

# 火箭发动机地面水平试车尾流温度场仿真分析

李 茂, 陈世哲, 陈春富

(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 针对氢氧火箭发动机地面水平试车时尾流燃气对地面热防护的影响, 分别采用二维轴对称模型和三维模型对发动机尾流流场进行了数值模拟。计算中, 采用氢氧单步燃烧反应模型考虑尾流燃气与空气的燃烧, 湍流模型选用了标准  $k-\varepsilon$  模型。仿真结果表明: 三维模型中, 燃气逐渐向地面流动, 地面燃气温度高于二维轴对称模型中的燃气温度; 发动机工况变化时, 三维模型和二维轴对称模型中的地面燃气温度变化趋势相反, 采用三维模型计算具有更好的可信度。

**关键词:** 液体火箭发动机; 地面水平试验; 燃烧反应模型; 燃气温度; 热流密度

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2012) 06-0029-06

## Simulation analysis on wake flow temperature field of rocket engine in horizontal ground test

LI Mao, CHEN Shi-zhe, CHEN Chun-fu

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Aiming at the influence of wake flow gas of the oxyhydrogen rocket engine on the ground protective devices in the horizontal ground test, the numerical simulation of engine wake flow field was conducted with 2-dimensional axis symmetrical model and 3-dimensional model. In the calculation, the single step H-O combustion reaction model was used for the reactions between the wake flow gas and air, and the standard  $k-\varepsilon$  turbulence model was selected. The simulation results show that when the 3-dimensional model was adopted, the fired gas flows to the ground where the gas temperature was higher than that of 2-dimensional axis symmetrical model; as the working condition of the engine was changed, the variable trend of the gas temperature on the ground as for the 2-dimensional axis symmetrical model was opposite to that as for 3-dimension model. Therefore, the reliability of 3-dimentional is higher than 2-dimensional axis symmetrical model.

**Keywords:** liquid rocket engine; horizontal ground test; combustion reaction model; gas temperature; heat-flow density

收稿日期: 2012-05-09; 修回日期: 2012-07-10

基金项目: 国家 863 项目(2008AA702303)

作者简介: 李茂 (1983—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

## 0 引言

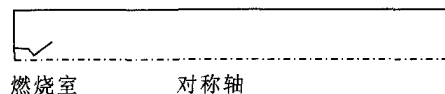
火箭发动机地面试车是火箭发动机研制过程中的基本环节,通过发动机地面试验可以验证设计的可行性、工艺的可靠性以及考核检验调试方法,对发动机的质量及性能作出评价<sup>[1]</sup>。

液体火箭发动机在进行地面试验时,高温燃气会烧蚀地面设备和设施。在很多地面试车台的尾流导流槽中,都有冷却水冷却或者喷淋等措施保护地面设施。在水平试车台中,特别是大型水平高空模拟试车台中,在尾流燃气区域需要安装高空模拟设备,所以,在发动机尾流流场区域内会存在导轨等一些不能拆除的设备。当发动机试验状态切换为地面试验时,如果不对处在尾流燃气区域的设备进行必要的热防护,则有可能被烧坏。在试车台建设或者是大型发动机试验前,对发动机尾流燃气流场进行相关研究,获得发动机尾流燃气对周围环境的热影响是很有必要的。本文以水平试车台为例,分别采用二维轴对称模型和三维模型,开展氢氧火箭发动机尾流燃气对周围环境热影响的研究,并考察发动机工况变化的影响。

