

# 基于试验数据的驻点热流预示方法建模研究

于江鹏, 张立坤, 李巍, 郭阳, 郭志恒  
(北京航天长征飞行器研究所, 北京, 100076)

**摘要:** 氢氧混合气作为推进剂广泛应用于航空航天领域, 其热力学特性、输运特性和化学反应过程等远比纯空气复杂, 对其流动过程的分析 and 预测也更加困难。利用高温燃气风洞产生高速氢氧燃气, 结合数值计算, 分析、比较了相同状态参数下的空气和燃气的流动和气动加热特性。发现在喷管中流动, 燃气有更高的静温、速度和更小的马赫数; 球头绕流时燃气的激波脱体距离和驻点压力小于空气; 摩擦阻力和壁面热流均大于空气; 燃气中活跃的化学反应使气动加热更为严重, 并基于对数据的分析, 给出驻点热流预测公式。

**关键词:** 氢氧燃气; 喷管流动; 气动加热; 预测公式; 驻点热流

中图分类号: V411

文献标识码: A

## Research on Modeling Stagnation Point Heat Flux Predicting Method with Experimental Data

YU Jiangpeng, ZHANG Likun, LI Wei, GUO Yang, GUO Zhiheng  
(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing, 100076)

**Abstract:** Hydrogen-oxygen mixtures are widely used as aerospace propellant. Their thermodynamic properties, transport properties and chemical reaction processes are far more complex than pure air, and it is more difficult to analyze and predict their flow process. The self-developed device-detonation tunnel is used to provide high temperature hydrogen-oxygen combustion gas. Combined with CFD, the flow and aerodynamic heating characteristics of air and combustion gas under the same total temperature and total pressure are analyzed. It is found that, when flowing in the nozzle, the combustion gas has higher temperature, speed and smaller Mach number; the standoff distance and stagnation pressure of the combustion gas are smaller than air; the skin friction and wall heat flux are greater than air. Active chemical reactions in combustion gas make aerodynamic heating more serious.

**Keywords:** hydrogen-oxygen combustion; nozzle flow; aerodynamic heating; predictive formula; heat flux of stagnation

### 0 引言

工作在火箭或超燃发动机燃气环境中的物体会受到高温燃气强烈的气动加热作用, 精确预测驻点热流及热流分布, 对发动机安全可靠的工作至关重要。相较于空气, 燃气组分较多, 化学反应的活化能较低, 反应更易发生, 组分变化更为剧烈和复杂, 燃烧模型还有待进一步完善, 这使得高速燃气与物体相互作用的理论研究困难重重。

由于数值计算简化条件较多, 计算结果尚需试验验证。目前关于高速燃气流动和气动加热的研究主要为发动机点火试验。早在20世纪五六十年代, 研究人员利用液体火箭发动机试验台研究了高温燃气对发动机壁面的气动加热问题。Mazur等<sup>[1]</sup>、Marshall

等<sup>[2]</sup>和Deridder等<sup>[3]</sup>分别研究了高温高速燃气来流下, 涡轮机叶片、燃料喷嘴和燃烧室壁面的受热问题, 具体分析了燃烧室压力变化对热流分布的影响, 同时注意到热流的分布也取决于燃气的化学当量比。Conley等<sup>[4]</sup>进行了类似的研究, 通过改变燃烧室压力和燃料质量流量, 修正了热流与燃烧室压力的指数关系, 分析燃料质量流对气动加热发挥的作用后, 在计算热流公式中增加了燃料质量流量项。

由于目前对燃气气动加热现象的研究主要针对具体模型和材料的试验, 具有较强的针对性, 其结论难以推广, 且产生特定状态燃气(温度、压力、组分)比较困难, 此问题最基础的几个与热流相关的因素(温度、压力、组分、速度等)影响试验研究较少。

本文利用高温燃气风洞来产生特定组分和热力学状态的高焓氢氧燃气,通过试验分析高速燃气射流对球头的气动加热,结合数值计算的方法,研究高速燃气的气动加热特性。一方面球头流动波形简单,球头能直观地反映驻点热流值的大小。另一方面液氢燃料燃烧清洁,质量轻,比推大,在航空航天领域应用广泛,并且对氢氧燃烧的机理研究得比较透彻<sup>[5]</sup>,所以首先对氢氧燃气对球头的气动加热进行研究。目前各国研究者对球头受高焓空气气动加热的研究成果丰富,其流动与加热特性方面成果较多<sup>[6-9]</sup>,相关结论成熟可靠,为了便于理解氢氧燃气的流动与加热特性,本文关于氢氧燃气的计算和试验结果均与相同总温总压下空气结果进行比较。

