

文章编号: 1000-8055(2023)11-2574-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220243

高温非平衡流地面试验及数值模拟

李俊红^{1,2}, 苗文博^{1,2}, 湛君谋², 程晓丽^{1,2}

- (1. 中国航空气动力技术研究院 空气动力理论与应用研究所, 北京 100074;
2. 中国航天科技集团有限公司 航天飞行器气动热防护试验室, 北京 100048)

摘 要: 基于高温非平衡流动数值计算和试验验证不足的现状, 发展了高温流场地面试验模拟技术与流场显示技术。分别在 FD-21 高焓激波风洞和 FD-20 常规激波风洞中, 开展了高温非平衡流动地面试验, 获得了半球空间流场结构和气动加热结果。同时, 针对典型高超声速飞行环境, 建立了高空高超声速热化学非平衡流动数值模拟技术, 并利用地面试验对计算方法的可靠性进行了验证, 试验模型半径 20 mm 和 60 mm 的半球。计算结果表明: ①风洞来流参数经过数值计算对比验证, 其测得的来流压力和组分可以作为后续数值模拟方法的输入条件。②对典型半球模型进行了流场数值模拟, 并对比分析了半球热流试验结果与计算结果。表明双温模型(热化学非平衡模型-2T)计算与试验吻合良好; 非催化壁面条件下, 总温为 2 700 K 时, 2T 模型热流计算结果与试验结果的相对误差为 11.6%; 总温为 4 050 K 时, 2T 模型热流计算结果与试验结果的相对误差为 17.5%。③计算结果获得的试验纹影(圆球脱体激波距离)与吻合良好; 非催化壁面条件下, 2T 模型激波脱体距离与纹影的相对误差为-1.9%~0.86%。

关 键 词: 高温非平衡; 激波风洞; 地面试验; 激波脱体距离; 数值模拟

中图分类号: V411.3

文献标志码: A

Ground test and numerical simulation on high temperature non-equilibrium flow

LI Junhong^{1,2}, MIAO Wenbo^{1,2}, SHEN Junmou², CHENG Xiaoli^{1,2}

- (1. Institute for Aerodynamic Theory and Application,
China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China;
2. Laboratory of Aero-thermal Protection Technology for Aerospace Vehicles,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China)

Abstract: Because of the insufficiency of numerical simulation and test verification of high temperature non-equilibrium flow status, the high temperature flow field ground test simulation technology and display technology in high enthalpy shock wave wind tunnel were developed respectively. The ground tests of high temperature non-equilibrium flows were carried out in FD-21 high enthalpy shock wave wind tunnel and FD-20 normal shock wave wind tunnel, then the spatial flow field structure and the aerodynamic heating results of the test hemisphere were obtained. Meanwhile, the numerical simulation technology of high altitude and hypersonic thermochemical non-equilibrium flow was established for the supersonic flight environment, and the reliability of the calculation method was verified by the ground test. The test models were of a hemisphere structure with radius of 20 mm and 60 mm. The calculation results

收稿日期: 2022-04-24

基金项目: 国家重点研发计划项目(2019YFB1704202); 预研项目(6140206040215)

作者简介: 李俊红(1978—), 女, 研究员, 博士, 研究方向为高温非平衡流和复杂流动热环境数值计算。

通信作者: 苗文博(1980—), 男, 研究员, 博士, 研究方向为高温非平衡流数值计算和实。E-mail: tingles@126.com

引用格式: 李俊红, 苗文博, 湛君谋, 等. 高温非平衡流地面试验及数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2574-2582. LI Junhong, MIAO Wenbo, SHEN Junmou, et al. Ground test and numerical simulation on high temperature non-equilibrium flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2574-2582.

showed that: (1) The inlet flow parameters in the wind tunnel were verified by numerical simulation and the pressure and species can be taken as input parameters for the below numerical simulation. (2) Numerical simulations were carried out on the above typical hemispheres, and the test and calculation results of the hemisphere heat flux were compared and analyzed. The results showed that the two-temperature model (thermal chemical non-equilibrium model-2T) was in good agreement with the test. Under the condition of non-catalytic wall, the relative error between the calculated heat flux result of 2T model and the test result was 11.6% when the total temperature was 2 700 K. The relative error was 17.5% when the total temperature was 4 050 K. (3) The test schlieren (hemisphere shock wave off distance) obtained from the calculated results was in good agreement with each other. Under the condition of non-catalytic wall, the relative error between the shock wave off distance and schlieren of 2T model was $-1.9\% \sim 0.86\%$.

