过程进一步降低试验气流静温或者静焓，提高试验气流的马赫数。

表 1 给出的试验状态参数与本文计算的数值结果比较在图 10 中给出。本文为一维计算，没有考虑边界层效应，根据 Mirels^[34]理论，激波管内边界层效应可以引起每米 3%的衰减。考虑边界层效应得到的第二入射激波速度与试验测量结果符合较好。

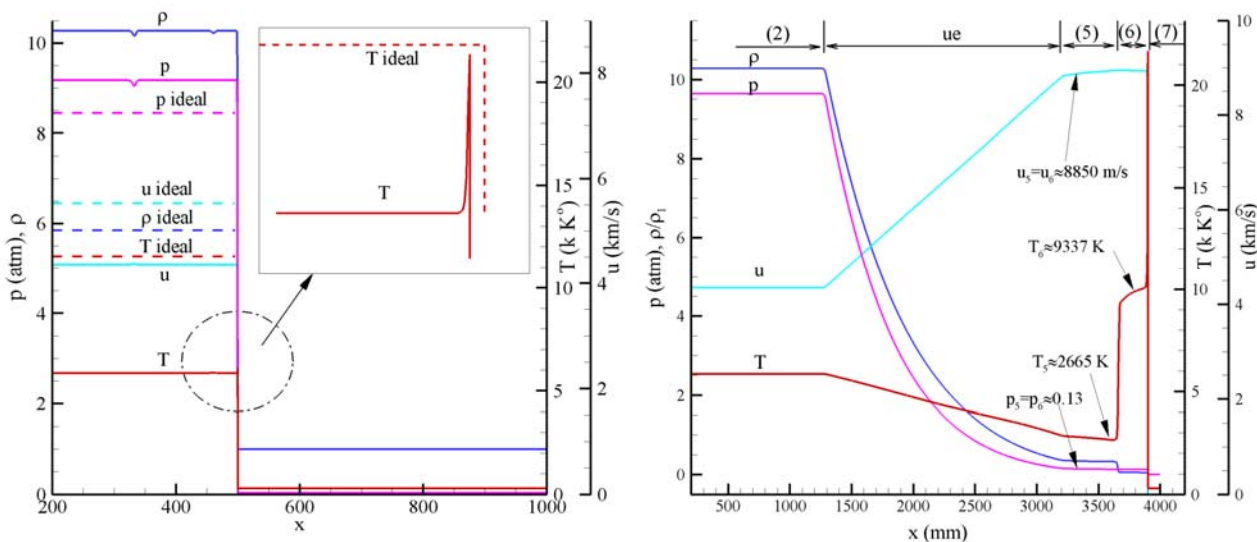


图 8 主激波结构 (左) 以及 JF-16 的瞬时波结构 (右)
 Fig.8 The primary shock front(left) and the main transient wave structure of JF-16

表 2 激波管和膨胀管的主要流场参数(run 22#)

Table 2. Key flow parameters in the shock tube and acceleration tube(run 22#)

| Flow parameters | Real-gas | Ideal |
|-----------------|----------|-------|
| p_2/p_1 | 238.79 | 225 |
| T_2/T_1 | 19.55 | 38.5 |
| ρ_2/ρ_1 | 10.1 | 5.85 |
| p_6/p_7 | 965.1 | 895 |
| T_6/T_7 | 31.1 | 150.1 |
| ρ_6/ρ_7 | 14.8 | 5.96 |
| p_5 | 0.13 atm | |
| T_5 | 2665 K | |
| V_5 | 8850 m/s | |

Note: the ideal parameters are based on the Mach number of psw and ssw, i.e., $M_{psw}=13.9$ and $M_{ssw}=27.7$, and $\gamma=1.4$.