## 1 研究方法

### 1.1 试验设备

高温燃气风洞是产生高温燃气的重要地面设备,如图1所示,从右到左依次为卸爆段、驱动段、被驱动段和喷管。其中卸爆段长3 m,驱动段长15 m,被驱动段长11 m。内径均为224 mm。喷管喉部直径30 mm,出口直径300 mm,名义马赫数为6。试验前驱动段充入驱动气体(氢氧氮混合气),被驱动段充入试验气体。试验时,通过点火引爆驱动段内预混可燃燃气,高压燃后气体瞬间冲破主膜,进入下游压缩并点燃被驱动段内的试验气体,进而在被驱动段形成爆轰波,爆轰产物随爆轰波一起向下游传播,并在喷管处反射出一道激波,再次压缩并滞止爆轰产物,形成高温高压的试验气源。最终滞止状态的高温高压气体通过喷管喷出,进入试验段,形成高速燃气射流<sup>[6]</sup>。高温燃气风洞结构与激波风洞相同,区别仅在于激波风洞在被驱动段充入空气,通过入射激波和反射激波压缩产生高温高压气源<sup>[11-13]</sup>,而燃气风洞时通过爆轰波和反射激波。



图1 高温燃气风洞

Fig.1 High temperature combustion gas tunnel

高温燃气风洞试验气源由爆轰波产生,原理与激波风洞不同。驱动段内的运动的爆轰气体提供运动边

界条件,使被驱动段内爆轰波后的膨胀波减弱,当爆轰波后的稀疏膨胀波完全消除时,高温燃气风洞于临界状态运行<sup>[9]</sup>,此时2区的气体为CJ状态,可由混合气初始状态和爆速确定:

$$P_2 = P_{CJ} = \frac{\rho_1 V_{CJ}^2}{(\gamma_D + 1)} \quad (1)$$

$$u_2 = u_{CJ} = \frac{V_{CJ}}{(\gamma_D + 1)} \quad (2)$$

$$a_2 = a_{CJ} = \frac{\gamma_D V_{CJ}}{(\gamma_D + 1)} \quad (3)$$

式中 下标2、CJ分别表示2区气体和CJ状态; $P$ 、 $u$ 和 $a$ 分别为气流压力、速度和声速; $V$ 为爆轰波速度, $\gamma_D$ 为爆轰产物的比热比。由运动激波关系式<sup>[14]</sup>得:

$$\frac{u_2 - u_5}{a_2} = \frac{2}{\gamma_2} + \left( Ma_{DR} - \frac{1}{Ma_{DR}} \right) \quad (4)$$

$$\text{其中 } Ma_{DR} = \frac{u_2 - V_r}{a_2}, u_5 = 0 \quad (5)$$

式中  $V_r$ 为反射激波速度; $Ma_{DR}$ 为反射激波马赫数。

由式(1)~(5)可得5区状态参数:

$$\frac{P_5}{P_2} = 1 + \frac{2\gamma_2}{\gamma_2 + 1} (Ma_{DR}^2 - 1) \quad (6)$$

$$\left( \frac{a_5}{a_2} \right)^2 = \frac{\left( \frac{2\gamma_2}{\gamma_2 + 1} Ma_{DR}^2 - \frac{\gamma_2 - 1}{\gamma_2 + 1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma_2 - 1}{2} Ma_{DR}^2 \right)}{\frac{\gamma_2 + 1}{2} Ma_{DR}^2} \quad (7)$$

### 1.2 数值计算方法

由于试验研究受限于测量手段,获得的信息有限,为了能更详细地描述流场的参数分布,对试验过程进行数值计算。计算采用可压缩N-S方程,离散方法使用了有限体积法(Finite Volume Method, FVM),针对二维计算,采用四边形结构网格,壁面网格加密且正交优化。对于对流项,采用多维多项式插值的二阶TVD(Total Variation Diminishing)格式对界面值进行重构,并用HLLC(Harten-Lax-van Leer Contact)近似黎曼求解器对界面处的数值通量进行计算;对于黏性项,采用相同的、但非TVD的多维多项式插值方法进行计算,精度同样为二阶;时间推进采用隐式双时间步长法进行积分计算,空气流动化学模型为7组分化学非平衡,组分为: $O_2$ ,  $N_2$ ,  $O$ ,  $N$ ,  $NO$ ,  $e^-$ ,  $NO^+$ ;燃气流动采用9组分化学非平衡,组分为: $H_2O$ ,  $O_2$ ,  $H_2$ ,  $N_2$ ,  $OH$ ,  $H$ ,  $O$ ,  $H_2O_2$ ,  $HO_2$ 。

为了在确保计算精度的同时提高计算效率,对不同网格数量的1/4球头模型在高速气流环境中的驻点热流值进行计算,驻点热流值如表1所示,根据计算结果,本文研究使用计算网格数为9.4万。

表1 网格无关性验证  
Tab.1 Grid independence

网格数/万	驻点热流/(MW·m <sup>-2</sup> )
2.7	8.5
4.6	8.01
7.21	7.82
9.4	7.63
12.03	7.628

皮托耙球头半径为 10 mm, 绕流试验选用半径为 20 mm 球头模型, 考虑到球头为三维旋转体, 计算模型可简化为 1/4 圆, 根据网格无关性验证结果, 模型网格均为 9.4 万, 其中轴线上网格数为 300, 壁面法向网格尺寸为  $1.0 \times 10^{-6}$  m, 且壁面与近壁网格正交。壁面边界条件为无滑移恒温壁,  $T=300$  K。

