

液氢/液氧火箭发动机尾焰流场特性仿真研究

乔 野, 聂万胜, 丰松江, 蔡红华, 吴高杨

(中国人民解放军装备学院, 北京 101416)

摘 要: 为研究液氢/液氧火箭发动机燃烧尾焰射流流动特点, 采用耦合了 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型、液氢/液氧单步化学反应的 N-S 方程, 化学反应速率采用湍流脉动机制和 Arrhenius 机制控制, 运用 PISO 算法对液氢/液氧火箭发动机在地面发射阶段的燃烧尾焰射流流场进行了一体化仿真计算, 得到了液氢/液氧火箭发动机燃烧尾焰射流近场激波系结构, 并与理论分析结果进行对比, 证明了算法的有效性和正确性。分析了燃烧尾焰压力场的动态形成过程, 捕捉到尾焰半球形冲击波的发展过程, 并认为冲击波为正激波且进行匀速传播。获得了尾焰流场各项参数的分布情况, 为开展燃烧尾焰射流的辐射计算提供数据基础。

关键词: 尾焰; 液氢/液氧火箭发动机; 单步化学反应; 冲击波; 数值仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 05-0043-06

Simulation research on fluid field characteristics of LH₂/LOX rocket engine plume

QIAO Ye, NIE Wansheng, FENG Songjiang, CAI Honghua, WU Gaoyang

(Equipment Academy of PLA, Beijing 101416, China)

Abstract: To research the burning plume exhaust flow field of LH₂/LOX rocket engine, the N-S equation is adopted, in which Realizable model and the LH₂/LOX one-step chemical reaction are coupled. The chemical reaction rate is controlled by Eddy-Dissipation and Arrhenius Mechanism. The integration simulation calculation of the LH₂/LOX rocket engine plume during the period of launch was performed with PISO algorithm, by which the shock wave system structure of the plume jet flow in the near field is acquired and compared with the theoretical analysis results. The effectiveness and correctness of this algorithm is proved. The dynamical forming process of the burning plume pressure field is analyzed, the developing process of the hemispheric impact wave has been gain, and it is considered that the impact wave is a normal shock wave and moves in the uniform velocity. The distribution of different parameters in the plume field has been acquired, which can provide a data foundation for the study on radiation of the plume jet flow.

Keywords: exhaust plume; LH₂/LOX rocket engine; one-step chemical reaction; shock wave; numerical simulation

收稿日期: 2015-01-08; 修回日期: 2015-06-29

基金项目: 国家自然科学基金(51206185, 91441123)

作者简介: 乔野 (1991—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机

0 引言

火箭发动机在燃烧室内消耗自身携带的推进剂通过喷管产生推力,这一过程伴随大量发光发热的燃气从喷管喷出,并相继形成第二、第三等若干个波阵面,即形成了火箭发动机的燃烧尾焰。尾焰具有高温、高速、大流量的特点,在发射阶段会对发射场产生很强的冲击干扰和辐射干扰影响。

国外对火箭发动机尾焰的研究起步较早,但无论是数值模拟还是试验测量,1990年前进展一直较为缓慢。随着计算机技术和数值计算技术的发展,尾焰的研究取得了大量成果。文献[1-3]研究了尾焰流场对飞行器弹体受力的影响,文献[4-6]研究了发动机尾焰流场形成与发展特点,文献[7-9]研究了发动机尾焰流场的冲击效应,文献[10-11]研究了发动机尾焰流场的辐射特性。以上文献为火箭发动机尾焰特性研究及发展提供了重要基础。以液氢/液氧作为推进剂的液体火箭发动机反应能量远远大于液氧/煤油发动机和常规的偏二甲肼/四氧化二氮发动机。同时,由于氢的分子量极低,液氢/液氧发动机比推力比其他任何推进剂发动机的比推力都高,并具有无毒、无污染等优点,因而也是世界各国争相研究的对象,如美国的J-2发动机、日本的LE-7A发动机、苏联的RD-0120发动机^[12]等都作为运载火箭芯一级动力系统发动机来使用。但目前,针对液氢/液氧发动机在地面发射阶段的燃烧尾焰流场仿真计算还比较少,需要进一步研究。