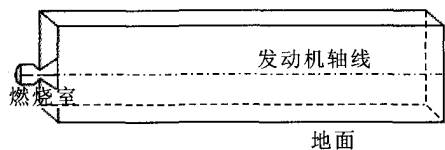
## 1 数值仿真模型

### 1.1 几何模型

在本文研究中,假设发动机中心轴线距离地面 2 m,对距离发动机喷管出口 30 m 以内区域进行仿真。分别采用两种几何模型进行计算:1) 简化的二维轴对称模型。该模型中没有地面,外围流场的计算半径为 2 m,如图 1 (a)所示,其网格单元数目约 112 000 个。2) 三维对称模型。该模型中存在固体地面,发动机轴向与地面距离为 2 m,上边界与轴线垂直距离 2 m,侧面边界距离对称面 2 m,对称面为发动机轴线所在面与地面垂直的面,如图 1(b)所示,其网格单元数目约 417 000 个。在三维模型中,针对可能存在的摇摆试车情况,以发动机中心轴线与地面 4°夹角为例,进行了计算和分析。



(a) 二维轴对称计算区域



(b) 三维计算区域

图 1 燃烧流场计算区域

Fig. 1 Calculation zone of combustion flowfield

### 1.2 数值模型

发动机内燃气从喷管喷出后,剩余的氢气会与空气继续燃烧,需要采用化学动力学模型对燃烧过程进行模拟。氢氧燃烧反应机理非常成熟,且存在多种简化反应机理<sup>[2-5]</sup>。出于工程应用参考及计算成本考虑,本文采用氢氧单步燃烧反应机理模拟燃烧流动过程。采用多组分化学反应雷诺平均、守恒型 Navier-Stokes 方程作为气相湍流流动、燃烧控制方程,详细的控制方程见参考文献 [6]。采用双方程标准  $k-\epsilon$  模型封闭方程组,源项由氢氧单步燃烧化学动力学模型引入。控制方程采用二阶迎风格式离散,压力和速度采用 Simple 格式耦合。

### 1.3 边界条件

本文主要研究发动机尾流流场的温度分布,不考虑燃烧室内燃烧性能对尾流流场的影响,因此,将燃烧室内的燃烧过程进行了简化。采用热力计算获得的参数直接作为燃烧室入口的边界条件,并且假设氢氧完全燃烧生成水,燃气中只存在水和氢气。在两种几何模型中,燃烧室入口均采用压力入口边界条件,给定入口压力、水力直径、湍流密度、燃气组分和温度等,入口边界的主要参数如表 1 所示。尾流流场出口端的外边界和上边界采用压力出口边界条件,出口压力为 1 个大气压;尾流流场发动机入口端的气体边界采用压力入口条件,入口压力为 1 个大气压,组分为空气;在二维轴对称模型中,轴线采用轴对称边界条件;在三维对称模型中,对称面采用对称

边界条件,地面分别采用绝热壁面条件和等温壁面条件进行计算,地面处热流密度通过等温壁面条件获得。通常情况下,采用流固耦合计算可以获得较为准确的热流值,但是,在此处的外流场计算中,采用流固耦合模型需要消耗很大的计算成本。目前,国外在计算燃烧室热流值时,通常采用试验获得的温度值或者假定的恒定温度值作为边界值进行计算,相关研究表明,两者相差不明显<sup>[7-8]</sup>。因此,本文的地面热流密度采用固定的壁面温度条件进行计算,假设地面温度为 300 K。

表 1 燃烧室入口主要参数

Tab. 1 Main parameters of combustor inlet

工况	混合比	压力/ MPa	温度/K	水/%	氢/%
1	5.6	3.9	3 370	95.45	4.55
2	6	4.1	3 430	96.43	3.57
3	6.4	4.3	3 480	97.30	2.70

1.4 评价指标

在二维轴对称模型中,采用温度分布和距离发动机中心轴线 2 m 处的燃气温度作为评价指标。尽管燃气温度不能代表地面最终的温度,但是,地面最终的温度不会超过燃气温度,该参数间接预示了地面承受的热载,燃气温度作为评价指标仍具有实际意义。在三维计算模型中,分别采用地面燃气温度和地面热流密度作为评价指标。地面处的热流密度为单位面积上的热载荷,可以较为直观的显示地面承受的热载。

