

高焓激波风洞喷管流场数值研究

汪球, 赵伟, 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 本文利用数值求解多块结构网格条件下的轴对称热化学非平衡 Navier-Stokes 方程的方法, 针对 JF-10 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞上调试的典型实验状态, 数值模拟了高焓风洞锥形喷管的流场状态, 给出了相应实验状态下, 喷管出口及轴线方向各参数的分布, 同时探索了焓值对喷管流场状态参数的影响。结果表明, 喷管出口截面均匀区域达到出口截面直径的 75%, 能够提供足够的模型试验区域; 出口气流已处于冻结流状态, 气体成分和空气有一定差别, 实验中这一点须予以考虑。

关键词 氢氧爆轰驱动, 热化学非平衡, 焓值, 冻结流

引言

JF10 爆轰驱动激波风洞作为国内唯一一座高焓激波风洞, 具有模拟真实气体效应的能力, 能完成对高空高超声速飞行时气流中一些复杂的物理化学现象的研究, 是重要的地面实验设备^[1]。

在进行风洞实验研究时, 我们需要知道详细的风洞自由流参数。JF-10 高焓激波风洞由于存在着很大程度的热化学非平衡, 常规的依靠皮托管测压方式很难准确确定风洞所有参数, 尤其是像 O、N 等这些组分的含量。同时, 高焓风洞中的高温非平衡效应对皮托压力的准确测量还会有很大的影响, 依靠单纯的实验技术很难完全确定高焓风洞的自由流参数^[2]。

本文建立了考虑双温度模型的数值求解多块网格结构下的热化学非平衡流 CFD 计算程序, 针对在 JF-10 上调试成熟的实验状态, 数值模拟了风洞喷管的流场状态, 并研究了焓值对喷管参数的影响。

1 控制方程和热化学模型

1.1 控制方程

采用 NND 有限差分方法数值求解多块结构网格条件下的 5 组分(N₂, O₂, NO, N, O)轴对称 Navier-Stokes 方程。控制方程如下:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial r} + G = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial r} + G_v + W$$

其中:

$$U = (\rho_1, \dots, \rho_{ns}, \rho u, \rho v, E, \rho e_v)^T$$

$$E = (\rho_1 u, \dots, \rho_{ns} u, \rho u^2 + p, \rho uv, u(E + p), \rho u e_v)^T$$

$$F = (\rho_1 v, \dots, \rho_{ns} v, \rho uv, \rho v^2 + p, v(E + p), \rho v e_v)^T$$

$$G = \frac{1}{r} (\rho_1 v, \dots, \rho_{ns} v, \rho uv, \rho v^2, v(E + p), \rho v e_v)^T$$

$$W = (\dot{\omega}_1, \dots, \dot{\omega}_{ns}, 0, 0, 0, S_v)$$

E_v, F_v, G_v 为粘性项

式中,

$$E = \rho \left(e + \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right)$$

$$e = \sum_{i=1}^{ns} C_i (e_{ii} + e_{ri} + e_{eli} + \Delta h_i^0) + \sum_{i=mol} C_i e_{vi}$$

e_{ii} 、 e_{ri} 、 e_{eli} 、 e_{vi} 分布是组元的平动能、转动能、束缚电子激发能和振动能^[3], ρ_i, e_v 分别为组员密度和振动能量, W 是热化学非平衡源项, Δh_i^0 为组分生成焓, C_i 为组分质量分数。

1.2 热化学模型

本文采用的化学反应模型是 5 组分 17 化学反应的 Dunn-Kang 空气化学反应模型, 5 组分分别为 N₂、O₂、NO、N、O, 组分的化学生成源项和反应速率常数见文献[3]。

热力学模型采用考虑平动温度 T 和振动温度 T_v 的双温度模型。振动非平衡源项包括平动能和振动能的交换项 Q_{T-v} 、振动能和离解能之间的交换项 Q_{v-D} ,

