

JF16 膨胀管运行条件分析的数值问题

胡宗民, 李进平, 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(筹), 北京海淀区 100190

摘要 反射型激波风洞在高焓条件下运行通常需面对严重的挑战, 例如试验气流的污染、驻室材料的毁损等问题, 而且, 试验气流的热、化学非平衡的激发与冻结等现象也给试验条件带来不确定性。膨胀管技术可以在一定程度上缓解上述问题, 提供相对稳定和洁净的高焓试验气流。但是, 膨胀管的试验时间非常短, 因此, 试验测量以及运行条件诊断的技术难度非常大。利用数值分析, 结合部分易测试数据, 对膨胀管运行条件进行分析和预测是一套可行的方法。本文将着重阐述相关初步工作中遇到的数值问题及解决策略。

关键词 高焓, 膨胀管, 爆轰驱动, 接触间断, 数值振荡

引言

对于超高速流动现象的研究, 高保真数值算法、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。尽管如此, 由于地面试验设施缺乏完整复现真实飞行条件的能力, 对高超声速飞行关键流动现象以及复杂作用过程的准确模拟仍然很难实现[1]。地面试验设施通常以牺牲其他参数为代价来模拟高超声速流动的某些参数, 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) 试验时间受到尺寸、驱动气体污染和高温污染的限制; (4) 驱动段压力和驻室压力受到材料强度的限制。尽管如此, 关于超高速流动的地面试验目前仍然主要依赖脉冲式的激波风洞。

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膨胀加速段, 通过主激波 (psw, 如图 1 所示) 波后气体的非定常膨胀, 得到高焓 (>5 MJ/kg) 和洁净的试验气流。在膨胀加速段, 气流能量可以通过上述非定常膨胀过程直接添加给动能, 避免了反射型激波风洞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[3-5]。

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[3-5], NASA 的 HYPULSE 也可以在膨胀管模式运行[6], 中国高温气体动力学国家重点实验室的爆轰驱动激波-膨胀管 JF16[7, 8], 后者已实现 8km/s 以上的超高速高焓试验气流。

如图 1 所示, 激波-膨胀管的有效试验气流为 5 区, 试验时间很多, 主要受到两个因素的制约: 膜片 II 处中心稀疏波波尾到达试验段; 该中心稀疏波波头在主接触间断面 (pcs) 上反射后到达试验段。如果是正向爆轰驱动运行方式, Taylor 稀疏波也会有影响。HYPULSE 在激波-膨胀管运行模式下, 其加速段长约 12.6 米, 有效试验时间低于 200 微秒。在如此短的时间内, 如何诊断试验气流的品质, 如何判断有效试验气流时空分布特征, 显然在技术上存在很大困难。

