

液体远地点发动机推力室工作过程数值仿真

银仁亮¹, 周 进¹, 张中光²

(1. 国防科技大学材料与工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 上海航天动力机械研究所, 上海 200233)

摘 要: 研究了远地点发动机 (N_2O_4/MMH) 的推力室工作过程, 考虑了自燃推进剂的雾化、蒸发以及化学反应流动过程, 采用交错网格系统的 SIMPLE 算法, 得到了不同边区冷却流量对推力室的内流场和燃烧效率的影响结果, 数值计算的结果与理论分析相符合, 为推力室工作过程的稳定性分析提供了重要参考。

关键词: 液体远地点发动机; 数值模拟; 燃烧

中图分类号: V439.8

文献标识码: A

文章编号: (2004)04-0006-05

Numerical Simulation of Operation Process of Liquid Apogee Engine Thrust Chamber

Yin Renliang¹, Zhou Jin¹, Zhang Zhongguang²

(1. School of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shanghai Spaceflight Institute of Power Machinery, Shanghai 200233, China)

Abstract: The operating process of liquid apogee engine (N_2O_4/MMH) thrust chamber is studied. By applying the SIMPLE algorithm with staggered grid, the numerical model is established. The atomization mechanism and decomposition combustion of hypergolic rocket propellant are considered in the model. The combustion performance was analyzed by using different cooling mass flow rate. The results of the numerical simulation are in agreement with those of theory analysis. Therefore, the research provides a theory reference for analysis of the rocket engine stability.

Key words: liquid apogee engine(LAE); numerical simulation; combustion

1 引言

液体远地点发动机 (LAE—Liquid Apogee Engine) 用于为航天器远地点机动入轨提供推力, 它一般采用双组元小推力液体火箭发动机, 推进

剂选用 N_2O_4/MMH 等。推力室壁通常采用边区液膜冷却。冷却流量通常占燃料总流量的 10%~25% 左右, 对于某些无毒推进剂甚至高达 50% 以上。由于这部分的燃料在燃烧室内不能完全参加燃烧, 导致推力室的燃烧效率较低。因此, 在保

收稿日期: 2003-09-16; 修回日期: 2003-11-05。

作者简介: 银仁亮 (1978—), 男, 硕士研究生, 研究领域为火箭发动机燃烧分析。

证发动机正常工作的前提下,减小发动机的边区冷却流量对提高发动机性能具有非常重要的意义。本文通过数值仿真,获得了推力室在不同边区冷却流量的条件下发动机的内流场和其他性能参数,计算结果与发动机的试车结果一致。

2 推力室工作过程模型

2.1 气相控制方程

气相用带源项 Reynolds 平均的 Navier-Stokes 方程组来描述,写成圆柱坐标系下的统一形式,即

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v \phi) = \\ \frac{\partial}{\partial x}(\mu \frac{\partial \phi}{\partial x}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \mu \frac{\partial \phi}{\partial r}) + \\ S_{\phi} + S_{m,\phi} + S_{c,\phi} \end{aligned} \quad (1)$$

式中, ϕ 为方程写成统一形式时的变量,当 ϕ 取 1、 u 、 v 、 h 、 k 、 ε 、 Y_f 、 Y_{ox} 时,方程(1)分别表示连续方程、动量方程、能量方程、湍流动能方程、湍流耗散率方程、燃料组分守恒方程和氧化剂组分守恒方程; ρ 为燃气的密度; u 、 v 为圆柱坐标系下的燃气速度矢量; h 为燃气的焓; Y_f 、 Y_{ox} 分别为燃料和氧化剂组分; S_{ϕ} 、 $S_{m,\phi}$ 、 $S_{c,\phi}$ 分别为变量写成上述形式后的剩余项、两相作用的源项和化学反应源项。各源项的具体表达式及其物理意义参考文献[1][2]。

2.2 喷雾液滴的运动方程

在 Lagrangian 坐标系下,液滴的运动方程为

$$\frac{du_p}{dt} = \frac{3}{8} \cdot \frac{C_D}{r_p} \cdot \frac{\rho_g}{\rho_p} |u - u_p| (u - u_p) \quad (2)$$

$$\frac{dv_p}{dt} = \frac{3}{8} \cdot \frac{C_D}{r_p} \cdot \frac{\rho_g}{\rho_p} |v - v_p| (v - v_p) \quad (3)$$