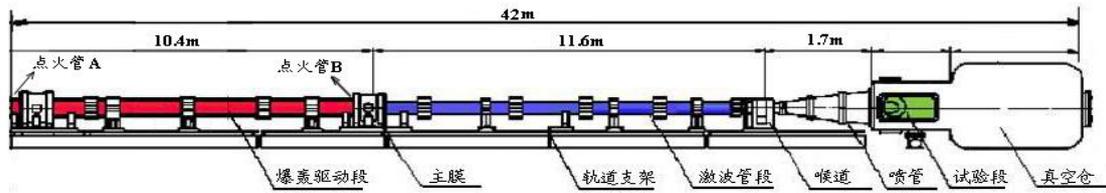


图1 JF-10 高焓激波风洞示意图

$$Q_{T-v} = \sum_i \frac{\rho_i R_i \theta_{vi} \left(\frac{1}{e^{\theta_{vi}/T_t} - 1} - \frac{1}{e^{\theta_{vi}/T_v} - 1} \right)}{\tau_{vi}}$$

$$Q_{V-D} = \sum_i w_i \frac{R_i \theta_{vi}}{e^{\theta_{vi}/T_v} - 1}$$

式中，不同组分振动能量交换的松弛时间 τ_{vi} 见文献[3]。 θ_{vi} 为组分振动特征温度， T_t 、 T_v 分别为平动温度和振动温度，

2 计算模型及相应试验条件

2.1 计算相应试验条件

计算对应条件是在 JF-10 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞上调试所得，如图 1 所示。实验采用延迟双点火的运行方式，即首先在上游的 A 点起爆，通过延迟器控制，当向下游传播的爆轰波接近主膜时，B 点引爆破膜，在激波管中形成强激波向下游传播，在风洞驻室产生高焓条件后通过喷管在试验段产生超高速试验气流。试验结果表明延迟点火方法大大提高了风洞气源的稳定性和重复性。

表 1 风洞运行参数

参数	单位	数值
驱动段氢氧比		4:1
驱动段初压 P_{d1}	MPa	2.5
被驱动段初压 P_1	KPa	10
驻室末端 M_s		11.76
驻室总压 P_0	MPa	19.8
驻室总温 T_0	K	8200
驻室总焓 H_0	MJ/kg	17.8

实验选用出口直径 $\Phi 500\text{mm}$ ，锥度为 $7^\circ 7'$ 的锥形喷管，喉道直径 $\Phi 11\text{mm}$ 。风洞运行参数如表 1 所示，通过在被驱动段分布的 5 个电离探针获得激波速度，确定风洞的驻室状态参

数。图 2 是在喉道前测得的典型风洞驻室总压曲线。

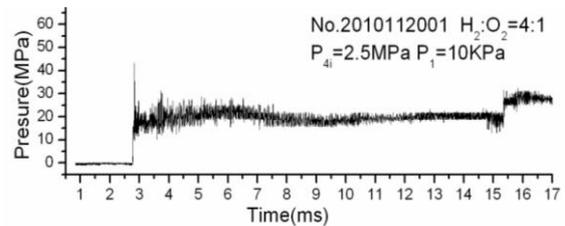


图 2 典型驻室压力曲线

2.2 计算网格及边界条件

由于喷管是轴对称外形，计算选取一半区域，计算网格节点数为 240×60 ，如图 3 所示，流向 240 个网格点，在壁面和轴线附近加密。



图 3 JF-10 喷管计算网格

在计算中壁面边界条件采用等温 ($T=300\text{K}$) 非催化壁面条件，入口条件给定驻室参数。

3 计算结果及分析

3.1 喷管流场状态参数

对于 JF-10 高焓激波风洞，驻室温度高达 8000K ，气体存在振动、激发、离解甚至电离，而如此高温度的气体，在通过喷管快速膨胀后，试验气流将处于一种非平衡状态，从而导致了试验气流与实际飞行状态气流状态参数存在差异。这种差异会给地面试验结果带来误差。

喷管流场状态参数对应实验状态为表 1 所示，焓值约为 17.2MJ/kg 。图 4 给出的是喷管流场中 Ma 分布云图，喷管出口已经形成了均

匀流场。图 5 给出的喷管出口轴线速度分布，可以看出，喷管出口轴线速度约为 5400m/s，出口截面上，轴向速度的均匀区域能达到出口截面直径的 80% 左右，这就能够提供足够的模型试验区域。