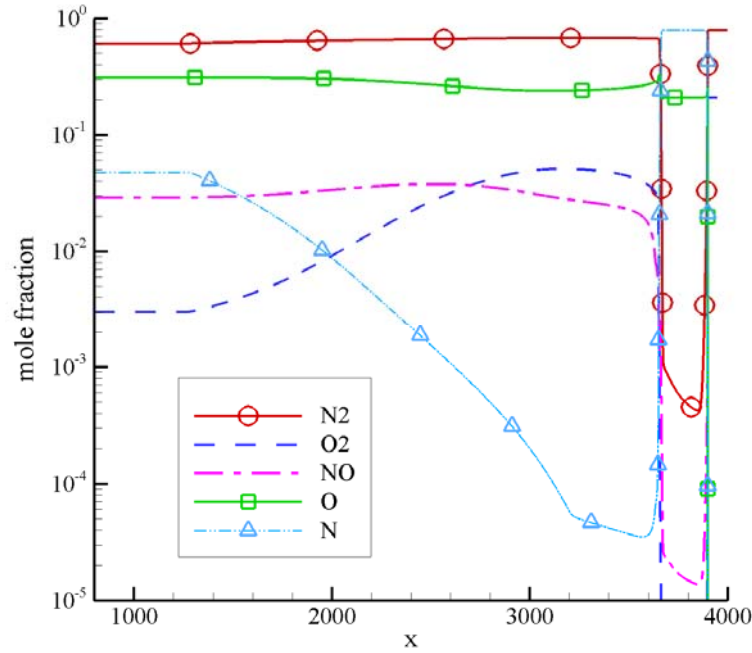


图 9 对应图 8 的波后气流组分分布

Fig.9 The profiles of species corresponding to the wave structure shown in Fig.8

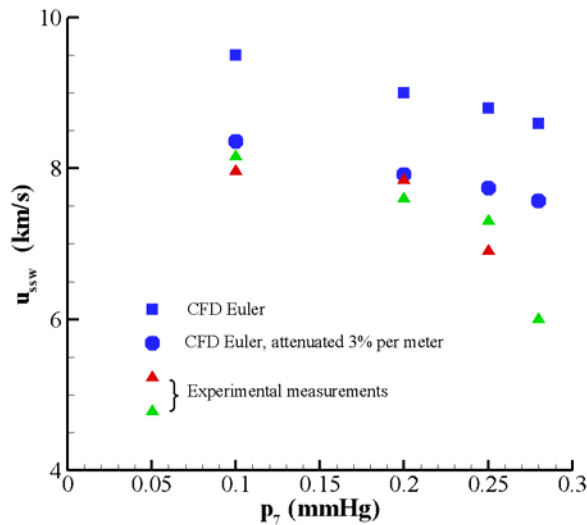


图 10 入射激波速度数值和试验结果比较

Fig.10 The comparison of numerical and experimental shock speed

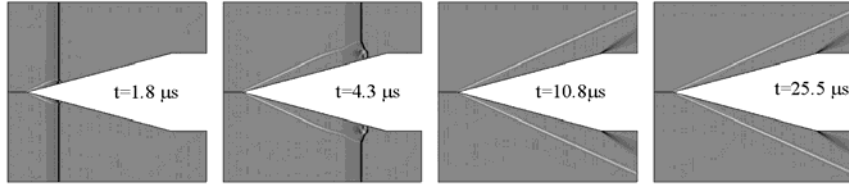
3 超高速模型试验数值辅助分析

针对图 8-9 和表 1 给出的 JF-16 的运行条件，文献^[23]进行了典型模型的超高速试验，得到了相关领域内极为少见试验结果，图 11 给出了一系列模型试验图片中的一种，即尖锥试验。试验中高速相机的曝光频率为 40 kHz，与之对应的数值分析结果见图 12。如图 8 所示，加速气流和试验气流，即 5 区和 6 区的气流参数存在明显的差别，理论上讲，试验中应该得到对应加速气流和试验气流的不同照片，如图 12(a)和(b)数值纹影所示，加速气流的声速高得多，因此马赫数较低，得到的锥激波倾角比试验气流要大得多。上述明显的差别在试验中应该很容易捕捉到，但是事实却相反，见图 11。由于超高速试验得到的信息非常少，无法给出合理的阐释，数值模拟可以胜任此工作。