式中, r_p 为液滴的半径; u 、 v 、 u_p 、 v_p 分别为气相和液滴的速度矢量。具体过程参考文献[1]。

液滴运动的的阻力系数为

$$C_D = \begin{cases} 27R_e^{-0.284}, & 0 < R_e < 80 \\ 0.271R_e^{0.217}, & 80 < R_e < 10^4 \\ 2, & R_e > 10^4 \end{cases} \quad (4)$$

2.3 反应流的湍流燃烧模型

甲基肼的分解反应是放热反应,在惰性介质中可形成一个分解反应火焰峰^[1],而 N_2O_4 不存在分解反应火焰峰。对于 N_2O_4 ,在计算相变热时,需要考虑离解热效应。计算中所需用到的其它一些物理性参数如比热、扩散系数和导热系数取自文献[4],推力室内反应流燃烧过程的反应速率由下式计算:

$$W_{ch} = \min(|R_{EBU}|, |R_{Arr}|) \quad (5)$$

式中, $|R_{EBU}|$ 是按 Spalding 提出的湍流预混火焰燃烧模型计算:

$$|R_{EBU}| = -C_{EBU} \rho g^{\frac{1}{2}} \varepsilon / k$$

式中, C_{EBU} 为经验常数,通常取 $C_{EBU} = 0.35 \sim 0.4$; g 为混合质量分数的脉动均方值。由下式计算:

$$g^{\frac{1}{2}} = \min(Y_{fu}, \frac{Y_{ox}}{s}, \frac{BY_{pr}}{1+s}) \quad (6)$$

式中, B 为经验常数, $B = 4.5$; Y_{fu} 、 Y_{ox} 、 Y_{pr} 分别为 MMH、NTO 和燃烧产物的质量浓度; s 为氧化剂和燃料的化学计算质量比。

$|R_{Arr}|$ 是化学反应速率,按 Arrhenius 定律计算:

$$R_{Arr} = k_A \left(\frac{\rho_1}{M_1}\right)^{v_1} \cdot \left(\frac{\rho_2}{M_2}\right)^{v_2} e^{-\frac{\tau_{fa}}{\tau_f}} \quad (7)$$

式中, k_A 为反应频率因子; v_1 、 v_2 为反应级数。相关参数见文献[1][3]。

3 数值计算方法

有许多很成功的 CFD 算法,如 PISO 算法、MacCormack 算法以及 SIMPLE 系列算法等,在本文中采用交错网格系统 SIMPLE 算法,由于在交错网格系统下,两相邻网格点之间的压力差形

成了这两个网格点之间的速度量的自然驱动力,对波形的压力场有了抑制作用,同时无需对有关的速度分量进行内插就能计算出控制容积表面的质量流量。在壁面附近应用壁面函数法进行计算,由于反应流对密度的改变非常敏感,因此应用非均匀的网格系统,分别对燃烧室的头部和喉部进行网格加密。同时,按 SIMPLE 算法,控制方程中的源项必须线性化处理,才能有效地控制发散。由于液相蒸发而导致的两相质量、动量、能量交换源项,经线性化处理而加入控制方程,这样可以改善计算的稳定性。源项线性化处理方法如下:

$$S_{m,\phi} = C_p T (V_p - \phi_p) \quad (8)$$

式中, C_p 、 V_p 为线性化系数; ϕ_p 为变量在网格点 p 处的值; T 为网格控制容积。由于每个网格内的 $S_{m,\phi}$ 由两相流动模型计算,气相化学反应源项也作同样处理。为了有效控制计算发散,计算中采用了时间相关法进行松弛,在初始给定的流场参数基础上,保持边界条件不变,进行虚拟非定常计算,这样可使计算稳定地达到收敛解。

4 算例计算及结果分析

4.1 计算初始条件及边界条件

由于三维两相湍流燃烧计算非常费时,而由

试验以及仿真结果可以看出,尽管发动机内的流场在径向和周向都很不均匀,但是主要的不均匀发生在径向。为了提高计算效率,采用二维的两相流场燃烧模型对边区冷却流量的影响进行分析研究。

入口边界:给定推进剂的流量、温度,以及速度分量;