为了分析航天发射中燃烧尾焰对发射场的影响,本文以液氢/液氧发动机为模型,考虑燃烧室内的燃烧反应,建立液氢/液氧发动机燃烧尾焰一体化仿真计算模型,得到发动机在地面发射阶段燃烧尾焰流场的各项参数分布特点,为后期分析尾焰对航天发射的影响奠定基础。

1 计算模型与数值方法

1.1 控制方程

控制方程采用二维N-S方程来描述,其质量、动量和能量方程基本形式为^[13]:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{U}\phi) = \text{div}(\Gamma_\phi \text{grad}\phi) + S_\phi \quad (1)$$

式中: ϕ 为通用变量,代表 u, v, T 等变量; ρ 为流体密度; \mathbf{U} 为速度矢量; Γ_ϕ 表示对应于 ϕ 的扩散系数; S_ϕ 为相应的源项。

1.2 湍流模型

采用Realizable $k-\varepsilon$ 模型封闭控制方程,其对射流的仿真模拟可取得同试验数据对比一致的结果^[13]。

湍流动能 k 方程

$$\rho \frac{dk}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\eta + \frac{\eta_i}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \eta_i \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \rho \varepsilon \quad (2)$$

湍流粘性系数方程

$$\eta_i = c_\mu \rho k^2 / \varepsilon \quad (3)$$

式中

$$c_\mu = \frac{1}{4 + \sqrt{6} \cos\left(\frac{1}{3} \arccos(\sqrt{6} W)\right)} \sqrt{S_{ij} S_{ij}} \frac{k}{\varepsilon} \quad (4)$$

$$W = \frac{1}{\sqrt{S_{ij}}}, S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

湍流耗散率 ε 方程

$$\frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\eta + \frac{\eta_i}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + c_1 \rho S \varepsilon - c_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (6)$$

式中: $\sigma_\varepsilon=1.2$; $\sigma_k=1.0$; $c_2=1.9$; $c_1=\max\left\{0.43, \frac{\tilde{\eta}}{5+\tilde{\eta}}\right\}$;

$\tilde{\eta} = \frac{Sk}{\varepsilon}$; $S = (2S_{ij}S_{ij})^{1/2}$ 。

1.3 燃烧模型

为简化计算节省时间,本文考虑一步的全局化学反应:



发动机燃烧过程化学反应速率 W_{CH} 采用湍流脉动机制 R_{EBU} 和Arrhenius机制 R_{Arr} 控制^[14]:

$$W_{\text{CH}} = \min(|R_{\text{EBU}}|, |R_{\text{Arr}}|) \quad (8)$$

1.4 计算方法

本文采用PISO算法进行压力-速度耦合求

解^[15-16]。PISO 算法基于对压力-速度修正的高度近似, 通过引入邻近校正和倾斜校正克服了 SIMPLE 算法在完成压力修正方程求解后由于节点速度以及相应通量不满足动量平衡而不断进行迭代的问题, 提高了计算效率。

2 网格与边界条件

图 1 为尾焰计算网格。计算网格为以发动机及其尾焰远场为一体的二维轴对称计算区域。图中 OA 为发动机入口, 给定推进剂的质量流率, H_2/O_2 气气喷注, 混合比 6.0, 燃烧室室压 100 atm, 喷管面积比 5.0; ABC 为发动机固壁面, 采用壁面无滑移边界条件; CDE 为环境远场, 由于仿真主要研究地面发射阶段尾焰流动特点, 给定环境压力 1 atm、环境温度 300 K, 并且忽略来流速度; 出口 EF 给定为压力出口边界条件, 给定环境压力以及环境温度; OF 为网格对称轴, 对称轴上径向速度为零, 其余变量径向梯度为零。