Keywords: high temperature non-equilibrium; shock wave wind tunnel; ground test; shock wave off distance; numerical simulation

高超声速飞行器再入大气层过程中, 其表面受周围气流强压缩以及摩擦作用, 在飞行器周围形成高温气体层, 其中的气体在高温作用下发生离解、电离等化学反应, 使得激波层中的组分质量分数、电子密度及流场特性发生改变^[1]。此时, 完全气体模型失效, 只有采用考虑平动温度、振动温度和电子温度的多温度模型(本文指单温模型(1T)和双温模型(2T))才有可能更加准确地对高超声速高空热化学非平衡流动进行描述^[2-3]。

目前, 研究高温非平衡流动的手段主要有试验和数值计算两种。

数值计算方面, 在国外, 针对非平衡流动研究的大型 CFD(computational fluid dynamics) 计算模拟程序也在这一时期得到了发展, 如 NASA 的 LAURA(Langley aerothermodynamic upwind relaxation algorithm)^[4]、GASP^[5](general aerothermodynamic simulation program) 等。在国内, 非平衡流动的数值计算也取得了一定进展。1997 年, 欧阳水吾等通过求解 N-S(Navier-Stokes) 方程对有烧蚀的化学非平衡反应流场进行了数值求解^[6]。1999 年, 黄华等对 11 组元热化学非平衡轴对称流场进行了数值模拟, 分析了与七组元反应模型结果的差别^[7]。2007 年, 董维中等采用多温模型对高超声速非平衡流场进行了数值模拟^[8]。

在试验方面, 人们开展了大量的高焓地面风洞试验, 不仅很好地解释了航天飞机第 1 次飞行时遇到的真实气体效应对控制的影响, 还通过平面静电探针、电声探针、射频导电率探针、电阻片传输线探针及波导天线探针以及微波测试等方法开展了等离子体鞘套的测量。同时, 也探讨了减小等离子体密度的方法。有些研究成果(如

RAM-C)(radio attenuation measurement cone)^[9] 已经被作为等离子体计算方法和程序验证的标准。

近年来, 相比国外的发展, 国内在复杂外形飞行器高温气体效应的准确预示和验证方面还存在很大差距, 严重制约其在工程上的应用。

试验方面, 由于高超声速流动的热化学非平衡效应, 试验需要在高焓风洞中进行, 试验参数较难确定, 一般的高马赫数风洞难以满足试验条件^[10]。高焓风洞流场品质往往不好, 数据的测量也存在困难。飞行试验虽然可以得到较为真实的数据, 但飞行试验费用昂贵, 只能作为最后的验证手段。数值计算方面, 国内有关高温气体效应的物理化学模型的研究较少, 且由于缺乏试验基础, 数值结果与试验结果的对比验证较少, 数值方法的验证主要依靠国外公开的试验数据。另外, 由于热化学非平衡的理论模型复杂, 数值计算需要消耗大量计算资源, 程序调试和校验难度大, 国内类似于国外 LAURA 那样的较为成熟通用的计算软件还有待进一步发展。

因此, 文中采用地面试验和数值计算相结合的方法, 对制约新一代飞行器发展的高温非平衡流动进行研究, 分别在中国航天空气动力技术研究院的 FD-21 高焓激波风洞和 FD-20 常规激波风洞进行了流场显示和测热试验, 并有针对性地开展地面试验的对比计算, 得到了经过地面试验验证的高温真实气体数值分析方法。

1 高温非平衡流场计算方法

1.1 热化学非平衡流动控制方程

流动控制方程为基于热化学非平衡假设的三

维化学反应完全 N-S 方程^[11]。其中,对于热化学非平衡假设,采用的是 Park 提出的 2T 度模型^[12]。

在直角坐标系下,三维守恒形式的热化学非平衡 N-S 方程组具有如下形式^[13]:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} + \mathbf{S} \quad (1)$$

其中 $\mathbf{Q}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$ 、 $\mathbf{H}$ 分别为 x 、 y 、 z 坐标方向的对流通量; $\mathbf{F}_v$ 、 $\mathbf{G}_v$ 、 $\mathbf{H}_v$ 为相应的黏性通量; $\mathbf{S}$ 为热化学非平衡源项。具体可以表示为

$$\mathbf{Q} = [\rho_i, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E, \rho E_v]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{S} = [\omega_i, 0, 0, 0, 0, \omega_v]^T \quad (3)$$

$$\mathbf{F} = [\rho_i u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho E_v u]^T \quad (4)$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} \rho D_i \frac{\partial w_i}{\partial x} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \\ -q_{v,x} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 u 、 v 和 w 分别是 x 、 y 和 z 方向的速度; ρ_i 是组分 i 的密度, ρ 为气体总密度; E 是分子组分的总能量, E_v 是分子组分的总振动能量; ω_i 和 ω_v 分别是化学非平衡源项和振动非平衡能量源项; p 为静压; w_i 为组分 i 质量分数; D_i 为组分 i 的质量扩散系数; τ_{xx} 、 τ_{xy} 和 τ_{xz} 为 x 方向切应力项; q_x 为 x 方向热传导项, $q_{v,x}$ 为振动引起的热流值。

热化学非平衡流动能量关系式如下^[14]:

$$E = \left[e + E_v + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (6)$$

$$e = \sum_{i=1}^{n_s} (w_i e_i) \quad E_v = (w_j E_{vj}) \quad (7)$$

$$e_i = e_{i, \text{tr}} + e_{i, \text{e}} + \Delta h_i^0$$

$$E_{vj} = \frac{\theta_{vj}}{M_j [\exp(\theta_{vj}/T_v) - 1]} \quad (8)$$

其中 $e_{i, \text{tr}}$ 、 $e_{i, \text{e}}$ 分别是组分 i 的平动/转动动能、束缚电子激发能; Δh_i^0 为组分 i 生成焓; E_{vj} 为组分 j 的振动能量; θ_{vj} 为组分 j 振动特征温度; T_v 为振动-电子温度; M_j 是组分 j 的摩尔质量。空气组分的物理化学数据参见文献 [1]。