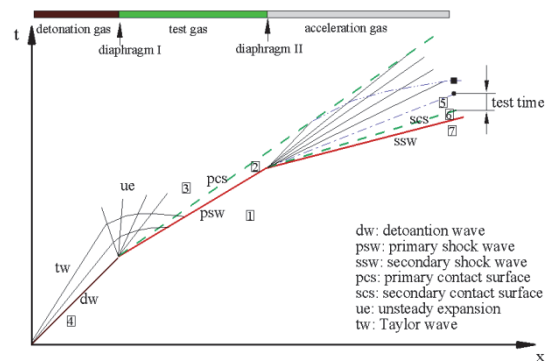


图 1 爆轰驱动膨胀管 t-x 示意图

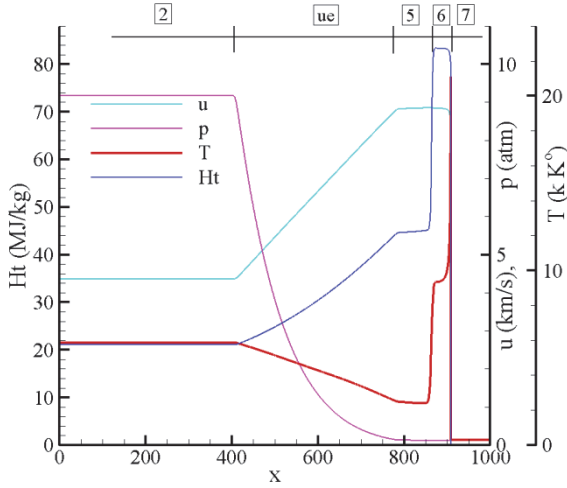


图2 激波-膨胀管典型运行工况 (45 MJ/kg) 波结构图

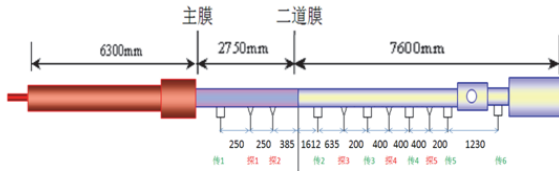


图3 正向爆轰驱动激波-膨胀管 JF16 结构简图

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，对相关试验研究有很大帮助。但是，数值模拟方法存在以下困难：激波波后与加速段存在巨大压差，如图 2 所示， $p_2/p_7 = 7.4 \times 10^4$ ，这给膜片 II 破膜瞬间的计算稳定性带来挑战；次激波波后气流（6 区），虽然是不可用气流，但是其温度非常高，激波峰值高达 2 万度以上，总焓超过 80 MJ/kg（对应 5 区试验气流总焓约 45 MJ/kg），因而此区热化学非平衡效应显著。本文着重讨论相关初步研究遇到的问题及其解决办法。

1 数值方法与模型

如图 3 所示，JF16 爆轰驱动激波-膨胀管的驱动段为正向爆轰驱动模式，并附加扩容强以在一定程度上减轻 Taylor 稀疏波影响。同时，主膜（膜片 I）上游为园管，而下游试验段则采用截面 60 mm × 60 mm 的方管。这些结构的引入使得管内波过程非常复杂。本文对驱动段暂不模拟，激波管段也稍作简化，只考虑主激波，主激波后的接触间断面以及主膜处的中心

稀疏波和爆轰波结构也暂不考虑。即计算区域简化为图 1 所示的 2 区及下游部分。而主激波的波速则通过安装在激波管段的电离探针来测得，此测量数据非常可靠。

关于数值方法与模型，本文将采用空气的化学非平衡模型和热力学平衡模型，空气化学非平衡模型包括以下五种组分：N₂, O₂, N, O, NO。而数值格式则采用频散可控耗散格式[9, 10]及其几个不同的具体形式：DCD-SWs 和 DCD-SWMO，并与 WENO 格式[11]计算结果进行比较。在所谓 DCD-SWs 格式中数值通量计算采用下式中形式（2），即程序不进行所有矩阵运算，而是直接应用化简形式，这样可以大大节省计算量，提高计算效率，但是稳定性略差。所谓 DCD-SWMO 格式，所有矩阵运算都在程序中实现，即形式（1），此时计算量大，但是稳定性好。到目前为止，公开发表的有关 DCD 格式的数值计算与应用研究中，都采用简化模式，即 DCD-SWs。

$$F_{1/2}^{\pm} = A^{\pm}U = (R \cdot \Lambda^{\pm} \cdot L) \cdot U \quad (1)$$

$$= \frac{\rho}{2\bar{\gamma}} \begin{bmatrix} C_1 [2(\bar{\gamma}-1)\lambda_1^{\pm} + \lambda_{ns+2}^{\pm} + \lambda_{ns+3}^{\pm}] \\ C_2 [2(\bar{\gamma}-1)\lambda_1^{\pm} + \lambda_{ns+2}^{\pm} + \lambda_{ns+3}^{\pm}] \\ \vdots \\ C_{ns} [2(\bar{\gamma}-1)\lambda_1^{\pm} + \lambda_{ns+2}^{\pm} + \lambda_{ns+3}^{\pm}] \\ u [2(\bar{\gamma}-1)\lambda_1^{\pm} + (u-a)\lambda_{ns+2}^{\pm} + (u+a)\lambda_{ns+3}^{\pm}] \\ v [2(\bar{\gamma}-1)\lambda_1^{\pm} + \lambda_{ns+2}^{\pm} + \lambda_{ns+3}^{\pm}] \\ 2[(\bar{\gamma}-1)H - a^2]\lambda_1^{\pm} + (H-au)\lambda_{ns+2}^{\pm} + (H+au)\lambda_{ns+3}^{\pm} \end{bmatrix} \quad (2)$$

2 非物理振荡问题与解决方案

本文主要针对总焓 45 MJ/kg 运行工况进行初步模拟分析，试验中在激波管段和加速段的充气压力分别为 30 mmHg 和 0.1 mmHg，电离探针测得的主激波波速为 4807 m/s，利用平衡流计算软件 gaseq 得到相应的主激波波后气流速度为 4361m/s，该软件也同时计算得到其他热力学参数和组分构成，主要热力学参数见图 2 的 2 区。

