

LRE 模型燃烧室燃烧过程数值模拟*

国防科技大学 王振国** 周 进 鄢小清 庄逢辰

【摘要】 建立了任意斜交曲线坐标系下液体火箭发动机(LRE)内部工作过程的气液两相湍流化学反应流模型。应用该模型对气氢液氧模型燃烧室内部燃烧过程进行了数值模拟,得到了全流场的速度分布图形、燃气组分等值线、流场等温线、流场等压线、流场等马赫数线、壁面温度与径向平均温度曲线和燃烧效率曲线。计算结果表明:用数值模拟方法分析 LRE 内部工作过程是可行的。

主题词: 液体火箭发动机 燃烧过程 数值模拟 气体—液体流动
分类号: V434.13

1 控制方程、边界条件和初始条件、数值方法

1.1 控制方程

湍流模型采用 $k-\epsilon$ 双方程模型,辐射换热采用四通量模型,能量方程采用总焓守恒型。因此,任意斜交曲线坐标系下通用形式的稳态气相控制方程为^[1,2]:

$$\frac{\partial}{\partial \xi}(rJ\beta U\Phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(rJ\beta V\Phi) - \frac{\partial}{\partial \xi}\left[\frac{r\Gamma_{\Phi}}{J}A\frac{\partial \Phi}{\partial \xi}\right] - \frac{\partial}{\partial \eta}\left[\frac{r\Gamma_{\Phi}}{J}B\frac{\partial \Phi}{\partial \eta}\right] = (S_{\Phi} + S_{\Phi}^* + S_{d,\Phi})rJ \quad (1)$$

式中, Φ 是给定的因变量, β 代表密度或零, Γ_{Φ} 是变量 Φ 的适当交换系数, S_{Φ} 代表气相流项, S_{Φ}^* 是由于坐标变换而引进的附加交叉源项, $S_{d,\Phi}$ 为气液两相交换源项, A 、 B 、 C 为方程坐标变换系数, J 为坐标变换 Jacobian。

任意斜交曲线坐标系下液滴轨道方程为:

$$dU_d/dt = (C_D A_d \mu Re / 2Dm_d) [U - (U_d + U_{diff})] - x_d W_d^2 / Jr \quad (2)$$

$$dV_d/dt = (C_D A_d \mu Re / 2Dm_d) [V - (V_d + V_{diff})] - x_d W_d^2 / Jr \quad (3)$$

$$dW_d/dt = (C_D A_d \mu Re / 2Dm_d) (W - W_d) - (r_g U + r_n V_d) W_d / r \quad (4)$$

式中, C_D 代表阻力系数, U_d 、 V_d 、 W_d 分别表示计算平面内液滴的速度分量, A_d 为液滴迎风面积, μ 、 D 分别为燃气的动力粘度和液滴的当地直径, m_d 为液滴质量, Re 为液滴作相对运动的雷诺数; U_{diff} 和 V_{diff} 是在计算平面内考虑液滴的湍流弥散效应而引入的漂移速度^[3]。

液滴蒸发模型采用 ZKS 液滴高压蒸发理论模型^[4]; 气相湍流燃烧模型采用 Spalding 的湍流旋涡破碎模型(EBU), 控制方程具体推导和详细表达式请参见文献[2]。

1.2 边界条件和初始条件

固体壁面边界条件采用无滑移、不可渗透、绝热条件; 近壁边界条件采用“壁面函数”近似; 对称轴边界条件满足通量为零, 径向速度为零; 出口边界参数采用局部抛物化外推得到; 入口

边界条件受喉部壅塞条件的影响,入口流量的大小须由喉部的流通能力决定。计算采用一阶外推的方法不断修正入口压力,通过状态方程调整入口密度,再由入口质量一定的条件来调整入口速度。液体射流的入口温度、入口流量、射流速度分布和射流角度都是由实验确定。为了部分地考虑喷雾入口的随机分布,让液滴从 3 个入口喷入,不同喷入点的液滴有不同的喷射速度和角度。液滴碰壁后径向速度方向反号,轴向速度方向保持不变,但碰撞后动量损失 15%。