对于化学非平衡流动情况,在控制方程中去掉振动非平衡能量方程和相关项。完全气体的控

制方程和状态方程见文献 [15]。

1.2 化学动力学模型

本文采用的是 Gupta 的 7 组元 (N_2 、 O_2 、 NO 、 NO^+ 、 N 、 O 、 e^-) 6 反应模型^[16]。

进行化学非平衡假设时,反应速率特征温度由温度 T (即平动-转动温度) 决定; 进行热化学非平衡假设时,对于离解反应取特征温度为 $T_d = \sqrt{T \cdot T_v}$, 对于电子电离反应取为 $T_d = T_v$, 对于其他反应取为 $T_d = T$ 。

1.3 振动非平衡能量源项

对于 2T 模型,振动非平衡能量源项表达式如下^[17]:

$$\omega_v = Q_{v-d} + Q_{t-v} \quad (9)$$

式中 Q_{v-d} 为平动能和振动能的交换项, Q_{t-v} 为振动能和离解能之间的交换项。热化学反应模型的相关数据见文献 [13]。

1.4 壁面条件

在黏性流计算中,壁面满足无滑移边界条件,即 $u = v = w = 0$, $\frac{\partial p}{\partial n} = 0$;

对于等温壁情况,设壁面温度为 T_w ;

非催化壁条件, $\frac{\partial w_i}{\partial n} = 0$;

完全催化壁条件: $w_i = w_{i\infty}$;

其中 $\mathbf{n}$ 为壁面外法向,下标 ∞ 代表自由来流值。

1.5 数值计算格式

本文使用 AUSM+up (advection upstream splitting method+up: 考虑速度和压力耗散的迎风型矢通量分裂格式) 高精度格式^[18-19] 进行数值求解。

2 高温气体地面加热试验

2.1 风洞设备

高温气体效应地面验证试验在中国航天空气动力技术研究院的 FD-21 自由活塞高焓激波风洞中进行,该风洞是世界上最大尺寸的自由活塞高焓激波风洞。FD-21 风洞主要包含以下系统: 风洞主体结构、控制系统、供气系统和测试系统等,如图 1 所示。

2.2 场信息测量传感器

自由活塞高焓激波风洞来流环境严苛,通常用点测量技术和面测量技术进行热流测量。单点式传感器为薄膜电阻传感器和同轴热电偶。磷光热图测量技术为热流面测量技术,将具有温敏性质的磷光发光材料以涂层的形式固化于模型表面,其所释放的可见光强度随着模型表面温度的变化而变化,记录试验过程中涂层的光强变化,通过



图 1 FD-21 自由活塞高焓激波风洞

Fig. 1 FD-21 free piston high enthalpy shock wave wind tunnel

数据处理实现模型表面热流获取。

2.3 高焓流场纹影测量技术

本文中采用的高焓流场纹影系统原理示意图如图 2 所示。其原理是，高温高压的试验气流在喷管膨胀过程中温度快速降低，处于激发态的分子通过振动、转动或者自发辐射的形式释放能量，产生不同程度的光辐射。采用的光源波长为 640 nm，输出功率为 400 W，最大重复频率为 10 kHz，高重复频率下可产生单个或者 5 个脉冲的脉冲序列。采用激光光源(如图 3(a))的纹影进行拍摄时，单色光源穿透强烈自发光区域，通过在高速相机(如图 3(b))前安装配套的滤光片，能够观察到清晰的流场结构。

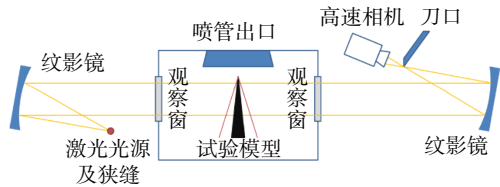
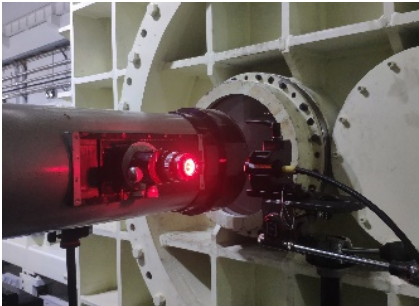
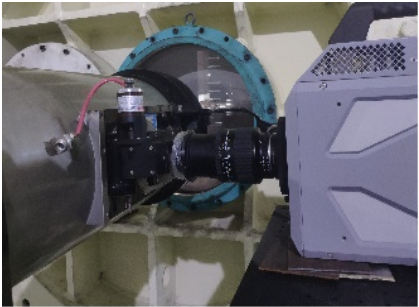


图 2 纹影系统原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of schlieren system principle



(a) 激光光源



(b) 高速相机

图 3 激光光源和高速相机

Fig. 3 Laser light source and high speed camera

2.4 高焓状态自由来流参数的诊断

高焓激波风洞中产生的自由来流具有一定程度非热化学非平衡，其校测过程比低焓高超声速风洞复杂。采用名义马赫数为 10、出口直径为 1.2 m 的型面喷管，利用皮托压探针、半圆球、静压探针等接触测量方法以及可调谐二极管激光吸收光谱技术(tunable diode-laser absorption spectroscopy, TDLAS)^[20]等试验方法，测量喷管出口的皮托压、驻点热流、静压、NO 分压、速度和温度等参数，诊断高焓喷管自由来流参数。喷管出口流场参数和气体组元质量分数如表 1 所示。