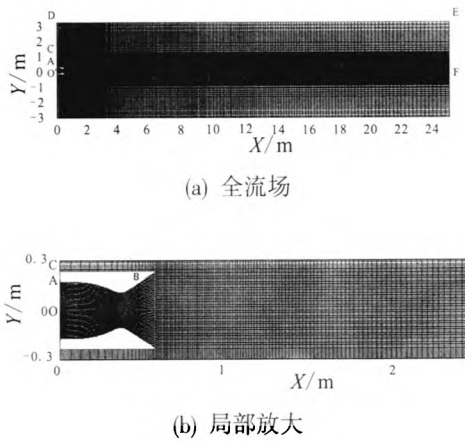


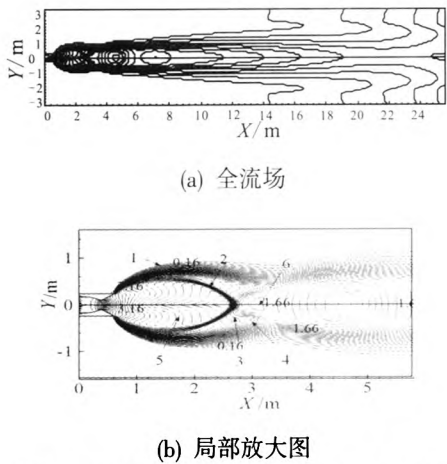
图 1 计算网格
Fig. 1 Mesh of plume calculation

3 计算结果分析

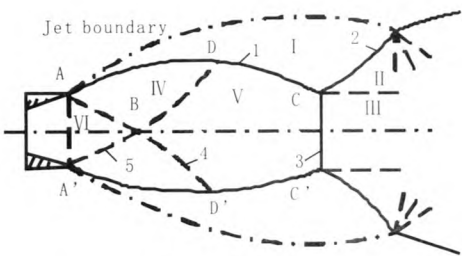
3.1 尾焰流场结构分析

图 2 给出了尾焰流场的马赫数分布。从图中可以看出由于发动机处于欠膨胀工作状态, 在流场中可以捕捉到清晰的激波系结构。从局部放大的马赫数分布中可以更加清晰的看到在发动机出口沿轴线外侧首先形成了 P-M 膨胀波簇, 用以实现尾焰内部高压到环境低压的顺压梯度; 膨胀波

由等压流线反射为压缩波, 并汇聚成轴线内侧的相交激波, 相交激波同马赫盘构成了高低压场; 相交激波穿过马赫盘形成了反射激波, 并以此构成典型的三波交点结构, 反射激波同马赫盘共同构成了局部高压场; 反射激波再经过尾焰射流边界的反射, 形成膨胀波, 由此不断循环, 形成了典型的欠膨胀超音速射流近场激波系结构。这同文献 [17] 中给出的理论分析结果完全一致, 如图 3 所示, 证明了计算方法的合理性和有效性。



1-P-M 膨胀波簇; 2-相交激波; 3-马赫盘;
4-反射激波; 5-高低压场; 6-高压场
图 2 马赫数分布
Fig. 2 Mach-number distribution



1-相交激波; 2-反射激波; 3-马赫盘;
4-反射特征线; 5-起始特征线
图 3 典型欠膨胀燃气射流流场结构^[17]

Fig. 3 Typical structure of under-expansion gas flow field^[17]

3.2 尾焰各项流场参数分析

图 4 和图 5 给出了不同时刻流场压力云图以及沿轴线上压力分布。从图 4 可以直观看出尾焰

压力场的动态形成过程。在 $t=0.5\sim 20\text{ ms}$ 时，在发动机出口逐渐形成以发动机出口为球心的半球形波，此半球形波不断干扰发动机出口外的静止流体，所到之处会对该处的压力场产生压力突越（见图 5），由此可以判断此半球形波为正激波，即尾焰流动过程中产生的初始冲击波，且可近似认为此冲击波在以恒定速度匀速传播；随着尾焰冲击波对外界静止流体的不断作用，尾焰欠膨胀近场激波系结构逐步形成。随着流动的进行，马赫盘沿轴线不断移动，其（正激波）强度不断发展； $t=20\sim 150\text{ ms}$ 时，尾焰欠膨胀近场激波系结构基本形成，且马赫盘位置基本稳定。