壁面边界:无滑移、不可渗透的绝热壁面,即

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} = \frac{\partial \phi}{\partial y} = 0$$

$$u = v = 0$$

轴对称面:所有变量的梯度在 X 、 Y 方向上为零,即

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} = \frac{\partial \phi}{\partial y} = 0$$

出口条件:由于喷管出口燃气达到了超音速,所有变量采用数值边界条件 $\frac{\partial \phi}{\partial z} = 0$,即通

过一阶外推得到。

4.2 计算结果

根据以上模型,对边区冷却流量分别占总燃料流量 9%、19%、23% 和 26.5% 的工况进行了仿真计算,得到了不同工况下的燃烧效率、真空比冲以及推力室温度场分布等,仿真结果分别见图 1~图 6。

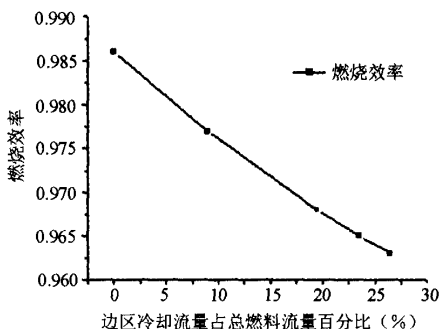


图1 燃烧效率与边区冷却流量的关系

Fig.1 The relationship between combustion efficiency and cooling mass flow rate

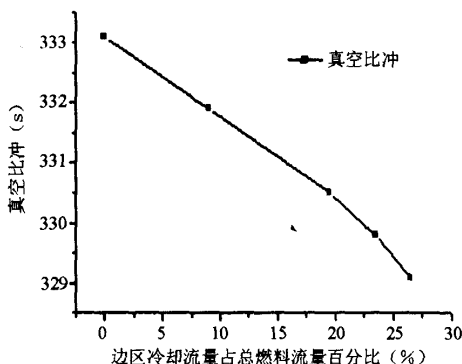


图2 真空比冲与边区冷却流量的关系

Fig.2 The relationship between specific impulse and cooling mass flow rate

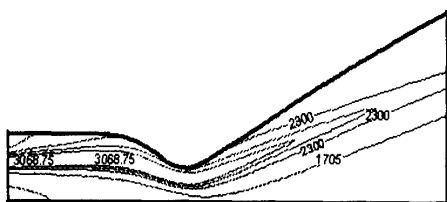


图3 冷却流量为9%温度等值线

Fig. 3 Temperature contour with cooling mass flow rate of 9%

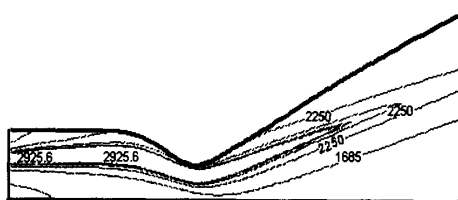


图4 冷却流量为19%温度等值线

Fig. 4 Temperature contour with cooling mass flow rate of 19%

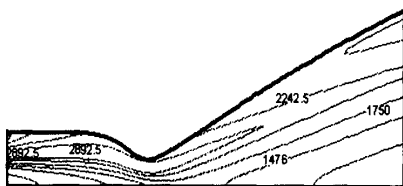


图5 冷却流量为23%温度等值线

Fig. 5 Temperature contour with cooling mass flow rate of 23%

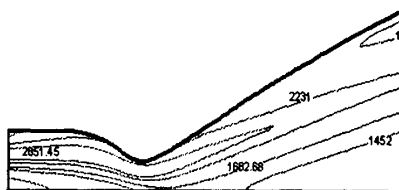


图6 冷却流量为26.5%温度等值线

Fig. 6 Temperature contour with cooling mass flow rate of 26.5%

4.3 结果分析

由图1可以看出,随着边区冷却流量的增加,推力室的燃烧效率逐渐降低,这主要是由于边区冷却流量在推力室内燃烧不完全所引起的。图2显示了真空理论比冲和边区冷却液膜流量的变化关系,边区液膜冷却流量的增加会导致比冲的单调下降,并且下降的速度越来越快。实际上,随着边区冷却流量的增加,燃烧效率也会降低,所以实际的比冲损失可能还要更大一些。