表 1 试验喷管出口流场参数和气体组元质量分数

Table 1 Flow field parameters and gas species mass fraction at the test nozzle exit

工况	总压/ MPa	总温/ K	静压/ Pa	平动-转动 温度/K	振动电子 温度/K	来流速度/ (m/s)	来流 马赫数	质量分数/%				热流 试验	纹影 试验
								N ₂	O ₂	NO	O		
1	9.2	2 700	240	161	1 320	2 417	9.78	75.12	21.84	3.04	3.4 × 10 ⁻³	√	
2	20.3	4 050	578	301	1 534	3 160	9.29	74.17	20.71	5.06	5.2 × 10 ⁻³	√	√

2.5 半圆球模型风洞试验结果

热流试验对象为半径 $R=20\text{ mm}$ 的半圆球，纹影试验对象为 $R=60\text{ mm}$ 的半圆球。

图 4 给出了彩色相机拍摄的 $R=60\text{ mm}$ 半圆

球的圆球纹影，从图中可以清晰地看到流场波系结构。相机的每一个像素的长度为 0.39 mm ，测量误差为半个像素，即 0.195 mm 。因此，试验测得的激波脱离距离(半圆球中心横截面弓形激波

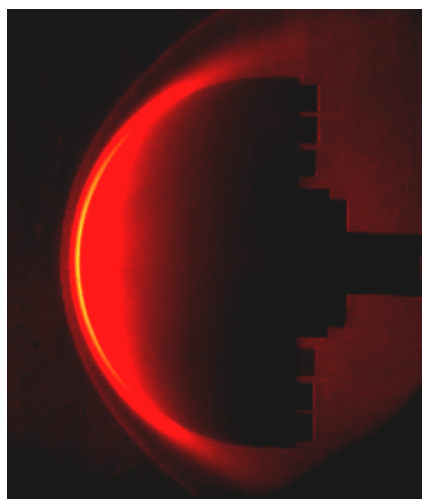


图4 半径为60 mm半圆球纹影

Fig. 4 Radius 60 mm hemisphere schlieren

和球头驻点(本文中为球头几何中心)之间沿 x 方向的距离,本文用 Δ_x 表示) $\Delta_x=(7.02\pm0.195)$ mm。

图5给出了工况1($R=20$ mm)和工况2($R=60$ mm)半圆球在试验状态下圆球驻点热流。可

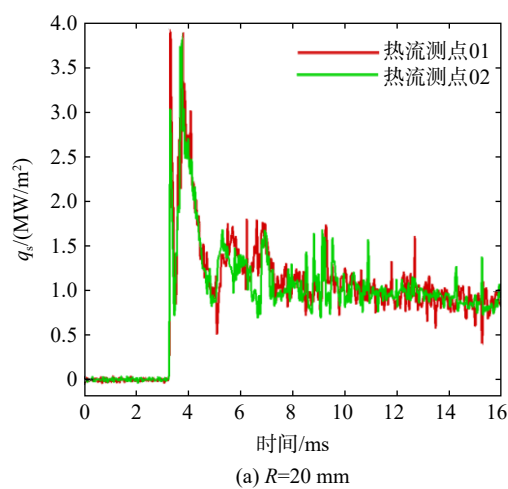
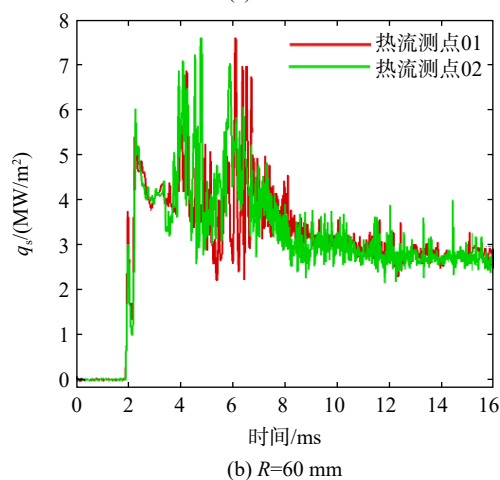
(a) $R=20$ mm(b) $R=60$ mm

图5 半圆球试验驻点热流

Fig. 5 Heat flux at hemisphere stagnation point of test status

以看出,工况1、工况2的半圆球驻点热流(q_s)分别为1.25、2.97 MW/m²。

3 结果和分析

针对第2节表1中的试验状态开展数值模拟,通过与试验数据进行对比,实现对本文数值模拟方法的验证。

3.1 热流结果对比

热流试验模型 $R=20$ mm半圆球网格如图6所示,其中,坐标原点(0 mm, 0 mm, 0 mm)位于半圆球头部几何中心,流向为 x 方向,网格划分:流向 $\times$ 法向 $\times$ 周向 $=41 \times 121 \times 161$,壁面第1层网格间距为 1×10^{-6} m,并且为了捕捉圆球激波,在激波区域对网格进行了加密处理。 $R=60$ mm半圆球计算网格与 $R=20$ mm类似。