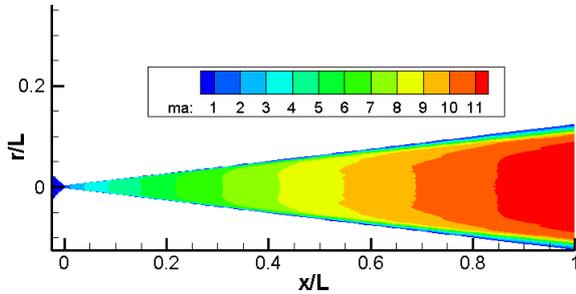


图 4 喷管流场 Ma 分布云图

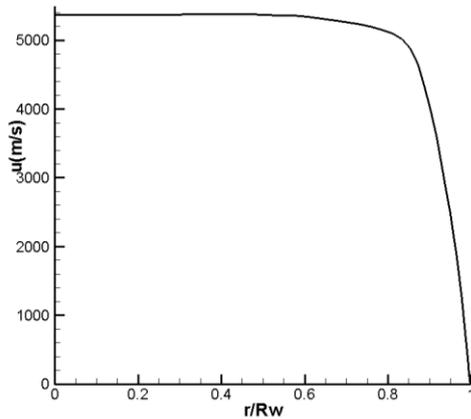


图 5 喷管出口速度分布

图 6、7、8 给出的是喷管轴线方向上速度、马赫数、组分质量分数还有振动温度和平动温度的分布。在喉道附近，振动温度和平动温度重合，说明流动处于近平衡状态，不同能量项之间的交换迅速完成而达到平衡；在喷管后部，气流迅速膨胀，在约 1/5 喷管长度后，振动温度基本不变，而平动温度随气流流动仍不断降低，同时组分浓度基本不变，说明此后在喷管中气流处于冻结状态，冻结时的振动温度约为 3500K；在流动过程中，速度在喷管喉道后迅速增加到 5000m/s，之后增长缓慢，而马赫数则是不断增长。

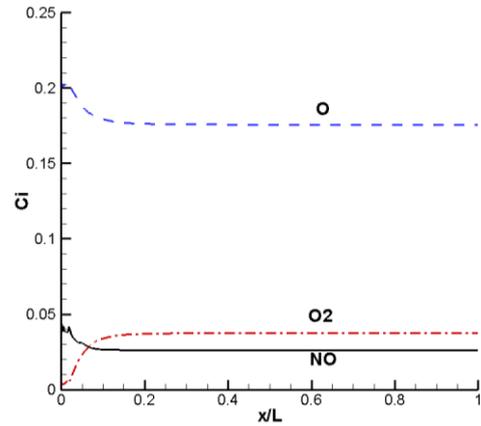


图 6 喷管轴线方向组分质量分数分布

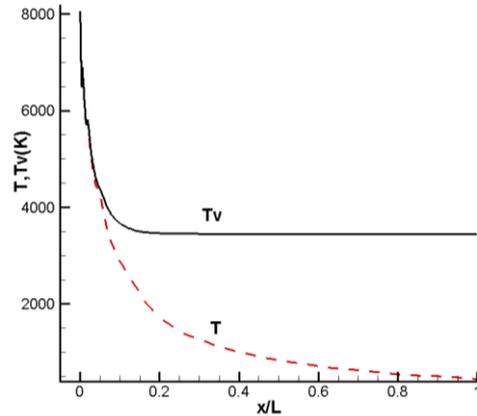


图 7 喷管轴线方向温度分布

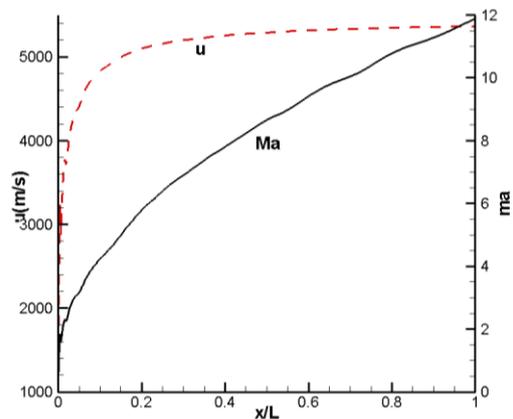


图 8 喷管轴线速度和马赫数分布

表 2 给出的喷管出口轴线处的参数，同时对出口 75% 直径的区域取平均。在喷管出口马赫数约为 12，气体组分中存在一定质量分数的 O 和 NO，和空气成分有一定差别，这一方面造成的误差实验中应予以考虑。

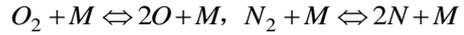
表 2 JF-10 喷管出口截面气流参数

	中心值	截面平均值	
静压 (Pa)	101	106	
平动温度 T (K)	441	462	
振动温度 T_v (K)	3450	3445	
密度 ρ (kg/m^3)	6.86×10^{-4}	7.22×10^{-4}	
速度 U (m/s)	5368	5352	
马赫数 Ma	11.9	11.7	
质量 分数	O_2	0.038	0.037
	N_2	0.760	0.759
	O	0.176	0.177
	NO	0.026	0.027