2 计算结果及分析

2.1. 燃烧对二维轴对称模型尾流流场的影响

图 2 为典型的二维尾流流场温度分布,其中,图 2(a)所示的结果不考虑空气的补燃,仅为流动过程;图 2(b)所示结果考虑了燃气中剩余氢气与空气的燃烧。从温度分布云图可以看出,考虑空气补燃时,高温区域更宽,延伸更长,空气补燃对尾流流场温度分布影响明显。

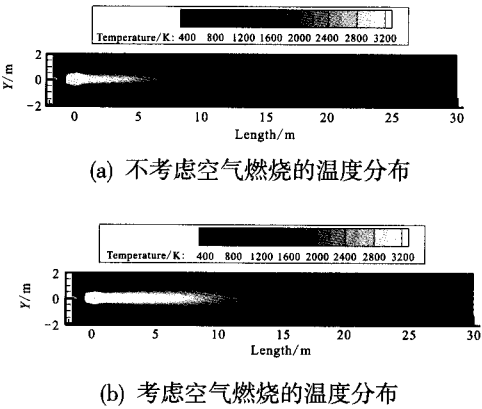


图 2 二维轴对称模型下的燃气尾流流场温度分布  
Fig. 2 Contours of wake flow field temperature as 2-dimension axis symmetrical model is used

图 3 为带燃烧反应和不带燃烧反应条件下的中心轴线处氢气浓度分布和假设地面处的燃气温度分布对比。

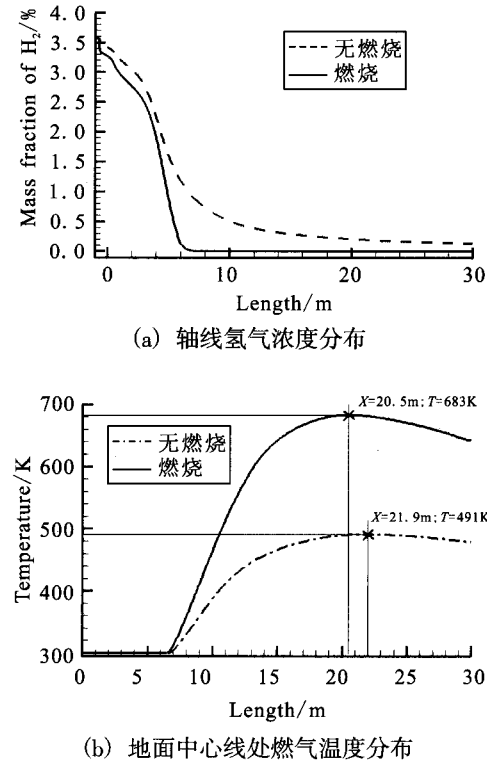


图 3 轴线及地面中心线处参数分布  
Fig. 3 Parameters distribution at axis and center line of ground

