

液氢/液氧火箭发动机燃烧过程 二维数值模拟分析

国防科技大学 刘卫东* 王振国 周 进

【摘要】 本文应用数值模拟方法对液氢/液氧火箭发动机燃烧过程进行了计算, 给出了发动机燃烧室内燃气参数分布。计算中通过随机喷雾模型确定液氧滴进入燃烧室的初始条件, 应用高压蒸发模型计算液氧蒸发速率及 Arrhenius 公式计算氢氧气相化学反应速率。贴体网格由 TTM 方法生成, 数值方法采用一步隐式预测、两步显式校正的 PISO 算法, 控制方程在非交错网格下离散并且对流项采用了二阶迎风格式。

主题词: 喷雾燃烧 PISO 算法 氢氧发动机

分类号: V 434. 13

1 引言

液氢/液氧火箭发动机以其高性能低污染的特点而在航天领域备受青睐, 但是氢氧发动机的研制成本高风险大, 研制周期往往拖得很长。如果能够利用数值模拟技术, 发展可靠而实用的计算程序对发动机内部燃烧过程进行分析, 预示发动机性能, 那么无疑会促进发动机研制水平的提高。本文针对某型氢氧发动机的燃烧特点, 通过建立物理子模型来描述发动机燃烧过程, 并应用数值方法求解控制方程, 得到了发动机燃烧室及喷管内燃气参数的分布。

2 控制方程求解

液体火箭发动机内部燃烧流动过程采用二维湍流两相流动的 Navier-Stokes 方程描述, 在圆柱坐标系下的方程形式经过坐标变换后在计算平面内的一般形式如下:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \rho \Phi}{\partial t} + \frac{1}{rJ} \frac{\partial}{\partial \xi} (rJ \rho U \Phi) + \frac{1}{rJ} \frac{\partial}{\partial \eta} (rJ \rho V \Phi) \\ & = \frac{1}{rJ} \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{r\Gamma_{\Phi}}{J} \alpha \frac{\partial \Phi}{\partial \xi} \right) + \frac{1}{rJ} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{r\Gamma_{\Phi}}{J} \beta \frac{\partial \Phi}{\partial \eta} \right) + S_{\Phi} \end{aligned} \quad (1)$$

式中: $\Phi = \rho, u, v, K, \epsilon, Y_f, Y_{\alpha}$ 代表不同变量, Γ_{Φ} 是其输运系数, U 和 V 是计算平面上的速度矢量分量。 S_{Φ} 是方程源项, 包括坐标变换后引进的交叉导数项、原方程的源项、两相作用源项、气相化学反应源项。控制方程采用二阶迎风/中心格式在非交错网格中离散, 使数值模拟计算具有空间二阶精度^[1]。各变量方程离散后, 求解采用 PISO 算法一步隐式预测两步显式校正迭代方案^[2]。边界条件给定入口推进剂流量、温度、气相组分以及液滴平均直径、温度、速度分量。出

口边界和中心线处令所有气相参数沿其法向梯度等于零。固体壁面给定无滑移、无渗透、绝热壁面条件。

3 物理模型

3.1 推进剂喷雾模型

采用作者针对同轴式喷注器而建立的随机喷雾模型来确定液滴初始参数^[3]。喷雾液滴按 Rosin-Rammeler 尺寸函数进行分组, 每组内取若干相同尺寸的计算液滴。但每组中的计算液滴的速度、入射角应用高斯随机分布函数确定。任意组内的计算液滴所代表的液相流量为:

$$\dot{m}_{d,i} = \dot{m}_i q_i / K_i \quad (2)$$

式中: $\dot{m}_i$ 是液滴相总流量, q_i 是第 i 组尺寸粒子所占总喷雾质量的百分比, K_i 是该组中计算液滴个数。液滴运动轨道通过在 Lagrangian 坐标中积分运动方程得到。

$$m_d \frac{DV_d}{Dt} = \frac{3}{8} \frac{C_D \rho_a}{\rho_l r_d} (V_g - V_d) |V_g - V_d| + m_d \vec{g} \quad (3)$$

式中: C_D 是液滴阻力系数, m_d 是液滴质量。两相间作用源项则通过计算液滴进出每个网格单元的质量、动量、能量差计算。通常需要计算大量粒子轨道, 才能代表整个喷雾。