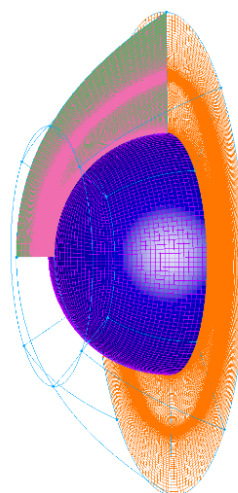


图6 半径为20 mm半圆球结构网格示意图

Fig. 6 Schematic diagram of structure mesh radius 20 mm hemisphere

采用表1中的喷管出口流场参数作为本文数值计算的输入条件。

图7给出了工况1、工况2试验状态下半圆球部驻点线上温度分布。其中,Perfect表示完全气体模型,1T表示热力学平衡化学非平衡模型,2T表示热化学非平衡模型,NC表示非催化壁面条件,FC表示完全催化壁面条件。从图中可以看出,在表1试验条件下,完全气体模型的温度过激波陡增后,维持一个相对平缓的趋势,仅在壁面处,因与壁面发生能量交换而下降;热平衡化学非平衡气体由于化学反应的能量消耗,波后温度下降,明显低于完全气体结果;热化学非平衡气体由于振动松弛的影响,振动温度最大值滞后于

平动-转动温度, 流场表现出典型的热化学非平衡特性。2T 模型的平动-转动温度值低于完全气体, 而高于 1T 模型; 考虑热非平衡时, 激波后平动-转动温度要高于振动-电子温度, 这是因为激波位置气体极度压缩, 过激波后温度快速上升, 气体分子碰撞使得平动转动能更快升高。同时, 从图 7 中还可以看出, 热平衡模型的温度分布 T 与热非平衡模型的电离温度 T_d 符合较好, 说明此时激波后气体离解反应受温度模型影响较弱。

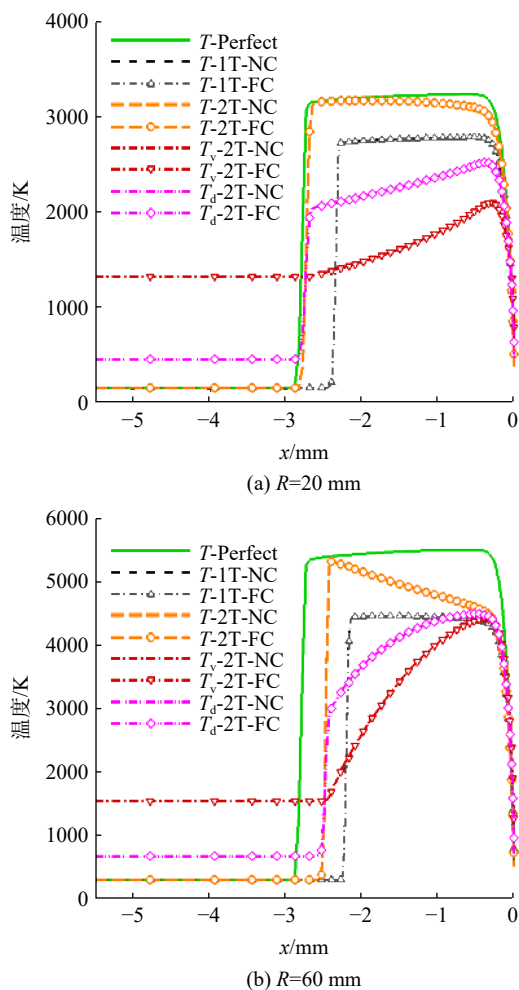


图 7 气体模型对半球驻点线温度的影响

Fig. 7 Effect of gas models on the temperature along the hemisphere stagnation

图 8 给出了非催化壁面条件下组分质量分数沿驻点线的分布。从图中可以看出, 由于试验条件下波后温度较低, 没有发生电离反应, NO+ 质量分数为 0; 工况 1 试验条件时, 激波后温度约为 3 000 K, 仅有部分 O_2 分解, O 质量分数增大, 2T 模型预测的 O 质量分数仅有 0.15%; 工况 2 试验条件时, 激波后温度高于 4 000 K, N_2 开始有微弱的分解, 但离解程度非常低; 工况 2 时, 来流总压