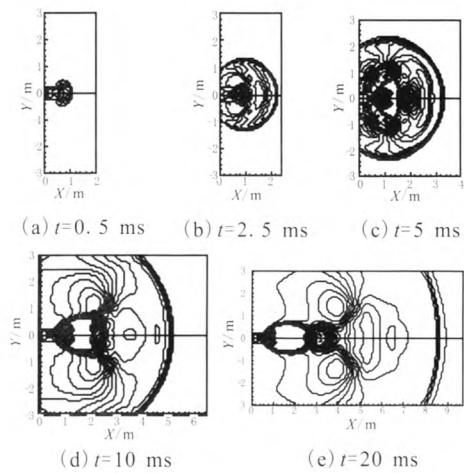


图 4 不同时刻流场压力云图

Fig. 4 Contour of pressure at different time

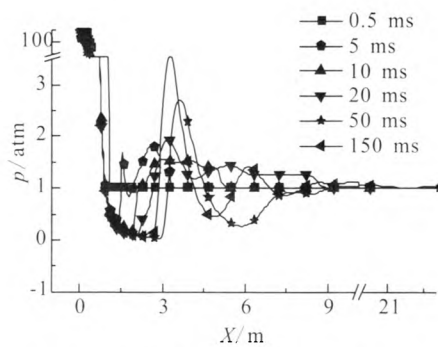


图 5 不同时刻轴线上压力分布

Fig. 5 Pressure distribution on axial at different time

图 5 中 $t=150\text{ ms}$ 时，流场中最大压力出现在燃烧室内，达到 109.05 atm ；燃气流出发动机后，

进入高低压场，燃气先膨胀后压缩，压力先降到低于环境压力后，再在马赫盘（正激波）的作用下急剧升高，进入高压场；在高压场中，压力达到一个极大值（ 3.57 atm ）后逐步降低；燃气压力通过以上方式不断循环震荡，随着轴向距离的增大，激波系的强度逐渐降低，震荡越来越小，最终衰减到 1 atm 。

图 6 (a) 给出了流场的静温分布。图中可以看出尾焰温度场同压力场具有相似的近场激波系结构，且流场高温区集中在尾焰的高压场中。随着尾焰的流动，尾焰温度逐渐降低。

图 6 (b) 为出口不同位置处流场温度径向分布。从图中可以看出在 $X=2\text{ m}$ 处为高低压区，随着径向距离的增大，尾焰先在相交激波的作用下，温度升高；随后略微膨胀，温度降低，但在边界复燃作用的影响下，温度有小幅上升；随后在 P-M 膨胀波簇的作用下，温度逐步降低到环境温度。同理， $X=4\text{ m}$ 处在下一个波节的高低压场，在相交激波和 P-M 膨胀波簇的作用下，温度沿径向先升高后降低，这里复燃的化学反应速率较低，对温度产生的影响较小。在 $X=6\sim 25\text{ m}$ 时，随着轴向距离的增加，尾焰中心区域的温度“震荡式”降低，而尾焰的厚度呈现先增加后减小的趋势。

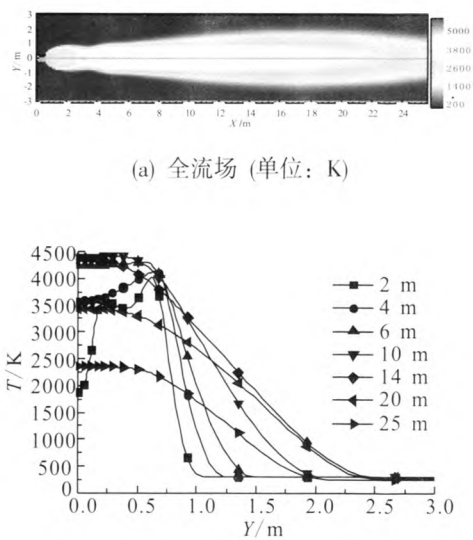


图 6 温度分布

Fig. 6 Temperature distribution

图7给出流场速度分布云图。从图中可以看到速度具有同压力以及温度相反的变化趋势,这符合欠膨胀流动的基本规律。轴线上,燃气在喷管中进行膨胀加速,在喷管出口外达到最大速度,为5344 m/s;之后,燃气在激波膨胀波的交替作用下,速度大小上下“震荡”式降低,最终衰减为844 m/s。