由图3~图6可以看出,由于发动机的燃烧室比较短、喷管的膨胀比大等原因,燃烧室中的射流火焰峰会延伸到喷管的扩张段。随着边区冷却流量的增加,推力室内的火焰峰温度会减小,火焰峰的位置相应的向后延长,说明了边区冷却流量对发动机的性能有重要的影响,增加边区冷却流量会引起推力室内部的燃烧不完全,降低发动机的性能。

5 结论

本文的计算模型只是自然推进剂燃烧数值模

拟计算的第一步,计算结果表明,推力室边区冷却流量对火箭发动机的性能有十分重要的影响,边区冷却流量的增加会引起推力室内部燃烧不完全,降低发动机的性能。从仿真的结果可以看出,计算采用的模型是合理的,同时本文对液体远地点发动机推力室内流场进行了比较全面的仿真计算,通过这一步的工作,为以后发动机的稳定性分析奠定了基础。

参考文献:

- [1] 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, 2.
- [2] 聂万胜. 自然推进剂火箭发动机燃烧稳定性分析[D]: [博士论文]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 1998, 9.
- [3] Louis Larosiliere, Ron Litchford, San-Mou Jeng. Hypergolic Bipropellant Spray Combustion and Flow Modeling in Rocket Engines[R]. AIAA 90-2238.

(下转第44页)

试验后,系统可靠性的不足。通过对故障机理的分析研究认为,导致这一故障的原因为轮盘低周大应力疲劳破坏。为了提高一级轮盘的抗疲劳能力,从设计和工艺方面进行了可靠性增长的再次设计改进,采取了如下改进措施:

- (1) 将轮盘转角R3增大为R7,减小应力集中;
- (2) 轮盘增厚2mm,降低应力水平,增强轮盘刚性,提高盘抗弯曲能力;
- (3) 采用数控加工,稳定加工质量;
- (4) 将自由锻件改为模锻件,稳定力学性质,改善纤维流向并使晶粒度均匀。

随后的可靠性验证试车证明,采取上述措施后,这一故障完全得到了克服。从而,发动机的可靠性水平有较大的增长。

4 利用可靠性管理技术加强可靠性工程管理

对于载人航天发动机研制,从一开始就把可靠性增长纳入到工程研制中,加强全寿命期内的管理,控制可靠性增长过程。可靠性管理技术具体体现有以下几点:

- (1) 制定分阶段实现可靠性增长的目标和步骤;
- (2) 制定型号研制的可靠性保证大纲;
- (3) 明确关键(特性)件、重要件(特性)、关键特性的分类方法,制定严格的控制措施;
- (4) 可靠性增长过程中,自觉运用故障报告、分析和纠正措施系统(FRACAS)。

通过上面这些措施的采取,发动机在研制过程中的可靠性增长一直处于受控状态。通过设计改进——试验验证——再改进——再试验,发动机的可靠性水平得到了稳步提高。

5 结束语

从最佳效费比出发,发动机研制中应特别强调可靠性设计技术,仅靠后天的试验来弥补设计上的先天不足是不足取的。在设计可靠性确定后,发动机研制应按照可靠性大纲要求,有计划地在系统的各个阶段开展可靠性工作,从可靠性管理、分析到可靠性试验,逐步进行落实。

应该指出:在发动机研制定型后,生产过程中的制造工艺及质量控制是影响系统可靠性的重要因素,更需要通过质量控制技术及通过生产过程的再设计来实现产品的可靠性保证与增长。

参考文献:

- [1] 庚桂平. 可靠性增长技术及其应用[J]. 航空标准化与质量, 1998, (2).
- [2] 何国伟. 可靠性试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [3] 李进贤. 火箭发动机可靠性[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2000.
- [4] 朱宁昌. 液体火箭发动机研制中的可靠性工作[J]. 火箭推进, 1996, (5).

(上接第9页)

- [4] R J Kee, F M Rupley, J A Miller. CHEMKIN II: A Fortran Chemical Kinetics Package for the Analysis of Gas-Phase Chemical Kinetics[R]. SAND 89-8009.
- [5] 王承尧, 等. 计算流体力学及其并行算法[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999, 12.
- [6] T L Jiang, M H Chiu. Bipropellant Combustion in a Liquid Rocket Combustion Chamber[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(5).
- [7] 周力行. 多相湍流反应流体力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002, 1.