试验状态 5 区压力  $1.5 \times 10^6$  Pa 左右, 温度 3 500 K 左右, 取喷管特征长度为出口直径 0.3 m, 由喷管等熵膨胀关系 (见式 8) 计算喷管出口  $Re$  约为  $1.03 \times 10^5$ , 所以喷管流动使用湍流模型 (RANS 一方程 S-A); 球头绕流  $Re$  约为  $8.26 \times 10^3$ , 球头绕流使用层流模型。

$$\frac{\sigma_c}{\sigma^*} = \frac{1}{Ma_c} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_c^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (8)$$

$$T = \frac{T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2}, \quad P = \frac{P_0}{\left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (9)$$

### 1.3 风洞流场检验

理想状态下经喷管喷出的气流在有效试验时间内应保持稳定均匀, 但在试验过程中因为流动的复杂性, 比如破膜过程、黏性边界层效应和热化学反应等, 喷管的实际状态与设计状态有所不同, 试验前要先对流场进行检验。本试验用喷管出口不同区域皮托耙压力检验流场的均匀性。皮托耙压力分布试验采用如图 2 所示的皮托耙, 该皮托耙由横竖共 9 个 SN-3 型压阻传感器组成, 间隔均为 50 mm, 皮托耙正对喷管出口, 并紧贴喷管出口面。

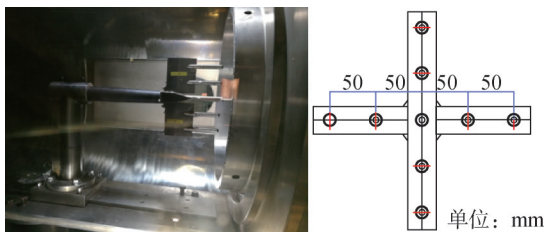


图2 皮托耙(左)和压力传感器分布(右)

Fig.2 The picture of pitot harrow

利用上述风洞和流场检验设备对高温燃气风洞的流场品质进行检验, 表 2 为不同燃气试验高温燃气风洞驱动段和被驱动段的充气参数 (温度均为室温 298 K)。

表2 高温燃气风洞充气参数

Tab.2 High temperature combustion gas tunnel charging parameters

状态	驱动段组分	$P_4$ /MPa	被驱动段组分	$P_1$ /KPa
工况 1	$2H_2 + O_2 + 1.6N_2$	0.3	$2H_2 + O_2 + 3.762N_2$	41
工况 2	$2H_2 + O_2 + 0.5N_2$	0.3	$2H_2 + O_2 + 1.6N_2$	40
工况 3	$3H_2 + O_2$	0.3	$2H_2 + O_2$	30.2

试验测得工况 1、工况 2、工况 3 驻室压力分别为  $1.475 \times 10^6$  Pa、 $1.6 \times 10^6$  Pa、 $1.55 \times 10^6$  Pa。由激波速度和被驱动段初始组分, 由爆轰波速度和被驱动段初始组分, 通过平衡流计算总温分别为 3 211 K、3 501 K、3 838 K。3 个状态驻室压力曲线如图 3 所示, 有效试验时间均大于 10 ms, 温度 3 196.81 K。

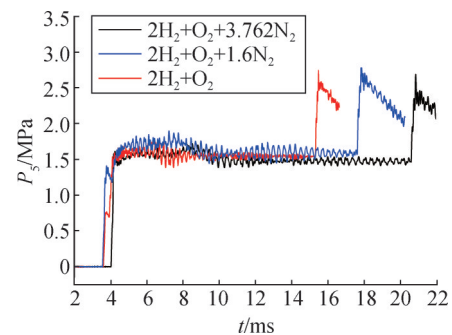


图3 高温燃气风洞驻室压力曲线

Fig.3 The pressure data of high temperature combustion gas tunnel reservoir region

根据上述 5 区试验结果, 利用化学反应平衡<sup>[15]</sup>得到 3 种不同燃气成分在相应温度压力下的平衡燃烧产物如表 3—5 所示。

表3 工况 1 驻室组分

Tab.3 The components mass fraction distribution of high temperature combustion gas tunnel reservoir region case 1

组分	质量分数	组分	质量分数
H <sub>2</sub> O	0.198	O	$4.9 \times 10^{-3}$
O <sub>2</sub>	0.021	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	$4.5 \times 10^{-6}$
H <sub>2</sub>	$4 \times 10^{-3}$	HO <sub>2</sub>	$4.1 \times 10^{-5}$
OH	0.025	N <sub>2</sub>	0.745
H	$7.0 \times 10^{-4}$	—	—

表4 工况2驻室组分

Tab.4 The components mass fraction distribution of high temperature combustion gas tunnel reservoir region case 2

组分	质量分数	组分	质量分数
H <sub>2</sub> O	0.305	O	0.016 8
O <sub>2</sub>	0.047	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	1.42×10 <sup>-5</sup>
H <sub>2</sub>	0.01	HO <sub>2</sub>	1.4×10 <sup>-4</sup>
OH	0.065	N <sub>2</sub>	0.554
H	2.3×10 <sup>-3</sup>	—	—

表5 工况3驻室组分

Tab.5 The components mass fraction distribution of high temperature combustion gas tunnel reservoir region case 3