如图 3 (a) 所示的中心轴线处氢气浓度分布,两种仿真模型下,在喷管出口处的氢气浓度相



图 6 为三维对称模型中地面处的热流密度。

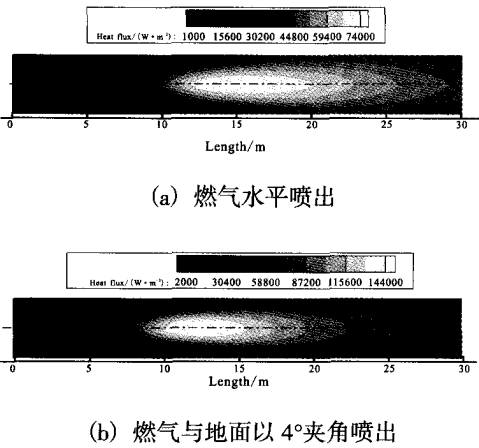


图 6 三维对称模型下地面处热流密度分布

Fig. 6 Heat flux distribution on ground for 3-dimension symmetrical model

图 6(a)为水平工况, 图 6(b)为夹角工况。比较两种工况的热流密度可以发现, 夹角工况的最大热流密度值接近水平工况的 2 倍, 最大热流密度值出现的位置距离喷管出口也更近。与图 5 的地面处燃气温度分布对比可以看出, 地面燃气最高温度出现的位置与热流密度最大值出现的位置不同。这是因为, 热流密度大小不仅与当地温度梯度相关, 还与当地速度梯度等其他因素相关。热流密度的大小意味着单位面积内热载的大小, 由此可知, 地面温度上升较快的位置为热流密度较大的位置, 并不是地面燃气温度最高的位置。受地面传热影响, 地面最终的温度不会超过地面处燃气温度。

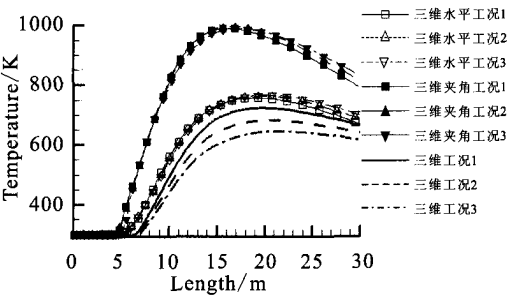
2.2.2 发动机工况变化对地面热载的影响

图 7 为发动机工况变化对地面处燃气温度和热流密度的影响, 图示中三维水平指燃气水平喷出工况, 三维夹角指燃气与地面以 4° 夹角喷出工况, 二维指二维轴对称模型。在三维模型中, 取值位置为模型中的对称面与地面的交线。

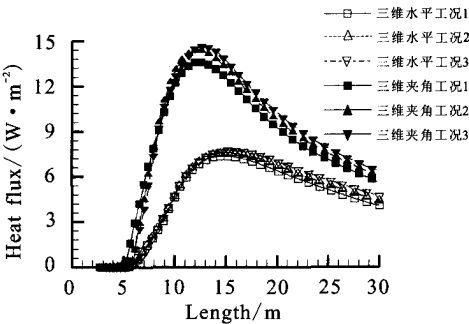
比较图 7 (a) 中的温度分布可以看出, 工况变化对二维轴对称模型结果的影响大于三维模型, 并且工况变化时两种模型得到的温度分布规律相反。在二维轴对称模型中, 燃气从喷管喷出后,

燃气向四周扩散, 燃气中剩余的氢气可以与空气进行充分的掺混和燃烧, 因此, 尽管工况 1 喷管出口处的温度较低, 但由于其氢气含量高, 尾流燃气温度较高。而在三维模型中, 受地面影响, 地面附近燃气没有足够的空气补充燃烧, 因此, 工况变化对地面处的燃气温度影响较小。同样由于地面处没有足够的空气补充燃烧, 发动机燃烧室燃气温度对地面处燃气温度的影响明显, 发动机入口燃气温度较高时, 地面处燃气温度也相对较高。

从图 7 (a) 中同时可以看出, 三维模型计算获得地面燃气温度高于二维模型计算获得温度, 夹角工况温度显著高于水平工况。从图 7(b) 的热流密度可以看出, 夹角工况的热流密度也显著高于水平工况, 夹角工况中地面承受的热载将显著大于水平工况, 发动机摇摆试车中地面设施的热防护值得关注。



(a) 二维模型和三维模型的地面处燃气温度分布



(b) 三维模型的地面处热流密度分布

图 7 工况变化对地面处燃气温度分布和热流密度分布的影响

Fig. 7 Influence of combustor parameters on ground gas temperature and heat flux distribution

### 3 结论

分别采用二维轴对称模型和三维模型对氢氧火箭发动机水平地面面试车的尾流流场进行了数值模拟和分析, 结果表明:

1) 燃烧对尾流流场温度影响明显。发动机喷出的燃气为富氢状态, 氢气在空气中将继续燃烧。虽然燃气中的氢气含量百分比较低, 但考虑燃烧反应与不考虑燃烧反应的结算结果差别显著: 采用单步燃烧反应计算得到的结果比不考虑燃烧反应的结果高出近 200 K, 必须考虑燃烧反应才能获得更准确的外场温度分布。