应用 DCD-SWs 格式对上述运行条件进行模拟，得到的瞬时波阵面结构如图 4 所示，分别出现了两个伪数值振荡问题，分别发生在稀疏波波头和接触间断面附近。由于在加速区的次激波（ssw，见图 1）并不强，上述振荡将引起 t-x 图失真以及接触面位置难以确定。下面将

从两个方面介绍上述非物理振荡的诱因和解决方案。

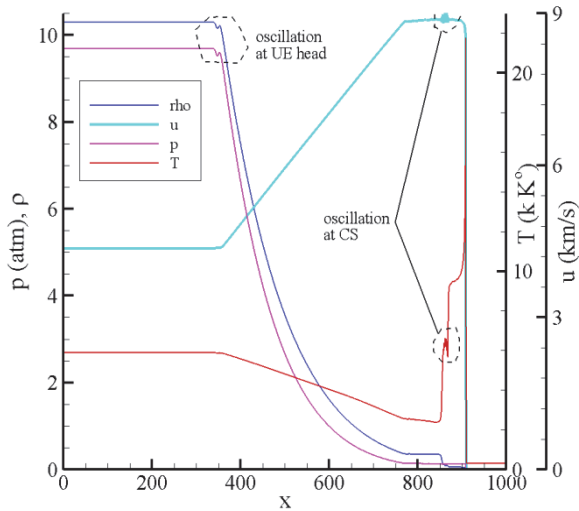


图 4 稀疏波头以及接触间断面附近的非物理振荡问题，计算格式 DCD-SWs(UE: unsteady expansion; CS: contact surface)

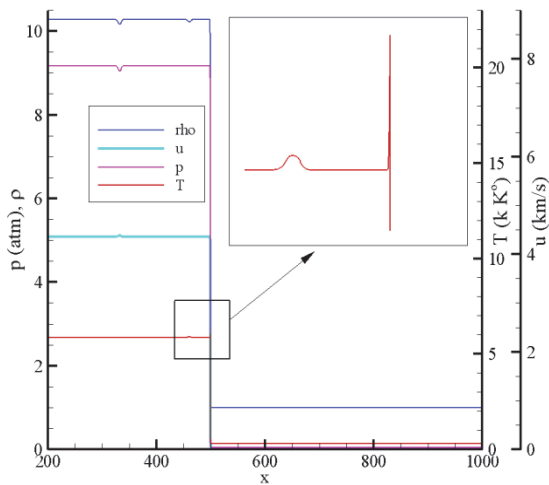


图 5 化学非平衡激波结构与初始条件匹配问题

2.1 激波结构与化学非平衡

根据膨胀管 45 MJ/kg 运行试验条件和相应的波前参数，应用 gaseq 软件得到波后均匀流场参数，把上述参数作为计算初始条件，得到激波管段波阵面结构如图 5。在各主要流场参数的曲线图上，总存在“凹坑”结构，这些结构在 t-x 波图表现为伪波，使之失真。这是化学非平衡激波计算中通常出现的问题，即初值不匹配。

通常，处理此问题的方法是在上述试算得到稳定后，即利用所用程序的自我调整能力，

得到匹配的激波参数，然后再将此参数作为初值来进行真正的计算。然而，这种尝试仍然得到图 5 中所示的数值“凹坑”结构。通过仔细分析，发现上述处理方法忽视了一个重要的物理现象，即化学非平衡的激波结构与理想气体激波的阵面结构存在本质的区别。后者的各流场参数的阵面结构为平头，而前者阵面结构则明显不同，如图 5 中矩形小图所示，温度阵面结构出现一个脉冲，其他参数如压力、密度和流速则无本质差异，这显然是化学反应非平衡效应的影响。当然，在各组分分布曲线中也能清晰发现此非平衡弛豫现象，为节省篇幅，各组分空间分布曲线没有给出。

因此，正确处理上述“凹坑”问题的方法是在试算得到的激波阵面附近，截取阵面及其上游一段流场参数作为计算初值，当然也包括各反应组分的空间分布，这样就得到了匹配的初值，即考虑了化学非平衡效应的激波阵面结构，这样图 4 中出现的第二种非物理振荡问题就可以解决。计算结果见图 6，当然，接触间断面附近的非物理振荡仍存在，它的诱因显然与上述问题不同，这将在下节中叙述并提出相应解决方案。