组分	质量分数	组分	质量分数
H <sub>2</sub> O	0.553	O	0.075 3
O <sub>2</sub>	0.129	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	4.91×10 <sup>-5</sup>
H <sub>2</sub>	0.028 11	HO <sub>2</sub>	5.37×10 <sup>-4</sup>
OH	0.204	N <sub>2</sub>	0
H	0.01	—	—

## 2 试验验证

### 2.1 喷管流动检验

试验所用喷管出口直径为300 mm，喉部直径为30 mm，面积比为100，喷管名义马赫数为6（空气）。喷管出口皮托压力分布试验结果与计算结果如图4所示，其中x表示不同测点距喷管中心的距离。从图4中可以看出，喷管出口皮托压力分布均匀，且风洞试验值与仿真数据十分接近。

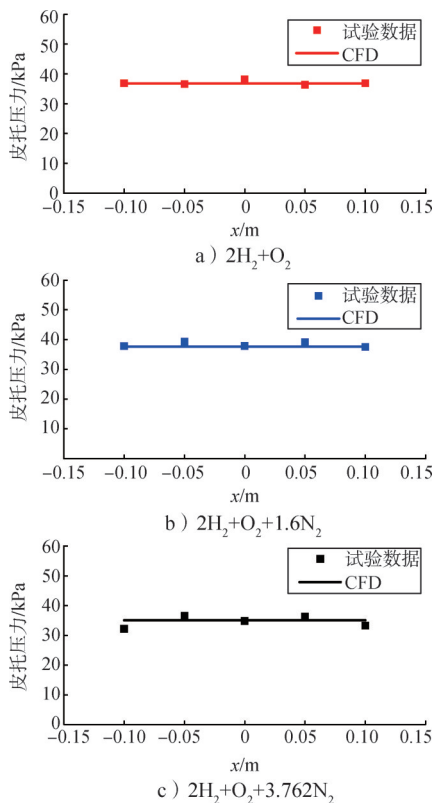


图4 喷管出口皮托压分布

Fig.4 The pitot pressure distribution in the outlet of nozzle

通过对皮托压力试验数据的分析，不同组分的燃气流场分布在测量范围内均匀稳定，试验时间在10 ms以上，且符合数值计算的结果，说明利用高温燃气风洞产生的高速燃气流状态与预期一致，详细的喷管出口数据如表6所示。

表6 喷管出口参数

Tab.6 The parameters of nozzle outlet

状态参数	P/Pa	T/K	U/(m·s <sup>-1</sup> )	Ma
工况1	1 065	769	3 045	5.1
工况2	1 355	1 142	3 551	4.7
工况3	1 475	1 503	4 679	4.5

### 2.2 球头绕流

球头绕流不涉及波与波或壁面的相互作用，流动波形比较简单，且关于空气球头绕流的研究较多<sup>[16-17]</sup>，实际燃气与燃气舵等物体相互作用时，驻点处的热环境最恶劣，球头绕流能较好地反映驻点热流问题，故使用球头模型研究绕流问题。本试验使用如图5所示球头，半径为20 mm，材料为不锈钢，球头表面每隔15°安装一个热流传感器。3个球头并排安装，球头中心距为100 mm。

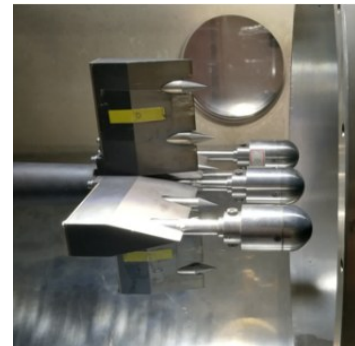


图5 R20球头传感器安装效果

Fig.5 The installation effect of the R20 ball head sensor

试验所用热流传感器为E型同轴热电偶传感器，有较快的响应速度，并且能很好地抵抗气流的冲刷。热流传感器直径1.4 mm，通过测量节点表面温度历程，据式（10）计算热流<sup>[18]</sup>：

$$q = 2 \sqrt{\frac{\rho c k}{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{T(t_i) - T(t_{i-1})}{\sqrt{t_n - t_i} - \sqrt{t_n - t_{i-1}}} \quad (10)$$

式中 ρ为传感器节点材料的密度；c为比热容；k为热传导系数；T为所测节点温度；t为时间。

按表1所示的充气参数进行试验，典型试验热流（工况3）曲线如图6所示，红色为试验1曲线，蓝色

为重复性试验曲线。受喷管起动过程的影响，传感器首先接触到的是一系列的起动波，此阶段热流数据变化剧烈，之后喷管建立起稳定流动，热流数据趋于平稳。

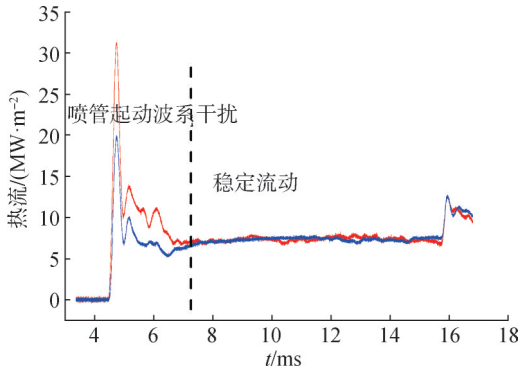


图6 典型试验热流曲线(工况3)  
Fig.6 The heat flux of wall (case3)