2) 地面燃气温度最高时的位置与地面热流密度最大时的位置不同, 出现最高燃气温度的位置比出现最大热流密度的位置相对远离喷管出口。除了温度梯度可影响到热流密度的大小外, 速度梯度等其他因素也影响热流密度。热流密度较大处温度将会上升较快, 但最终不会超过燃气温度。

3) 三维模型与二维轴对称模型的计算结果差别较大。三维模型考虑了地面影响, 高速流动气体对周围引射, 而地面无足够的空气补充, 使得燃气向地面流动。工况变化时, 三维模型得到的温度变化趋势与二维轴对称模型相反, 采用三维模型可以获得与实际情况更为接近的结果。

#### 参考文献:

[1] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1990.

[2] SHANG H M, CHEN Y S, LIAW P. Investigation of che-mical kinetics integration algorithms for reacting flows, AIAA 1995-0806 [R]. USA: AIAA, 1995.

[3] LIN Z Y, ZHOU J, HUANG Y H, et al. An innovative conception for computational combustion: multi reaction mechanisms for LRE combustion simulation, AIAA 2005-

3591[R]. USA: AIAA, 2005.

- [4] NEGISHI H, KUMAKAWA A, YAMANISHI N, et al. Heat transfer simulations in liquid rocket engine subscale thrust chambers, AIAA 2008-5241[R]. USA: AIAA, 2008.
- [5] SOZER E, VAIDYANATHAN A, SEGAL C, et al. Computational assessment of gaseous reacting flows in single element injector, AIAA 2009-449 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [6] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [7] LIN J, WEST J S, WILLIAMS R W, et al. CFD code validation of wall heat fluxes for a GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> single element combustor, AIAA 2005-4524[R]. USA: AIAA, 2005.
- [8] SOZER E, HASSAN E A, YUN S, et al. Turbulence chemistry interaction and heat transfer modeling of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> gaseous injector flows, AIAA 2010-1525 [R]. USA: AIAA, 2010.
- [9] 刘昊, 宋文艳. 双模态燃烧室激波链/附面层相互干扰研究[J]. 计算机仿真, 2012 (1): 21-24.
- [10] 赖松柏, 陈同祥, 于登云. 整体壁板结构弹塑性弯曲中性层位置分析[J]. 宇航材料工艺, 2012(1): 35-37.
- [11] 徐方涛, 张绪虎, 贾中华. 姿/轨控液体火箭发动机推力室高温抗氧化涂层[J]. 宇航材料工艺, 2012(1): 25-29.
- [12] 祝银海, 姜培学, 孙纪国, 熊宴斌. 液体火箭推力室面板发汗冷却与燃烧耦合数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2012(1): 101-104.
- [13] 党锋刚, 马红宇, 李春红, 宋春. 液氧煤油发动机稳态故障仿真分析[J]. 火箭推进, 2012(2): 27-31.
- [14] 国爱燕, 唐义, 白廷柱, 黄刚. 液体火箭发动机羽烟三维紫外辐射仿真研究[J]. 北京理工大学学报, 2012(4): 410-414.
- [15] 董士奎, 刘洪芝, 马宇, 谈和平. 气粒混合物非灰辐射特性合并宽窄谱带 K 分布模型[J]. 工程热物理学报, 2012 (1): 94-96.
- [16] 孙志强, 杨青真, 陈立海, 刘毅. 涡扇发动机引射喷管的红外辐射特性数值研究[J]. 航空工程进展, 2012(1): 92-97.
- [17] 张少丽, 单勇, 张勇, 张靖周. 膨胀边开槽对单边膨胀喷管性能影响的数值研究[J]. 推进技术, 2012(3): 436-442.

(编辑: 王建喜)