图8给出轴线上 $H_2/O_2/H_2O$ 体积分数分布,从图中可以看出在发动机中 H_2 和 O_2 充分燃烧, O_2 余量很少。尾焰流场中,在 $X=1\sim 12.8$ m范围内,尾焰燃气的组分主要为 H_2O 和 H_2 ;由于流动中的损耗以及和空气中的氧发生复燃反应, H_2 的体积分数逐渐降低。在 $X=12.8\sim 25$ m范围内,尾焰燃气的主要成分为 H_2O 和 O_2 ,且 O_2 的体积分数逐渐增大,这是由于缺少 H_2 而无法发生复燃反应,从而通过尾焰和空气的掺混,增加了燃气中 O_2 含量。以上分析为之后研究发射阶段尾焰辐射特性确定了研究对象,奠定了数据基础。

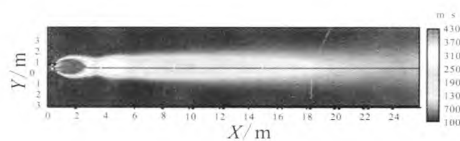
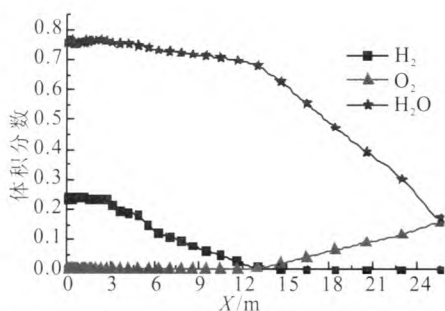


图7 速度分布

Fig. 7 Velocity distribution

图8 轴线上 $H_2/O_2/H_2O$ 体积分数分布Fig. 8 Volume fraction distribution of $H_2/O_2/H_2O$ on axis

4 结论

本文采用气气喷注、时均湍流模型对液氢液氧火箭发动机在发射阶段的燃烧尾焰进行了一体化仿真计算,得到结论如下:

1) 仿真结果同理论分析所得的欠膨胀燃气射流近场激波系结构基本一致,证明了算法的有效性和正确性。

2) 仿真计算实现了对尾焰压力场形成过程的动态模拟,认为初始冲击波是通过在发动机出口形成以发动机出口为球心的半球形波来对整个尾焰流场进行干扰的;这种冲击波为正激波,会对压力场产生压力突越,且以恒定速度进行匀速传播。发动机出口处,马赫盘(正激波)随时间的推移沿轴向发展运动,其激波强度逐渐增大,并最终趋于稳定。

3) 仿真得到了尾焰流场压力、温度、速度、马赫数以及各个燃气组分的分布情况,所得结果为进一步研究该型发动机发射阶段尾焰的冲击特性和辐射特性奠定了基础。

参考文献:

- [1] LEE Y K, RAGHUNATHAN S, BENARD E, et al. Plume interference effect on missile bodies and control, AIAA 2003-1241[R]. Reston, USA: AIAA, 2003.
- [2] AVITAL G, POMPAN J, MACALES J, et al. Experimental and CFD study of rocket plume effects on missile longitudinal aerodynamic stability, AIAA 2004-5196[R]. Reston, USA: AIAA, 2004.
- [3] 丰松江, 聂万胜. 导弹尾焰对其飞行性能的影响研究[J]. 装备学院学报, 2006, 17(5): 39-41.
- [4] 李军, 曹从咏, 徐强. 固体火箭燃气射流近场形成与发展的数值模拟[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 410-413.
- [5] 周松柏, 郭正, 高嵩, 等. 火箭发动机动态流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 118-121.
- [6] 张光喜, 周为民, 张钢锤, 等. 固体火箭发动机尾焰流场特性研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(1): 18-23.
- [7] 周国仪, 曹义华, 胡继忠. 火箭尾喷流对带孔平板冲击流场的数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2001, 24(2): 1-3.
- [8] 孙晋, 曹从咏. 火箭喷流对平板冲击的数值模拟[J]. 南京理工大学学报, 2002, 26(4): 381-384.
- [9] 马艳丽, 姜毅, 郝继光, 等. 固体发动机燃气射流对发射平台冲击效应研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 373-395.
- [10] 聂万胜, 杨军辉, 何浩波, 等. 液体火箭发动机尾焰红外辐射特性[J]. 国防科技大学学报, 2005, 27(5): 91-94.

- [11] NIE Wansheng, FENG Songjiang. Numerical simulation of liquid rocket exhaust plume radiation, AIAA 2007-4413[R]. Reston, USA: AIAA, 2007.
- [12] 丁兆波, 孙继国, 路晓红. 国外典型大推力氢氧发动机推力室技术方案综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2012(4): 28-30.
- [13] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1988.
- [14] FENG Songjiang, CHENG Yufeng, NIE Wansheng. Combustion instability analysis in a hydrogen-oxygen rocket engine, AIAA 2009-4864 [R]. Reston, USA: AIAA, 2009.
- [15] ISSA R I. Solution of implicitly discretized fluid flow equations by operator splitting[R]. Journal of Computational Physics, 1986(62): 40-65.
- [16] FERZIEGER J L, PERIC M. Computational methods for fluid dynamics[M]. Heidelberg: Springer-Verlag, 1996.
- [17] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1988.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 37 页)

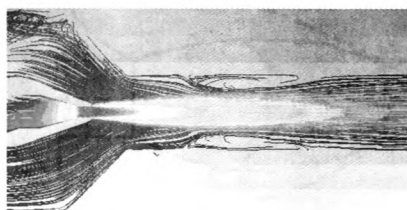


图 9 优化后流线图

Fig. 9 Streamline diagram after optimization

从图中可以看出, 相比优化后, 优化前喉管中的漩涡体积较大。漩涡会带来能量损失, 使泵效率降低。

5 结论

采用多参数优化方法, 对中心射流泵 4 个设计参数与性能之间的关系进行了分析, 以效率最高为目标, 得到了最优的设计参数, 优化结果对工程设计有一定指导意义。与传统优化方法相比, 多参数优化考虑了参数之间的相互影响关系, 优化结果更全面、准确, 是中心射流泵设计的一种新方法。

参考文献:

- [1] WINOTO S H, LI H, SHAH D A. Efficiency of jet pumps[J]. Journal of Hydraulic Engineering, 2000, 126(2): 150-56.
- [2] 龙新平, 朱劲木, 梁爱国, 刘景植. 射流泵喉管最优长度的数值计算[J]. 水利学报, 2003(10): 14-18.
- [3] 王常斌, 林建忠, 石兴. 射流泵最佳参数的确定方法[J]. 流体机械, 2004, 32(9): 21-25.
- [4] 陆宏圻. 喷射技术理论及应用[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2004.
- [5] 陈沛, 韩旭, 姜潮, 张正. 基于最小二乘映射的多参数结构问题快速计算方法[J]. 中国机械工程, 2011, 22(6): 706-709.
- [6] 刘纪涛, 刘飞, 张为华. 基于拉丁超立方抽样及响应面的结构模糊分析[J]. 机械强度, 2011, 33(1): 73-76.
- [7] 李庆杨, 王能超, 易大义. 数值分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
- [8] LEE Jun-Hee, KIM H D. Studies on flow characteristics of variable ejector systems, AIAA2006-4884[R]. USA: AIAA, 2006.

(编辑: 王建喜)