数值计算结果如图7所示，球头有一道弓形激波，激波之后温度和压力迅速升高，在壁面（ $T=300.0\text{ K}$ ）附近形成热边界层，热量从激波层向壁面传导。

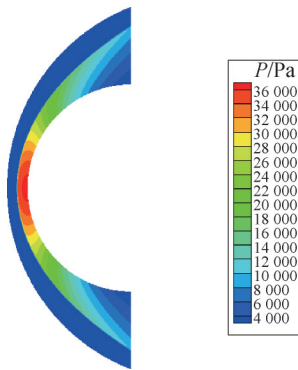
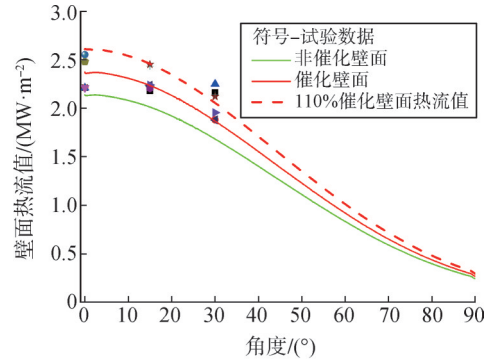
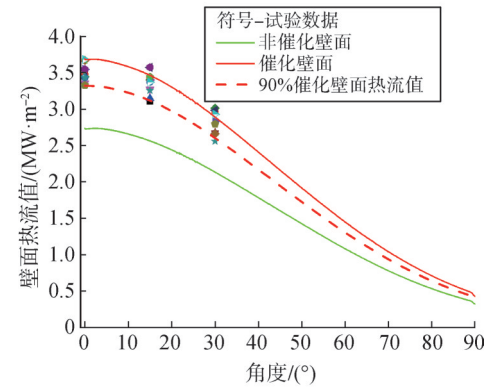


图7 球头压力云图燃气(工况3)  
Fig.7 Flow field pressure contour (case 3)

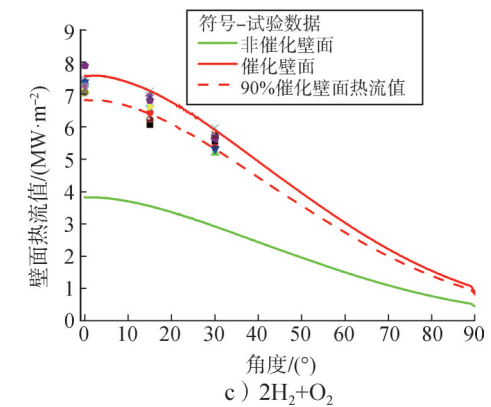
试验模型表面的传感器分别安装在 $0^\circ$ 、 $15^\circ$ 、 $30^\circ$ 两侧位置，如图5所示。通过对试验结果的分析，并与不同壁面条件下数值计算的结果进行对比，发现3种条件下的氢氧燃气，试验测得热流值接近完全催化壁面的结果，工况1试验结果大于完全催化壁面热流约5%，工况2和工况3试验结果小于完全催化壁面热流5%左右，即试验测量值与数值计算完全催化壁面热流值相差仅5%左右，还可以看出试验所用不锈钢材料对燃气的催化效果更显著，如图8所示。



a)  $2\text{H}_2+\text{O}_2+3.762\text{N}_2$



b)  $2\text{H}_2+\text{O}_2+1.6\text{N}_2$



c)  $2\text{H}_2+\text{O}_2$

图8 球头不同燃气来流下的壁面热流

Fig.8 Heat flux distribution along the sphere surface

通过进一步分析发现，驻点压力试验与计算符合得很好，燃气的热流计算的完全催化壁面热流相差5%左右，表明数值计算准确性很高。

### 3 结果与分析

由于不同组分燃气化学反应性质、输运性质等的差异较大，试验产生相同驻室温度压力的不同种类燃气十分困难，为了比较相同驻室温度压力下不同氢氧比例含氮燃气的喷管流动和球头绕流特性，计算了3种不同氢氧氮比例的燃气在驻室参数为 $1.55 \times 10^6\text{ Pa}$ 、 $3\text{ 838 K}$ 时的喷管流动和球头绕流，并参照相同驻室

温度压力下的空气流动。

为了比较化学反应对绕流结果的影响，分别使用了冻结化学反应和非平衡化学反应。对计算结果的分析发现，无化学反应时，氢氧含量增加会减小激波脱体距离；考虑非平衡化学反应后，激波脱体距离减小显著。相比空气，非平衡化学反应模型下燃气的激波脱体距离与冻结流模型差异更大，来流为空气时，气体离解导致激波脱体距离减小了0.8%，而来流为氢氧当量比燃气时，却减小了10%以上，如表7所示。燃气中H<sub>2</sub>O吸热分解，温度降低，而化学反应对压力影响很小，所以激波后气体密度增加，导致激波脱体距离变小；来流为空气时，激波后温度升高，此时O<sub>2</sub>开始离解，但在该总温条件下仅有少部分O<sub>2</sub>开始离解。