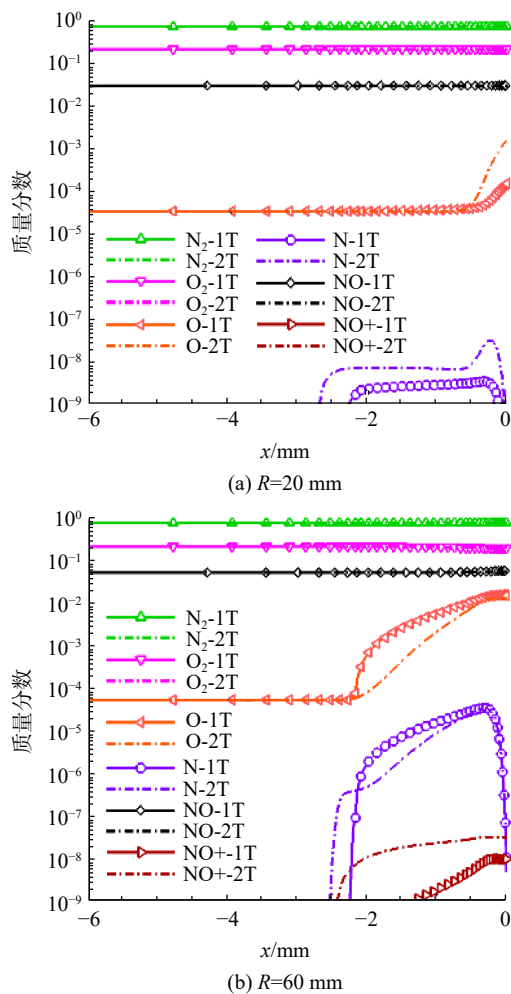


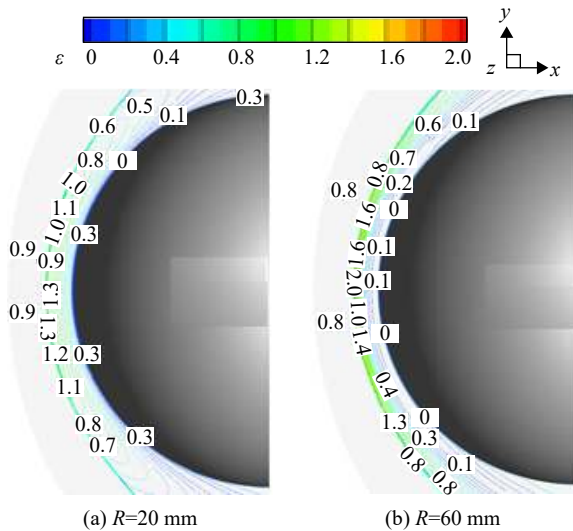
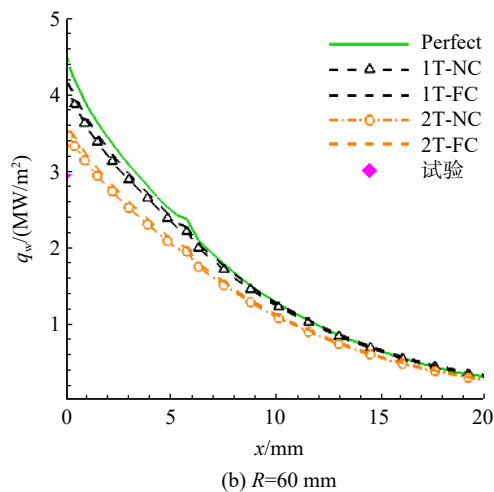
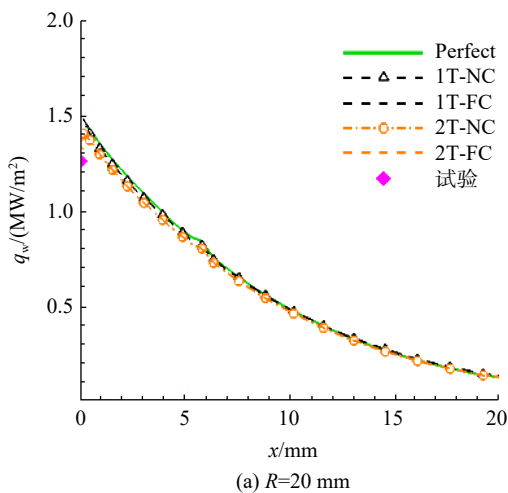
图 8 气体模型对半球驻点线上组分质量分数的影响

Fig. 8 Effect of gas models on the species mass fraction along the hemisphere stagnation

较高, 经过激波后, O 原子质量分数增大比较明显。

图 9 给出了试验条件时半球对称面 $z=0$ mm 上 $\varepsilon = |T - T_v|/T$ 的等值线分布^[21], 可以更清楚地反映流场热力学特性。壁面为非催化壁。从图中可以看出, 半球球部区域流动的热力学状态存在着较明显的分层特性; 对于半球自由来流, ε 接近 1.0, 说明喷管出口气流存在着一定的热力学非平衡; 在半球表面, ε 接近 0, 说明此处流动处于热力学平衡态; 离开壁面接近激波时, 流场中的 ε 逐渐增大, 热力学非平衡态逐渐明显; 工况 1 时, ε 最大约 1.3; 工况 2 时, ε 最大约 1.9, 工况 3 时, ε 最大约 2.3, 表明随着自由来流总温和总压的增大, 半球球部激波层内气流非平衡特性越明显。

图 10 给出了半球对称面 $z=0$ mm 上热流 (q_w) 分布以及半球球头部驻点位置热流与试验结

图 9 半球 $z=0$ mm 对称面平衡特性等值线Fig. 9 Equilibrium performance contour of the hemisphere on the $z=0$ mm symmetry图 10 半球对称面 $z=0$ mm 上热流分布及其与试验结果的对比Fig. 10 Distribution of the heat flux of the hemisphere on the $z=0$ mm symmetry and comparison with the test result

果的对比。从图中可以看出,不同气体模型预测的半球中心物面的热流是不同的,完全气体模型(Perfect)预测的热流最高,1T模型次之,2T模型最低。从图中还可以看出,对于这两种试验条件,壁面催化对物面热流的影响不是很大;对于物面驻点热流,本文数值计算方法获得的驻点热流结果都高于试验热流结果。