1.3 数值方法

计算网格采用的是贴体坐标交错网格系统,根据物理量梯度变化大小对计算域内的网格进行了简单拉伸。在喷管喉部区域、喷注面附近、固体近壁区加密了网格。离散控制方程采用控制容积法,推导差分方程时采用了混合格式。气相控制方程组采用 SIMPLE 算法求解,具体步骤是:先不考虑液滴的存在对流场的影响迭代 100 步,得到一个中间状态的流场。然后在此基础上求解一次液滴方程,得到中间状态的液滴速度和轨迹,还得到两相间的交换源项。把得到的源项代入气相方程,再对气相方程进行迭代。如此反复,一直到计算收敛为止。数值计算中气相流场迭代时不需要每次都求解液相方程,计算中规定气相流场每迭代 10 次求解一次液相方程,效果比较好。在求解液相控制方程时,假定气相流场的状态为已知,因此可以对控制方程直接积分。

2 结果分析

图 1 为全流场的速度矢量图。气氢以高速喷入燃烧室以后,一方面和环境高温燃气进行动量交换,其速度很快衰减;另一方面氢气先在喷嘴内膨胀,方向向中心线偏移,有形成中心回流区的趋势,但由于液氧喷雾有足够的动量来克服氢气环形射流流动的突然扩大所产生的反向静压梯度的影响,所以没有形成中心回流区。液雾和射流相互作用的结果,在喷注面附近靠近壁面一侧产生一个较强的回流区。燃烧室内靠近壁面一侧的速度明显大于靠近中心线一侧的速度,并且一直保持到出口位置。速度分布不均匀的原因有两点:(1)由于密度分布的不均匀,中心线附近的密度要明显的高于壁面附近的;(2)由于流通面积的缩小和喷管构型的影响,靠近固壁的气体流动方向向中心线方向偏转。在喷管收敛段的第一圆弧区燃气加速比较缓慢,当达到第二圆弧区,燃气速度梯度明显增大,速度增加很快。

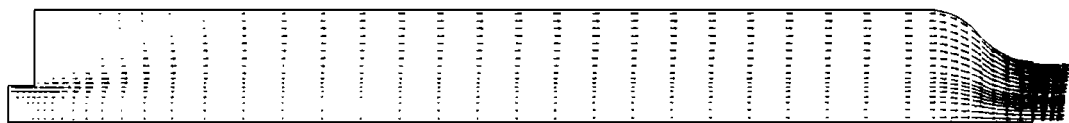


图 1 全流场速度矢量图

图 2 为全流场氢气组分的摩尔分数等值线。由于在喷注面附近氢射流突然膨胀形成了一

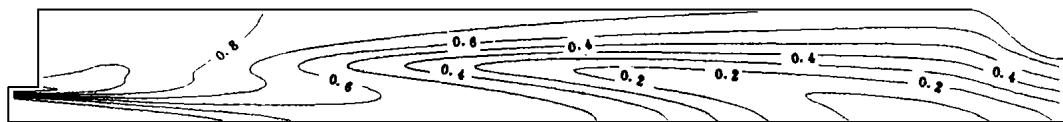


图 2 H_2 摩尔分数等值线

个富燃回流区, 整个燃烧室内的燃烧呈现射流扩散火焰的特性。

图 3 为全场氧气组分的摩尔分数等值线。流场中氧浓度分布呈现气体射流的特性, 这说明液氧主要是在中心线附近的区域内蒸发的。正如上面分析的那样, 燃烧室的燃烧表现为扩散火焰的特性, 所以经过火焰锋后, 氧的浓度逐渐变为零。