表7 不同组分激波脱体距离

Tab.7 Shock standoff distance

组分	冻结流/mm	非平衡/mm	变化量/%
空气	2.49	2.47	-0.8
2H <sub>2</sub> + O <sub>2</sub> + 3.76N <sub>2</sub>	2.28	2.42	-5.7
2H <sub>2</sub> + O <sub>2</sub> + 1.6N <sub>2</sub>	2.37	2.17	-8.44
2H <sub>2</sub> + O <sub>2</sub>	2.26	2.03	-10.18

气体热传导系数是组分和温度的函数，并且氢氧含量增加，燃气的热传导系数增加，均比空气热传导系数大得多，且相比冻结流计算结果，激波后H<sub>2</sub>O的分解降低了气体的热传导系数，同时也降低了气体的温度，由于边界层厚度是来流雷诺数的函数，化学反应对无穷远流条件没有影响，所以边界层厚度不变，激波后温度降低会导致壁面附近温度梯度减小，由傅里叶导热定律可得，热传导系数和温度梯度减小，热传导热流减小，所以激波之后的化学反应减小了热传导热流。在不考虑壁面催化时，数值计算使用化学非平衡模型计算的热流小于冻结化学反应条件下的壁面热流。来流为空气时，在总温不到4 000 K的条件下，氧气还未完全离解，化学反应引起的温度降低幅度很小，驻点线上气体热传导系数的变化微弱，化学反应对热传导热流的影响较小。离解后气体的温度和热传导系数同时减小，由此导致化学非平衡模型计算出的壁面热流比冻结流小14%左右，而空气来流下两者差别不大，如图9所示，由此可见化学反应对燃气的影响较大。

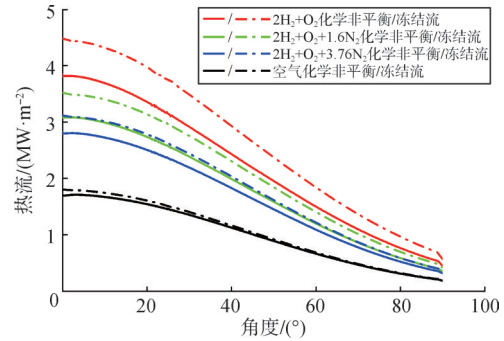


图9 球头表面热流分布

Fig.9 Heat flux distribution along the sphere surface

对于完全非催化壁面而言，燃气中活跃的化学反应会使壁面热流降低，但正如前述试验结果，不锈钢对氢氧燃气催化性极强，对此，有必要研究在完全催化壁面假设下燃气对壁面的气动加热作用，为热防护设计提供可能存在的最大热流。研究发现，壁面前气体被完全催化后，壁面热流陡然增大。球头表面热流分布如图10所示，对于空气，完全催化壁面驻点热流(2.47 MW/m<sup>2</sup>)比非催化时(1.71 MW/m<sup>2</sup>)高出44.8%，此数值经菲德尔驻点热流公式验证。不同组分氢氧燃气的完全催化/完全非催化壁面驻点热流，如表8所示。相同驻室温度压力下，高速燃气对球头的气动加热量远大于空气，并且燃气对材料的催化性能十分敏感，对于氢氧当量比燃气，被完全催化后壁面热流增大了近一倍，表明燃气中氢氧含量升高后，壁面热流对壁面催化条件的敏感性增加。

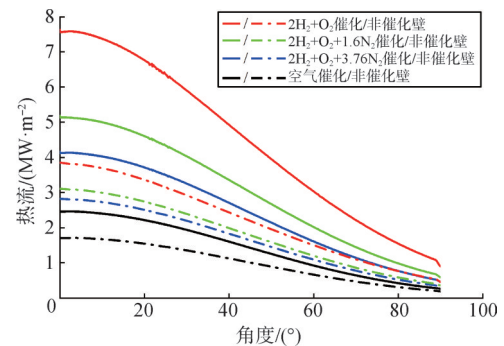


图10 球头表面热流分布

Fig.10 Heat flux distribution along the sphere surface

表8 不同来流下球头驻点热流

Tab.8 The heat flux of sphere stagnation point

组分	非催化/(MW·m <sup>-2</sup> )	催化/(MW·m <sup>-2</sup> )	增加百分比/%
空气	1.71	2.48	44.8
2H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub> +3.76N <sub>2</sub>	2.82	4.16	47.5
2H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub> +1.6N <sub>2</sub>	3.11	5.19	66.7
2H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub>	3.85	7.63	98.2