3.2 焓值对喷管流场参数影响

针对驻室总压相同($P_0=19.8\text{MPa}$), 焓值不同(焓值分别为 $12.6\text{MJ}/\text{kg}$ 、 $17.8\text{MJ}/\text{kg}$ 、 $20.5\text{MJ}/\text{kg}$)的条件对喷管流场分别做了计算。图 9、10 给出的是喷管轴线和出口方向上速度的分布, 图 11、12 给出的是喷管轴线方向上平动温度和振动温度的分布, 可以看出来, 随着焓值的升高, 无论是轴线方向还是出口截面, 速度、平动温度和振动温度都是随着焓值升高而升高的。

图 13、14 给出的是喷管轴线方向上 N_2 和 O_2 质量分数的分布情况, 可以发现 N_2 和 O_2 的质量分数随着焓值的增加呈现不同的变化趋势, 在喷管后部, N_2 随着焓值增加浓度不断增加, 而 O_2 质量分数则随着焓值增加而减小。主要原因在于, 在我们考虑的温度范围里, 对 N_2



对于离解反应(正反应), 反应速率由平动温度和振动温度共同控制, 采用 $T_k = \sqrt{T * T_v}$ 表征, 而复合反应(逆反应)则由平动温度 T 控制。在 $2000 \sim 5000\text{K}$ 范围里, 气体成分中发生的主要是 O_2 的离解反应, 而 N_2 的离解反应在 6000K 以上时才比较明显^[4]。在气流处于非平衡流状态这一阶段(近平衡和冻结流之间的阶段)随着焓值的增加, T_k 和 T 都增加, T_k 的增加使得 O_2 的离解反应加剧, 焓值越大离解反应越彻底, 而这种温度的 T_k 对于 N_2 的离解反应影响很小; T 的增加则使得 N_2 的复合反应(复合反应中的 N 来源于 NO 的分解, 因此组分中 NO 是随着焓值升高而减小的)有明显的促进作用。因此, 最终的效果是随着焓值的增加, N_2 的质量分数增加, O_2 的质量量分数减小。

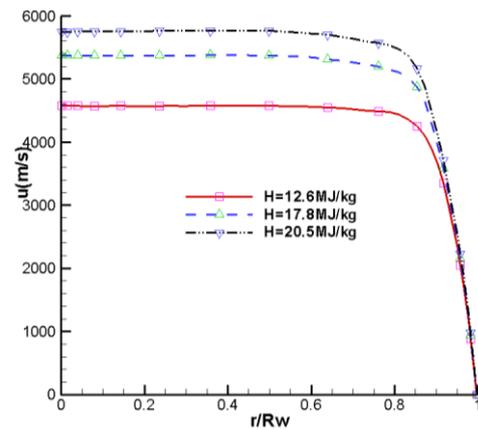


图 10 喷管出口截面速度分布

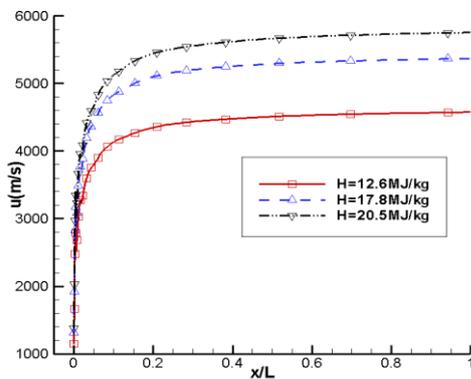


图 9 喷管轴线方向速度分布

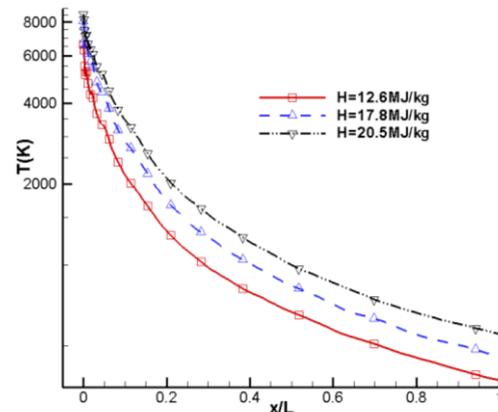


图 11 喷管轴线平动温度分布

和 O_2 的浓度起主要作用的反应式为:

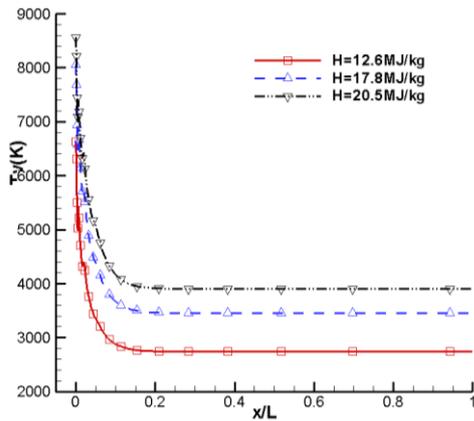
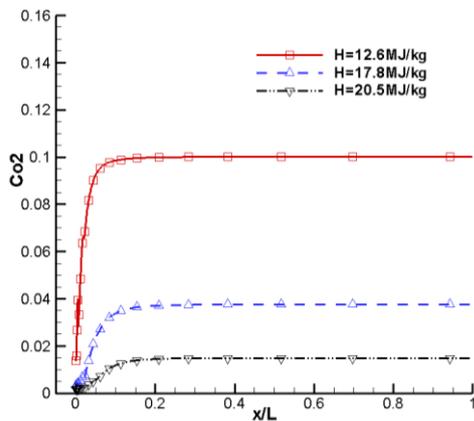
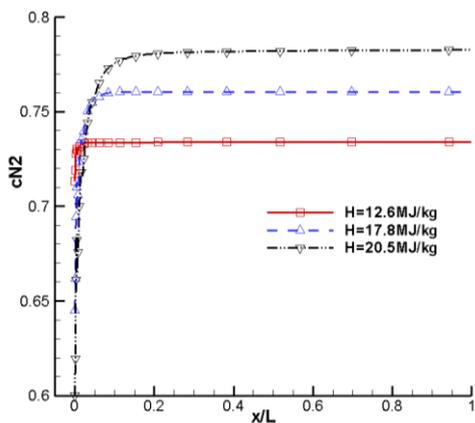


图 12 喷管轴线方向振动温度分布

图 13 喷管轴线方向 O₂ 质量分数分布图 14 喷管轴线方向 N₂ 质量分数分布

4 结论

通过基于双温度模型的热化学非平衡流 CFD 计算程序, 对 JF-10 高焓激波风洞典型实验状态下的锥形喷管进行数值研究, 得到的主要结论如下:

- 1) 高焓风洞喷管流场中经历了近平衡、非平衡、冻结三种状态。在喉道下游约 1/5 喷管长度处, 流动开始处于冻结状态, 此后振动温度、组分质量分数基本不变。
- 2) 喷管出口截面上, 轴向参数的均匀区域达到了喷管直径的 80% 左右, 能提供足够的空间进行模型试验。
- 3) 随着焓值增加, 在喷管出口, 平动温度、振动温度、和速度都是增加的, 但是 N_2 和 O_2 的质量分数则呈现不同的变化趋势, N_2 的质量分数随着焓值增加而增加, O_2 的质量分数则随着焓值的增加而减小。

参考文献

- 1 曾明. 高焓风洞流场测量的数值重建和非平衡效应的数值分析. [博士学位论文]. 中国科学院力学研究所, 2007.
- 2 曾明等. 高焓激波风洞自由流参数测量的数值重建. 空气动力学学报. 2009, 27 (3): 358~362
- 3 Gregory H. Furumoto, Xiaolin Zhong, John C. Skiba. Numerical studies of real-gas effects on two-dimensional hypersonic shock-wave/boundary-layer interaction. Physics of Fluids, January 1997, pp. 191-210.
- 4 付志坚等. 高温空气在部分解和电离区得热力学性质的计算. 四川大学学报. 2010, 47 (3): 585~592.

NUMERICAL SIMULATION OF HIGH-ENTHALPY NOZZLE FLOW

WANG Qiu ZHAO Wei JIANG Zonglin

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

Abstract Numerical solving Navier-Stokes equations which contain chemical nonequilibrium with thermo-chemical nonequilibrium under multi-block structured grid, this paper studied the conical nozzle flow conditions of the JF-10 high-enthalpy tunnel under its typical experiment condition. The parameters distribution on the exit and the axial direction of the nozzle were given. The effect of enthalpy to the nozzle flow was also explored. The results showed that the uniform field on the nozzle exit come to 75% of the nozzle exit diameter, which can produce enough space for model experiment. The nozzle exit flow was frozen flow. And the gas component was a little different from air, which should be considered in experiments.

Key words detonation driven high-enthalpy shock tunnel, thermo-chemical nonequilibrium, enthalpy, frozen flow