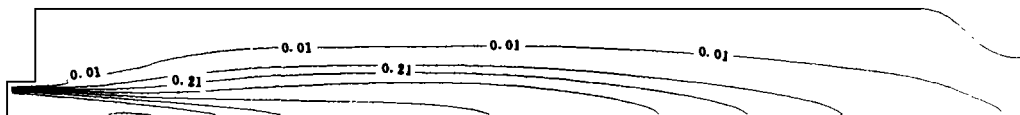


图 3 O_2 摩尔分数等值线

图 4 为全流场温度等值线。温度的径向传播较慢, 所以形成了极不均匀的温度场。火焰锋上为温度极大值的位置, 流场中最高温度区是喷管入口处附近。

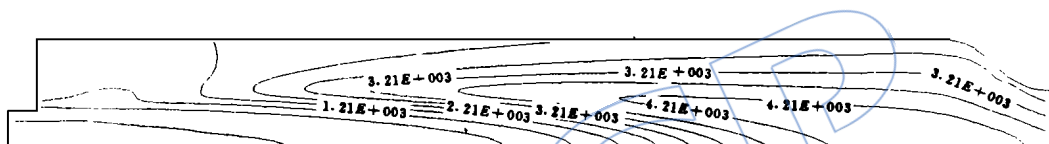


图 4 全流场等温线

图 5 表示全流场的等压线。从图中可以清楚地看到, 确实在喷注面附近形成了一个高压回流区, 整个流场压力分布的情况是: 紧跟回流区的下游压力先是下降, 然后是回升, 到流场充分发展以后压力又开始下降。造成燃烧室喷注面附近压力分布复杂的原因主要是射流的膨胀, 液雾的蒸发以及化学反应。由于燃气进入喷管后迅速加速, 特别是进入第二圆弧区以后, 燃气加速更快, 这样就形成了压力在喷管内的剧烈变化(下降), 这一点正是可压缩流动和不可压缩流动的差别之处。

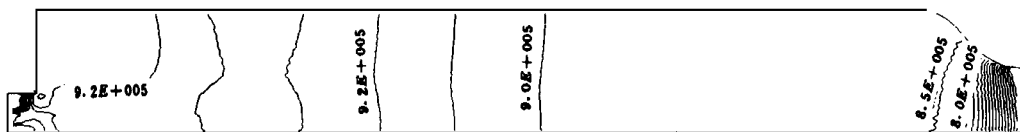


图 5 全流场等压线

图 6 为全流场的等马赫线。由于在喷嘴附近燃气音速较低(温度较低), 所以在这一区域形

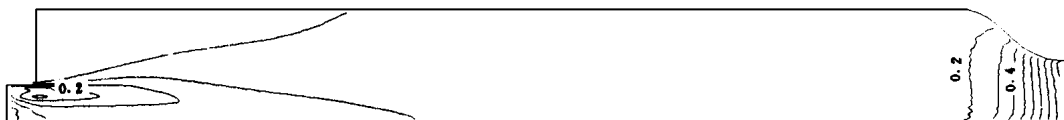


图 6 流场等马赫线

成了一个相对燃烧室下游的较高马赫数区。总的来说,燃烧室内马赫数变化不大,到喷管入口处马赫数为 0.2 左右。当燃气进入燃烧室以后,迅速加速,直到喷管喉部附近达到音速。从图中可以看到,在喷管壁面附近,燃气音速位置在喉部之前(喉部为最小截面),这表现出喷管内多维流动的特性。从整个流场马赫数的分布情况来看是合理的,这从一个方面说明对燃烧室内两相湍流反应流动(跨音速流场)的计算结果的合理性。