空气和燃气本质上的区别是组分,空气在高温条件下首先发生 $O_2$ 和 $N_2$ 的离解反应,而燃气则是 $H_2O$ 的分解反应。水分解的活化能较低,更易发生,且燃烧后气体中存在大量的 $H_2O$ 。虽然平衡氢氧燃气在驻室的温度和压力与空气相同,但由于化学平衡状态下的燃气有更多的化学能,在喷管中流动过程中随着燃烧产物的复合,化学能被释放出来,所以喷管出口燃气的总温比空气高;再加上燃气对材料催化性能敏感,多数金属材料及部分金属氧化物材料均对燃气来流表现为完全催化性能,燃气中活跃的化学反应使燃气的气动加热情况比空气更严峻。

常见金属材料会完全催化高温下的氢氧燃气,忽略辐射情况下,高温高速燃气对壁面气动加热的热流分为传导热流和扩散热流。传导热流是在温度边界层的作用下进行的热传导,可由傅里叶导热定律计算出。而扩散热流是指解离气体通过扩散至壁面,并在壁面表面复合,将化学能带至壁面,完全催化壁面条件下,燃气组分达到平衡,释放出大量生成热。

$$q_w = \left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right)_w + \left( \rho D_{12} \sum_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial y} \right)_w \quad (11)$$

通过对热流进行拆分,我们可以看出化学反应对完全催化壁面热流的贡献,通过对不同种类的气体在3 000~5 500 K总温范围内进行大量的计算,总结了扩散热流占比随总温的变化,如图11所示,随着总温的增加,扩散热流所占的比例逐渐升高,且总温不变时,升高氢氧比例,扩散热流占比也在增加。完全催化壁面时,在相同总温总压下燃气比空气有更大的气动加热热流值,主要原因在于燃气中的扩散热流较大。

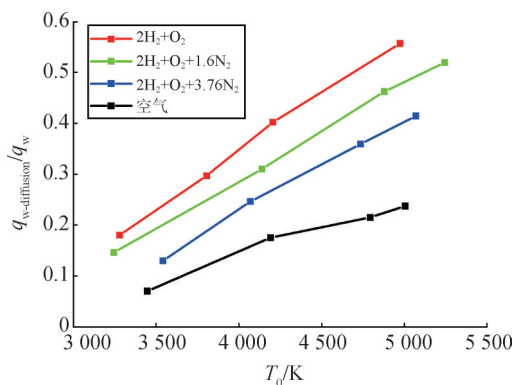


图11 球头表面热流扩散热流占比

Fig.11 Diffusive heat flux fraction

以空气为研究对象的驻点热流公式较多,如De Filippis-Serpico 半经验公式<sup>[19-20]</sup>(见式12),如前所

述,燃气和空气在输运性质、反应差异较大,难以直接应用于燃气介质下的驻点热流预测,如图12所示,通过对De Filippis-Serpico公式进行修正可以获得燃气环境中的驻点热流预测公式:

$$q_{w0} = 2.75 \times 10^{-5} \cdot \sqrt{\frac{P_{02}}{R_n}} \cdot H_0^{1.17} \quad (12)$$

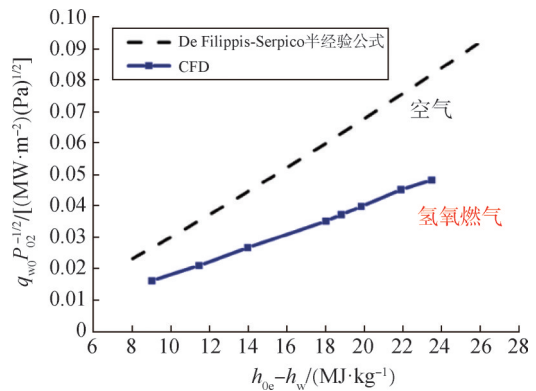


图12 De Filippis-Serpico公式预测值与数值计算

Fig.12 Comparison of De Filippis-Serpico calculation results with stagnation point heat flux data of combustion gas aerodynamic heating

通过变形将De Filippis-Serpico公式转化为线性公式,转化为

$$\ln \left( \frac{q_{w0}}{\left( \frac{P_{02}}{R_n} \right)^{-1/2}} \right) = \ln(2.75 \times 10^{-5}) + 1.17 H_0 \quad (13)$$

式中  $q_{w0}$  为驻点热流值;  $H_0$  为来流气体总焓;  $R_n$  为球头半径;  $P_{02}$  为驻点压力。

假设燃气介质中的驻点热流公式为

$$\ln \left( \frac{q_{w0}}{\left( \frac{P_{02}}{R_n} \right)^{-1/2}} \right) = k + n \cdot H_0 \quad (14)$$

式中  $k$  为热流系数;  $n$  为焓差指数。

空气介质中壁面焓较低,远小于来流总焓,但燃气易受壁面催化影响,在完全催化条件下,壁面处所有解离成分全部转化为 $H_2O$ ,释放大量生成热,壁面焓远大于空气环境下的壁面焓,所以在对De Filippis-Serpico公式进行修正时,添加壁面焓项,即将 $H_0$ 写为 $(H_0 - H_w)$ 。

以氢氧火箭发动机为例,燃烧室总温通常为3 000~5 000 K,所以对氢氧当量比燃气在不同总压时,对不同球头半径( $R_0$ 、 $R_{20}$ )的气动加热结果进行分析,使用最小二乘法计算斜率为1.15,截距为-10.69。可得当量比为1的氢氧燃气环境中,驻点热