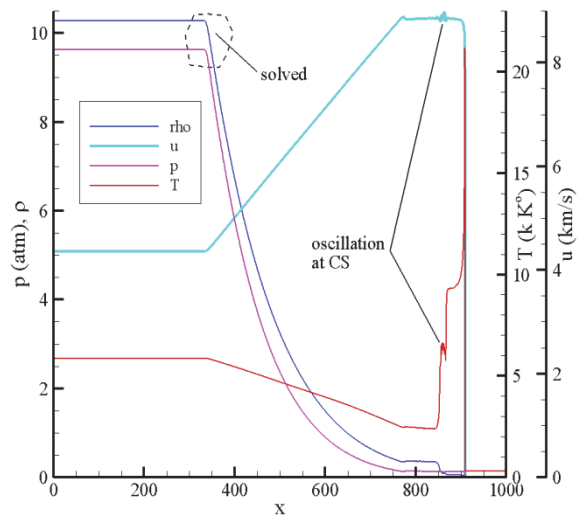


图 6 化学非平衡激波结构匹配初值条件下的膨胀管波结构（激波-膨胀管运行条件同上）

2.2 界面振荡与通量分裂算法

需要首先说明的是，本节针对第二类非物理振荡的解决方案是通过无数次数值试验总结得到的。DCD 格式的通量计算方法应用

DCD-SWMO，计算量明显增大。相应的膨胀管段波阵面结构和 $t-x$ 波图见图 7，与图 4 和图 6 对比可以看出，非物理振荡现象没有了，与 WENO 格式计算结果对比，DCD-SWMO 得到的各种波结构间过渡更加光滑，没有出现后者的过冲问题。

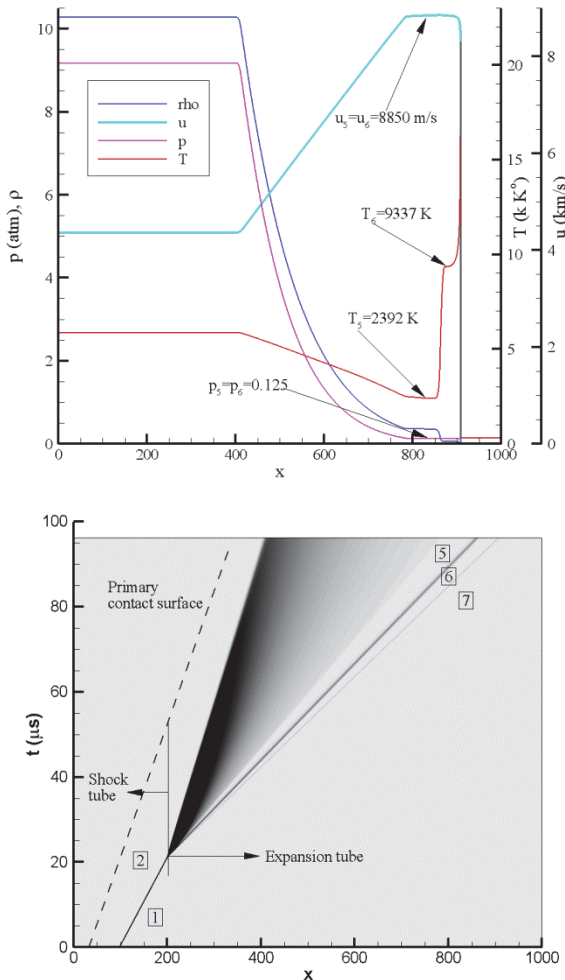


图 7 应用 DCD-SWMO 得到的膨胀管内瞬态波阵面结构 (上) 和 $t-x$ 波图 (下)

通过图 7 可以得到，膨胀管试验气流的速度约为 8.85 km/s ，压力为 0.125 atm ，温度 2392 K 。气流速度比试验测量值 (7961 m/s) 高 11% ，这主要是因为本文的一维简化计算没有考虑激波衰减。如果稀疏波头从主接触面反射到达试验窗迟于稀疏波尾，那么试验时间主要由后者决定，因此试验时间可以按比例放大。本文计算的膨胀管长度为 0.8 米 ，JF16 膨胀管长度约 4 米 ，根据图 7 可以推算 JF16 的有效试验时间理想情况下约为 58 微秒 。膨胀管 6 区的温度峰值