图 7 为壁面温度和径向平均温度曲线。可以看到,燃烧室温度分布极不均匀,其主要原因是燃烧过程呈射流燃烧特性。

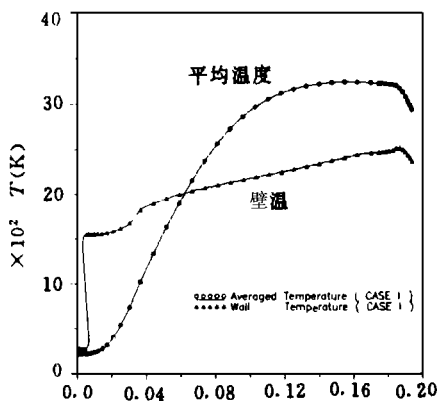


图 7 壁面温度和径向平均温度曲线

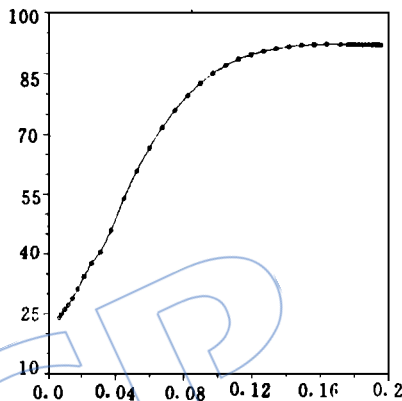


图 8 燃烧效率沿轴向变化曲线

图 8 表示模型燃烧室燃烧效率曲线。液氧喷雾蒸发极快,不存在蒸发损失的问题。因此,燃烧效率主要受混合过程影响。

3 结 论

本文对单喷嘴液氧气氢火箭发动机燃烧室热态流场进行了数值模拟,得到了全流场的速度分布图形(速度场)、燃气组分等值线、流场等温线、流场等压线、流场等马赫线,还得到了流场壁面温度和径向平均温度曲线和燃烧效率曲线,揭示了液氧/液氢发动机燃烧效率受组分混合过程控制的规律。

参 考 文 献

- 1 王振国,周进,庄逢辰.LRE 燃烧室工作过程仿真软件—CAFILRE 的设计与实现.推进技术,1995,(1)
- 2 王振国.液体火箭发动机燃烧室内部工作过程数值模拟:[博士学位论文].长沙:国防科技大学,1993
- 3 Lockwood F C, Salooja A P, Sgeed S A. A Prediction Method for Coal-Fired Furnaces. COMBUSTION AND FLAME 38 1-15(1980)
- 4 庄逢辰.液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用.长沙:国防科技大学出版社,1995

(责任编辑 杨再荣)

two-dimensional arrays of circular jet has been investigated in comparison to the jet orifice plate. The study covered jet at $Re_j = 5000-20000$; the initial crossflow rate $G_c/G_j = 0-1.3$; and nondimensional jet-to-surface spacing $Z_n = 1.5, 2, 2.5, 3$. The experimental results show that the impingement heat transfer from the rib roughened surface will be improved by increasing the initial crossflow rate. The heat transfer characteristics are considerably affected by the jet-to-surfaces spacing, and there exists an optimum. The effect of relative position of jet hole to ribs on heat transfer has been observed.

Key Words Shocks Heat transfer Cooling Turbines

EXPERIMENTAL STUDY ON ATOMIZATION CHARACTERISTICS OF PLAIN ORIFICE AT SUBATMOSPHERIC PRESSURE

Xu Puqing and Wang Jiahua

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

The atomization characteristics of a plain orifice at subatmospheric pressure were studied by means of pulsed laser holography, and hologram images of cross-spray downstream fuel cloud field were analysed with computer image system. The results obtained show how the mean particle size and particle size space distribution vary with air velocity, ambient pressure and spray fuel pressure. The first, the air velocity is a primary factor that affects the fuel atomization at either normal or subatmospheric pressure, the mean particle sizes monotonically increase as the air velocity decreases. The second, as the air density reduces with descending ambient pressure, aerodynamic force and turbulent fluctuation are reduced which force spray fuel sheet to breakup and drop size to fall to a critical value. As a result, the penetration is augmented, atomization is retarded, and mean drop diameter is increased, as well as fuel density space distribution becomes non-uniform and the quality of atomization obviously deteriorates. Therefore, the ambient pressure is also important to atomization. The last, when the nozzle spray goes across the direction of air, at subatmospheric pressure spray penetration depth rises more rapidly than at atmospheric pressure as the fuel-injection pressure increases.

Key Words Low pressure Plain orifice Nozzles Atomizing Tests

NUMERICAL SIMULATION OF COMBUSTION PROCESS IN LRE TEST COMBUSTION CHAMBER

Wang Zhenguo, Zhou Jin, Yan Xiaoqing, Zhuang Fengchen

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT

Two-phase turbulent reacting flow model of the internal operating processes in Liquid Rocket Engine (LRE) is set up in non-orthogonal curvilinear coordinates. By means of this model, numerical simulation of the combustion flow process in LO₂/GH₂ test rocket engine has been accomplished. From the simulation, velocity patterns, contour maps of gas species concentration, temperature, pressure, Mach number, combustion efficiency, and plots of wall temperature and average radiation temperature, and plot of spray vaporization are obtained.

Key Words Liquid propellant rocket engines Combustion processes Numerical simulation