流预测公式:

$$q_{w0} = 2.2786 \times 10^{-5} \cdot \sqrt{\frac{P_{02}}{R_n}} \cdot (H_0 - H_w)^{1.15} \quad (15)$$

驻点热流拟合结果见图 13。

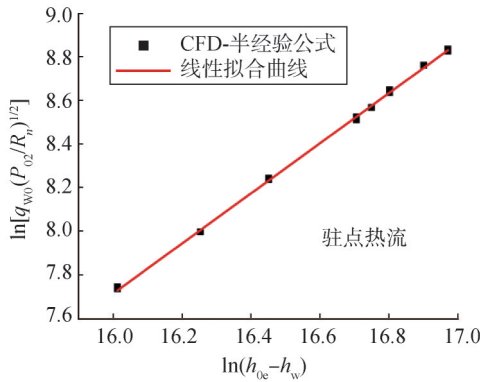


图 13 驻点热流拟合结果

Fig.13 Aerodynamic heating sphere stagnation point heat flux fitting formula curve

针对球头圆周区域也进行了分析, 得到式 (16):

$$q_w = q_{w0} \times [0.8\cos^2(\theta) + 0.2] \quad (16)$$

球头圆周热流拟合结果见图 14。

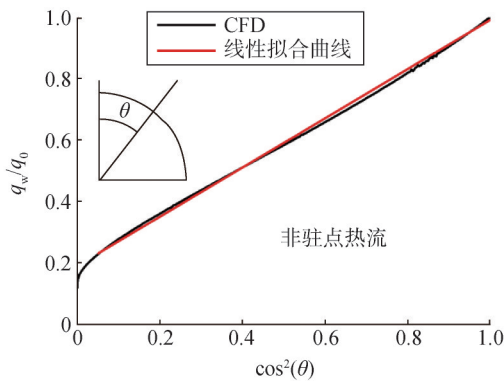


图 14 球头圆周热流拟合结果

Fig.14 Aerodynamic heating sphere surface heat flux fitting formula curve

通过对大量的数据分析, 氢氧当量比为1的高速燃气环境中, 球头驻点热流半经验公式为式 (15) — 式 (16)。

### 4 结论

本文通过计算和试验的方法研究了高速氢氧燃气的流动和气动加热特性。

研究发现燃气来流下壁面热流显著大于空气, 并且随着氢氧含量的增加, 壁面热流逐渐增加。相比空气, 壁面是否催化对燃气来流下的壁面热流影响更大

并且常见金属易对氢氧燃气表现出完全催化特性, 燃气中活跃的化学反应恶化了气动加热, 对于高速燃气的气动加热应采取更加可靠的热防护措施。

最后通过对大量数据的整理, 得出当氢氧当量比为 1 时, 高速氢氧燃气环境下的球头热流半经验公式。

### 参考文献

- [1] MAZUR Z, HERNANDES RA, GARCIA-ILLESAS R, et al. Analysis of conjugate heat transfer of a gas turbine first stage nozzle [J]. Applied Thermal Engineering, 2006, 26(16): 1796-1806.
- [2] MARSHALL W, PAL S, WOODWARD R, et al. Benchmark wall heat flux data for a GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> single element combustor[C]. Tucson: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [3] DERIDDER M A, ANDERSON W E. Heat flux and pressure profiles in an oxygen/hydrogen multielement rocket combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(4): 696-705.
- [4] CONLEY A, VAIDYANATHAN A, SEGAL C. Heat flux measurements for a GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> single-element, shear injector[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(3): 633-639.
- [5] WARNATZ J. Combustion chemistry[M]. GARDINER W C Jr, Ed. New York: Springer, 1984.
- [6] ROMIG M F. Stagnation point heat transfer for hypersonic flow[J]. Jet Propulsion, 1956, 26(12): 1098-1101.
- [7] FAY J A, RIDDELL F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. Journal of Aeronautical Sciences, 1958, 25(2): 73-85.
- [8] 赵梦熊. 载人飞船空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000. ZHAO Mengxiong. Aerodynamics of manned spacecraft[M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2000.
- [9] MILLER C G. Experimental and predicted heating distributions for bionics at incidence in air at mach 10[R]. NASA-TP-2334, 1984.
- [10] 李进平, 张仕忠, 于江鹏, 等. 以高温燃气为试验介质的高温燃气风洞[J]. 气体物理, 2018, 3(6): 1-8. LI Jinping, ZHANG Shizhong, YU Jiangpeng, et al. A detonation tunnel with high temperature burnt gas as test medium[J]. Physics of Gase, 2018, 3(6): 1-8.
- [11] YU H R, ESSER B, LENARTZ M, et al. Gaseous detonation driver for a shock tunnel[J]. Shock Waves, 1992, 2(4): 245-254.
- [12] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J]. 力学学报, 2012, 44(5): 824-831. JIANG Zonglin, LI Jinping, ZHAO Wei, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(5): 824-831.
- [13] LI J, CHEN H, YU H. A. Chemical shock tube driven by detonation[J]. Shock Waves, 2012, 22(4): 351-362.