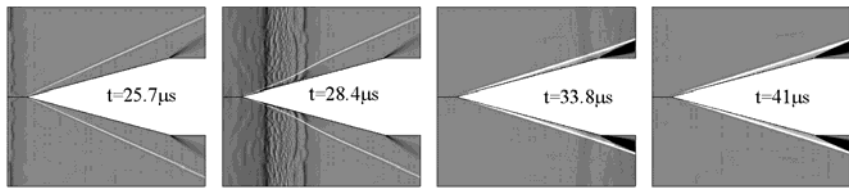


图 11 JF-16 模型试验照片($u_\infty=8.1$ km/s) [23]

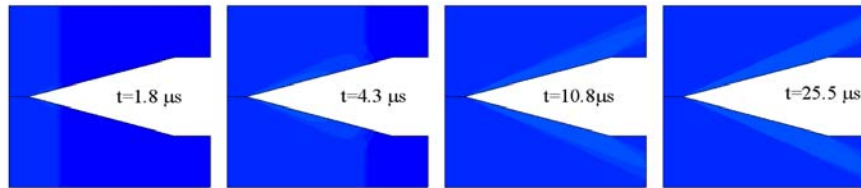
Fig.11 JF-16 model test images ($u_\infty=8.1$ km/s) [23]



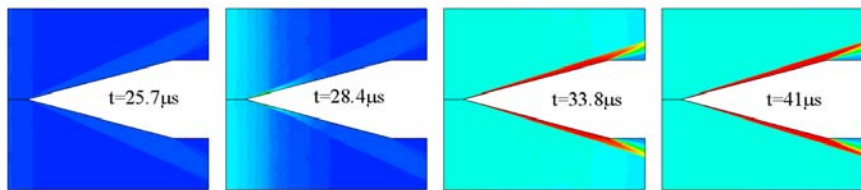
(a) 加速气流模型流场的数值纹影图



(b) 试验气流模型流场的数值纹影图



(c) 加速气流模型流场的数值密度云图



(d) 试验气流模型流场的数值纹影图

图 12 JF-16 模型流场数值计算

Fig.12 JF-16 model flowfield simulation

由于超高速模型试验的气流温度很高，因此试验图片的亮度反应了流场自发光现象，而自发光与气流中法光离子的数密度成正比。图 12(c)和(d)分别给出尖锥模型在加速气流区和试验气流区的密度云图，可以看出在加速气流中，由于非常稀薄(非常低的初始压力)，气流自发光不足以被高速相机捕捉，见图(c)。而试验气流流场显示结果却相反，其斜激波后的密度足够高，如图(d)所示，因此粒子自发光被试验照片清楚捕捉到。文献^[23]还对其他模型开展了超高速流场显示试验，如双锥和楔体模型，试验图片中也只捕捉到了试验气流对应的流场结构。本文表明了数值模拟在超高速试验中的一个重要作用，即辅助分析风洞试验无法自我解释的现象，并可提供更多的流场信息。关于双锥模型的数值模拟结果分析说明，试验照片中的自发光与氮原子/离子的分布规律相吻合，进一步的验证尚在开展中。

4 结论

本文简单回顾了高温气体动力学国家重点实验室（LHD）在超高速流动这一超高焓试验领域的研究进展，包括爆轰驱动激波-膨胀管的建立和运行条件、试验流场的诊断与测量以及模型试验。本文主要阐述了超高速试验流场的数值辅助诊断技术，特别是在超轨道速度条件（8.1 km/s）下两个问题，其中一个激波-膨胀管强激波对数值模拟技术的挑战，另外一个问题是超高速流场中的热、化学等高温真实气体效应。

致谢

本文的工作得到了国家自然科学基金（11142006、90916028）的支持。并特别感谢 LHD 实验室高云亮博士和武博博士提供的超高速流动试验数据与试验图片，这些试验结果使非常难得的。