表 2 中给出了本文计算方法获得的半球驻点热流数值计算结果与试验结果的对比。从表中可以看出,1T 和 2T 模型计算的半球驻点热流要高于完全气体模型(Perfect)。对比工况 1 和工况 2,采用 2T 模型时,半球驻点热流与试验结果的误差要小于完全气体模型和 1T 模型。在工况 1 条件下,2T 模型与试验结果的相对误差为 11.60%,该试验条件下,壁面催化条件对半球驻点热流没有影响;在工况 2 条件下,2T 模型非催化壁面条件热流计算结果与试验结果的相对误差为 17.5%。对比工况 1 和工况 2 可以看出,随着工况 2 中试验焓值的增大,流场非平衡特性越发明显(如图 9),在高温、高压条件下,试验气流在加速流经喷管过程中,存在非平衡、平衡和冻结等化学物理现象。本文计算半球头热流时采用了喷管出口核心处的试验结果作为均匀入口条件,而且数值计算中采用了单一的化学模型,这都会给数值计算带来一定的偏差因素。后续工作中,作者会着重开展化学模型、喷管流动等对半球头热流的影响研究。

3.2 脱体激波距离对比

表 3 中给出了不同气体模型时 $R=60$ mm 半球脱体激波距离计算结果与试验结果的对比。从表中可以看出,完全气体模型预测的 Δ_x 与试验结果误差较大,相对误差为 19.1%~22.3%;1T 模型预测的 Δ_x 与试验结果的相对误差为 -7.7%~-10.2%;2T 模型预测的 Δ_x 与试验结果吻合良好,其误差约 0.86%~1.9%。从而说明,基于 2T 模型时,本文的计算方法是可靠的,更进一步说明试验状态下的流场处于热化学非平衡状态。

为了更形象地对比计算和试验的流场结构,图 11 中给出了 $R=60$ mm 半球 $z=0$ mm 对称面压力云图与纹影试验结果的对比。从图中可以清晰地看到,基于 2T 气体模型时,本文预测的半球激波结构与试验结果吻合良好,进一步证明了本文数值求解高温非平衡流场方法的可靠性。

表 2 半圆球驻点热流计算结果与试验结果对比

Table 2 Heat flux of the hemisphere comparison between the computation and test results at stagnation point

	工况	试验	Perfect	1T-NC	1T-FC	2T-NC	2T-FC
1	热流数值结果/(MW/m ²)	1.25	1.47	1.452	1.453	1.395	1.395
	(CFD/试验-1) × 100%		17.6	16.16	16.24	11.6	11.60
2	热流数值结果/(MW/m ²)	2.97	4.52	4.14	4.22	3.49	3.59
	(CFD/试验-1) × 100%		52.2	39.4	42.1	17.5	20.9

表 3 半圆球脱体激波距离计算结果与试验结果对比
($R=60\text{ mm}$)

Table 3 Comparison of the shock off distance of the hemisphere between the computation results and schlieren test ($R=60\text{ mm}$)

方法	试验	Perfect	1T	2T
Δ_x/mm	7.02~7.215	8.59	6.48	7.08
相对误差/%	0	19.1~22.3	-10.2~-7.7	-1.9~0.86

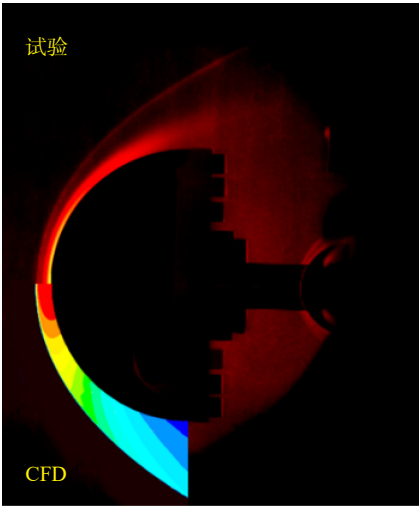


图 11 半圆球 $z=0\text{ mm}$ 对称面压力计算结果与纹影试验结果对比

Fig. 11 Comparison of the pressure contour of the hemisphere between the computation and schlieren test on the $z=0\text{ mm}$ symmetry plane

4 结 论

基于高温气体效应验证不足的现状,发展了高温流场地面试验模拟技术与流场显示技术,开展高温非平衡流动地面试验,使用空间流场显示技术获得模型流场结构和测热、测压结果,完成了数值分析方法的验证与完善,通过地面试验与计算,得到如下结论:

1) 风洞来流参数经过数值计算对比验证,其测得的来流压力和组分可以作为后续数值模拟方法的输入条件。

2) 采用风洞中的测压、测热系统,对典型半圆球模型进行了流场数值模拟,并对比分析了半圆球的压力与热流试验结果与计算结果,结果表明双温模型(2T)的计算结果与试验比较接近。

3) 采用纹影系统对典型半圆球模型进行流动结构的试验,获得的试验纹影(圆球激波距离)与计算结果吻合得较好。

参考文献:

[1] 欧阳水吾, 谢中强. 高温非平衡空气绕流[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.