在次激波后瞬间高达 21000 K ，然后迅速降到 9337 K ，这反映了化学非平衡向平衡态转变的过程，在此高温条件下，将引起热辐射、热非平衡等问题，但是热非平衡弛豫时间较化学非平衡弛豫时间短，考虑热非平衡将会使次激波后温度脉冲更高，但是脉冲宽度要小，平衡区的温度与本文应用了热平衡模型计算值应该差别不大。

以上分析可以看出，试验气流的热力学参数已经趋于平衡，从各组分的空间分布情况看，见图 8，在 5 区的主要组分如 N_2 和 O 也趋于平衡，而其他组分略有变化。

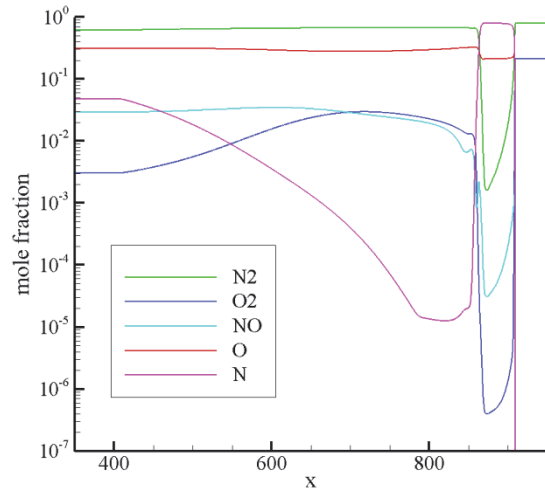


图 8 各组分的空间分布与化学非平衡过程

3 结论

本文通过数值试验发现了两种非物理振荡问题，通过改进计算方法与格式，解决了上述问题，得到了激波-膨胀管的波阵面结构，这有助于超高速试验运行条件的诊断分析。数值计算与地面试验联合研究方法对超高速流动研究非常重要，相关研究仍在进行中。

致谢： 本研究得到了国家自然科学基金 (11142006) 和高温气体动力学国家重点实验室 (LHD) 青年创新基金的支持。感谢实验室汪球博士与武博博士提供了重要的试验参数。

参考文献

1. 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.
2. Hornung HG. Ground testing for hypersonic flow, capabilities and limitations. RTO Technical Report. RTO-EN-AVT-186-1, 2010.
 3. 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.
 4. 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.
 5. 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.
 6. Foelsche RO, Rogers RC, Tsai CY, Bakos RJ, Shih AT. Hypervelocity capability of the HYOULSE shock-expansion tunnel for scramjet testing. ISSW 23, paper-1047, 2001.
 7. 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.
 8. Jiang ZL. Developing the detonation-driven expansion tube for orbital speed experiments. The sixth Across-strait Workshop on Shock/Vortex Interaction, Guiyang, Jul. 5-10, 2012.
 9. Jiang, Z. L. On the dispersion-controlled principles for non-oscillatory shock-capturing schemes. Acta Mechanica Sinica 20 (1), 1-15, 2004.
 10. Hu ZM, Myong RS, Cho TH. A robust scheme for the multi-component reactive flows in the presence of shock waves. The Korean Society of Computational Fluid Engineering, 12(1):60-67, 2007.
 11. Jiang GS, Shu CW. Efficient implementation of weighted ENO schemes. Journal of Computational Physics, 126:202-228, 1996.

SOME NUMERICAL ISSUES IN PREDICTION OF THE TEST FLOW CONDITON OF SHOCK-EXPANSUIN TUBE: JF16

HU Zongmin, LI Jinping, JIANG Zonglin

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract Reflected shock tunnel is the dominant ground test facility to provide hypersonic test flows while severe challenges rise for hypervelocity experiments. The contamination of the test gas and material erosion of the nozzle reservoir are the main issues among others. In addition, the excitation and freezing of thermally and chemically non-equilibrium may lead to uncertainties to the test flow condition. Shock-expansion tube has the potential to mitigate the aforementioned concerns to a certain extent and generate relatively steady and clean test gas of high enthalpy. However, the test time of a shock-expansion tube is very short as compared to a reflected shock tunnel of same scale which results in difficulties in the measurements and diagnostics. It is a wise and applicable means to use CFD techniques, coupled with available test data, to determine the characteristic of the test flow in a shock-expansion tube. In this paper, some numerical issues occurring in our preliminary investigation are discussed with detailed examples along with the corresponding computational solutions.

Key words high enthalpy flow, expansion tube, detonation driven, contact surface, non-physical oscillation