参考文献

- Schmisser J, Knight D, Longo J, Hollis BR, Borrelli S, Schneider SP, and et al. Assessment of aerothermodynamic flight prediction tools through ground and flight experimentation. RTO Technical Report, RTO-TR-AVT-136, 2011.
- Hornung HG. Ground testing for hypersonic flow, capabilities and limitations. RTO Technical Report. RTO-EN-AVT-186-1, 2010.
- Trimpi, RL. A preliminary theoretical study of the expansion tube, a new device for producing high-enthalpy short-duration hypersonic gas flows. Tech Rep R-133, NASA, 1962.
- Holden MS, Wadhams TP, Candler GV. Experimental studies in the LENS shock tunnel and expansion tunnel to examine real-gas effects in hypervelocity flows. AIAA 2004-0916, 2004.
- MacLean M, Wadhams TP, Holden MS. Integration of CFD and experiments in the CUBRC LENS shock tunnel facilities to understand the physics of hypersonic and hypervelocity flows. 4th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, von Karman Institute, Belgium, Sep. 14-16, 2009.
- Holden MS. Development of experimental facilities coupled with CFD to research key aerothermal phenomena in hypervelocity flight. AIAA Aero Space Planes Meeting, Apr. 12, 2011.
- Resler, E. L., Blossom, D. E. Very high Mach number flows by unsteady flow principles. Cornell University Graduate School of Aeronautical Engineering, limited circulation monograph, January 1952.
- Miller, C. G. Operational experience in the Langley expansion tube with various test gases. NASA TM 78637, 1977.
- Stalker, R. J., Paull, A., Stringer, I. Experiments on an expansion tube with a freepiston driver – Phase 1. Department of Mechanical Engineering Report, The University of Queensland, 1987.
- Paull, A., Stalker, R. J. Experiments on an expansion tube with a freepiston driver – Phase 2. Department of Mechanical Engineering Report, The University of Queensland, 1989.
- Neely, A. J. Morgan, R. G. The Superorbital Expansion Tube concept, experiment and analysis. Aeronautical Journal. 1994, Vol.98, No.973, 97-105.
- Akihiro Sasoh; Yasuyuki Ohnishi; Djameel Ramjaun; et al. Effective Test Time Evaluation in High-Enthalpy Expansion Tube. AIAA Journal 2001 vol.39 no.11, 2141-2147.
- Foelsche RO, Rogers RC, Tsai CY, Bakos RJ, Shih AT. Hypervelocity capability of the HYOLSE shock-expansion tunnel for scramjet testing. ISSW 23, paper-1047, 2001.
- Hornung H G. Performance Data of the New Free-Piston Shock Tunnel at GALCIT. AIAA Paper 92-3943, July 1992.
- 俞鸿儒, “激波风洞及其在传热实验中的应用”, 中科院力学所研究生毕业论文, 1963年2月. (Shock tube and its applications in experiments of heat transfer, PhD Thesis, Institute of Mechanics, Beijing, China, 1962.)
- Yu H.R, Esser B., Lenartz M., Groenig H., Gaseous detonation driver for a shock tunnel. Shock Waves, 2:245-254, (1992).
- Yu H-R. Oxyhydrogen Combustion and Detonation Driven Shock Tube. Acta Mechanica Sinica, 1999, 15(2): 97~107.
- 俞鸿儒, 李斌, 陈宏. 激波管氢氧爆轰驱动技术的发展进程. 力学进展, 2005, 35(3): 315~322. (Yu HR, Li B, Chen H. The development of gaseous detonation driving technologies for a shock tube. Advances in Mechanics, 2005, 35(3): 315~322.)
- 李进平. 爆轰驱动高焓激波风洞关键问题研究. 博士学位论文, 中国科学院力学研究所, 2007. (Investigation into essential problems of detonation-driven high enthalpy shock tunnels, PhD Thesis, Institute of Mechanics, Beijing, China, 2007.)
- 高云亮. 《超高速流动实验模拟方法及基础气动问题研究》, 博士论文, 中国科学院力学研究所, 2008. (Y.L. Gao, Study on hypervelocity flow generation techniques and essential hypersonic phenomena, PhD Thesis, Institute of Mechanics, Beijing, China, 2008.)
- Jiang Z.L., Gao Y.L. and Zhao W., Performance study on detonation-driven expansion tube, in Proc. 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, (Bremen, Germany, 2009).