[2] 柳军, 刘伟, 曾明, 等. 高超声速三维热化学非平衡流场的数值模拟[J]. 力学学报, 2003, 35(6): 730-734.
LIU Jun, LIU Wei, ZENG Ming, et al. Numerical simulation of 3D hypersonic thermochemical nonequilibrium flow[J]. Acta Mechanica Sinica, 2003, 35(6): 730-734. (in Chinese)

[3] OLYNICK D, CHEN Y K, TAUBER M, et al. Wake flow calculations with ablation for the Stardust Sample Return Capsule[R]. AIAA1997-2477, 1997.

[4] MCNEIL C F, PETER A. User's manual for the langley aerothermodynamic upwind relaxation algorithm (LAURA) [R]. NASA-TM-4674, 1996.

[5] SRINIVASAN S, BITTNER R, BOBSKILL G J. Summary of the GASP code application and evaluation effort for scramjet combustor flowfields[R]. AIAA-93-1973, 1993.

[6] 欧阳水吾, 谢中强. 非平衡化学反应流场NS方程计算研究[J]. 计算物理, 1997, 14(1): 6-12.
OUYANG Shuiwu, XIE Zhongqiang. Navier stokes computation of nonequilibrium chemically reacting flowfields[J]. Chinese Journal of Computation Physics, 1997, 14(1): 6-12. (in Chinese)

[7] 黄华, 瞿章华. 11组元轴对称热化学非平衡流场的数值研究[J]. 空气动力学学报, 1999, 17(4): 462-465.
HUANG Hua, QU Zhanghua. Numerical study for symmetric thermochemical nonequilibrium flowfield with eleven species air model [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1999, 17(4): 462-465. (in Chinese)

[8] 董维中, 高铁锁, 丁明松. 高超声速非平衡流场多个振动温度模型的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(1): 1-6.
DONG Weizhong, GAO Tiesuo, DING Mingsong. Numerical studies of the multiple vibrational temperature model in hypersonic nonequilibrium flows[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(1): 1-6. (in Chinese)

[9] GRANTHAM W. Flight results of a 25 000-foot-per-second reentry experiment using microwave reflectometers to measure plasma electron density and standoff distance[R]. NASA TND-6062, 1970.

[10] 周禹. 高超声速热化学非平衡流场数值模拟研究[D]. 北京:

- 北京航空航天大学, 2009.
- ZHOU Yu. Numerical simulation of hypersonic thermal and chemical non-equilibrium flowfields[D]. Beijing: Beihang University, 2009. (in Chinese)
- [11] GNOFFO P, GUPTA R, SHINN J. Conservation equations and physical models for hypersonic air flows in thermal and chemical nonequilibrium[R]. NASA TP-2867, 1989.
- [12] 周靖云. 高超声速热化学非平衡等离子体流场数值模拟[D]. 北京: 中国航天空气动力技术研究院, 2020.
- ZHOU Jingyun. Numerical simulation of thermochemical non-equilibrium hypersonic plasma flow[D]. Beijing: China Academy of Aerospace Aerodynamics, 2020. (in Chinese)
- [13] FURUMOTO G H, ZHONG Xiaolin, SKIBA J C. Numerical studies of real-gas effects on two-dimensional hypersonic shock-wave/boundary-layer interaction[J]. *Physics of Fluids*, 1997, 9(1): 191-210.
- [14] 董维中. 热化学非平衡效应对高超声速流动影响的数值计算与分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996.
- DONG Weizhong. Numerical calculation and analysis of the influence of thermochemical non-equilibrium effect on hypersonic flow [D]. Beijing: Beihang University, 1996. (in Chinese)
- [15] GUPTA R, YOS J, THOMPSON R A. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for the 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30 000 K[R]. NASA-TM-101528, 1989.
- [16] 汪球, 赵伟, 滕宏辉, 等. 高焓激波风洞喷管流场非平衡特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2015, 33(1): 66-71.
- WANG Qiu, ZHAO Wei, TENG Honghui, et al. Numerical simulation of non-equilibrium characteristics of high enthalpy shock tunnel nozzle flow[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(1): 66-71. (in Chinese)
- [17] PARK C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air[R]. AIAA 1987-1574, 1987.
- [18] 苗文博, 罗晓光, 程晓丽, 等. 壁面催化对高超声速飞行器气动特性影响[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(2): 235-239.
- MIAO Wenbo, LUO Xiaoguang, CHENG Xiaoli, et al. Surface recombination effects on aerodynamic loads of hypersonic vehicles[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(2): 235-239. (in Chinese)
- [19] LIOU M S. A further development of the AUSM+ scheme towards robust and accurate solutions for all speeds[R]. AIAA 2003-4116, 2003.
- [20] SAPPEY A, SUTHERLAND L, OWENBY D, et al. Flight-ready TDLAS combustion sensor for the HIFiRE 2 hypersonic research program[R]. Arnold Engineering Development Center AEDC-TR-10-T-6, 2009.
- [21] 王保国, 李翔. 多工况下高超声速飞行器再入时流场的计算[J]. *西安交通大学学报*, 2010, 44(1): 71-76.
- WANG Baoguo, LI Xiang. Prediction of hypersonic vehicle reentry flowfields in multiple cases[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2010, 44(1): 71-76. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)