- 22 Jiang Z.L. Developing the detonation-driven expansion tube for orbital speed experiments. The sixth Across-strait Workshop on Shock/Vortex Interaction, Guiyang, Jul. 5-10, 2012.
- 23 武博. 《强激波现象与超高速流动实验技术研究》, 博士论文, 中国科学院力学研究所, 2012. (B. Wu, Study on the interaction of strong shock wave and the hypervelocity experimental method, PhD Thesis, Institute of Mechanics, Beijing, China, (2012)
- 24 Hu Z.M., Wu B., Jiang Z.L., Analysis of the test condition of a shock-expansion tube; JF-16, The 1st International Symposium on High-temperature Gas Dynamics, Beijing, China, Oct. 10~13, 2012.
- 25 Hu Z.M., Wang C., Jiang Z.L., Khoo B.C., Thermo-chemical nonequilibrium phenomena of the strong shock wave to generate hypersonic test flow. The 5th International Symposium on Physics of Fluids, Changbaishan, China, June 15~17, 2013.
- 26 Hu Z.M., Wang C., Jiang Z.L., Khoo B.C., On the numerical technique for the simulation of hypervelocity test flows, Computers & Fluids, Submitted, (2013).
- 27 Jiang Z L, Zhao W, Wang C. Forward-running Detonation Drivers for High-Enthalpy Shock Tunnels. AIAA Journal, 2002, 40(10): 2009~2016.
- 28 Lin x, Yu XL, Li F, Zhang SH, Xin JG, Zhang XY. CO concentration and temperature measurements in a shock tube for Martian mixtures by coupling OES and TDLAS, APPLIED PHYSICS B-LASERS AND OPTICS,2013,110(3):401-409.
- 29 Jiang, Z.L., Takayama, K., Chen, Y.S. Dispersion conditions for non-oscillatory shock-capturing schemes and its applications. Comput. Fluid Dyn. J. 2 (1995)137~150.
- 30 Jiang, Z.L. On the dispersion-controlled principles for non-oscillatory shock-capturing schemes. Acta Mech. Sin. 20(1) (2004) 1~15.
- 31 Hu Z.M. and Jiang Z.L. Wave Dynamic process in cellular detonation reflection from wedges. Acta Mech. Sin. 23(1) (2007) 33-41.
- 32 Teng H.H., Jiang Z.L. and Hu Z.M. Detonation initiation developing from the Richtmyer-Meshkov instability. Acta Mech. Sin. 23(4) (2007) 343-349.
- 33 Deng B., Hu Z.M., Teng H.H. and Jiang Z.L. Numerical study on cellular structure evolution of detonation in section-changing chambers. Science in China Series G 50(6) (2007) 797-808.
- 34 Mirels, H. Mach reflection flow fields associated with strong waves. AIAA Journal, VOL.23(4)(1962) 522-529.

Progress in the Hypervelocity Flow Tests

Hu Zongmin, Jiang Zonglin

(*The State Key Laboratory of High-temperature gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, 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, a shock-expansion tube is one of the few qualified test facilities on the ground. A detonation-driven shock-expansion tube (JF-16) has been built at the State Key Laboratory of High Gas Dynamics in order to generate relatively steady and clean test gas at high enthalpies. Test flow at velocities above 8 km/s has been successfully generated via JF-16 which is then followed by a series of typical model tests in recent years. 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. The progress in the CFD-aided flow diagnostics of the JF-16 shock-expansion tube is reviewed in the present paper.

Key words: hypervelocity, shock-expansion tube, diagnostics, numerical techniques

1) The project was supported by the NSFC (11142006 and 90916028)

2) E-mail: huzm@imech.ac.cn