3.2 液滴高压蒸发模型

火箭发动机燃烧室工作压力通常都很高, 应用常压下液滴蒸发理论会导致较大误差。本文应用文献[4]建立的液氧/烃组元液滴高压蒸发理论, 计算液氧蒸发速率。

$$\text{液滴蒸发速率} \quad \dot{m}_v = (2\pi r_s N u_m^0 / AB) \ln[(1 - BY_{v,\infty}) / (1 - BY_{v,s})] \quad (6)$$

$$\text{液滴半径变化} \quad dr_s/dt = - [(m_v / 4\pi r_s^2 \rho_l) + (r_s / 3\rho_l) (d\rho_l/dT) (dT_l/dt)] \quad (7)$$

$$\text{液滴温度变化} \quad \frac{dT_s}{dt} = \frac{1.5 N u_l^0 C_l}{\rho_l C_{p,l} r_s^2} \left[\frac{T_\infty - T_s}{e^c - 1} - \frac{\Delta H_v}{A C_{p,v} + (A - 1) \rho_{e,s} C_{p,e} / \rho_{e,s}} \right] \quad (8)$$

其中下标 s 表示液滴表面, ∞ 表示环境气体, e 和 v 分别表示液滴表面和环境中燃料蒸汽, l 表示液滴参数。 ΔH_v 是相变潜热。

3.2 燃烧反应模型

由于氢氧火箭发动机, 由于液氧的沸点很低, 因此其蒸发速率非常快, 推进剂燃烧速率可以认为由蒸发和化学反应过程共同控制。氢氧燃烧按单步化学反应考虑, 化学反应速率按 Arrhenius 公式计算:

$$R_{fu,Arr} = C_A (\rho Y_f / M_f)^\alpha (\rho Y_{ox} / M_{ox})^\beta \exp(-E/RT) \quad (9)$$

式中: $C_A = 1.2E+9$, M_f 和 M_{ox} 分别为氢气氧气的分子量。对氢氧反应, $E/R = 800$, $\alpha = \beta = 1.0$ 。

4 计算结果及分析

发动机在头部喷注面板上均匀布置了 6 圈共 126 个气液同轴式喷嘴, 分布较密。根据圆柱体对称性, 计算中把喷嘴简化为 6 圈圆环, 并保持推进剂总流量不变。这样数值计算就简化为对称面上的二维流动, 而燃烧流动的主要参数却保持不变。

图 1 是推力室燃气流动等马赫线。在喷管段的分布看来是很合理的, 在喷注面附近, 速度分布呈明显射流特性, 但没有反应出燃气回流现象, 这主要是计算网格还不够密, 很难计算出流场细节。氧组元是以液雾形式喷入燃烧室, 由图 2 可以看出: 氧组分的质量分数在喷注面附近很快达到最大值后又迅速减小到零, 说明开始段液氧大量蒸发并很快进入剧烈反应区被完

全燃烧掉。图 3 是燃烧产物水蒸气的分布图,在靠近喷注面附近产物浓度达到 0.9 左右,说明氢氧燃烧区很短。图 4 是燃烧室内温度分布图。燃气温度分布并不呈射流火焰态,但在燃烧室中央区温度较高而边界区温度较低,这主要由于边界区组分的湍流扩散作用不够强烈。

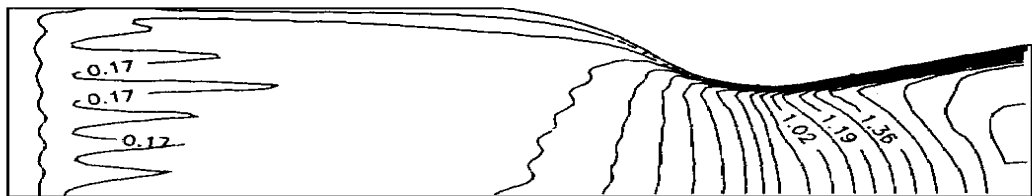


图 1 燃气流动等 Mach 线图

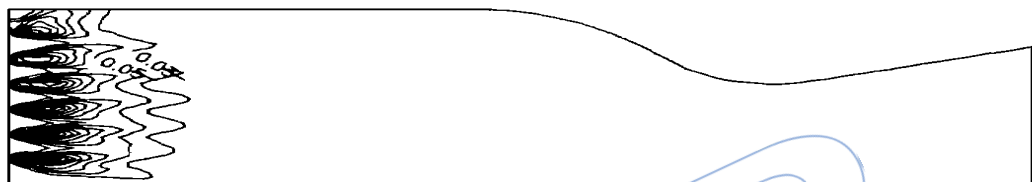


图 2 燃气中氧组分分布等值线图

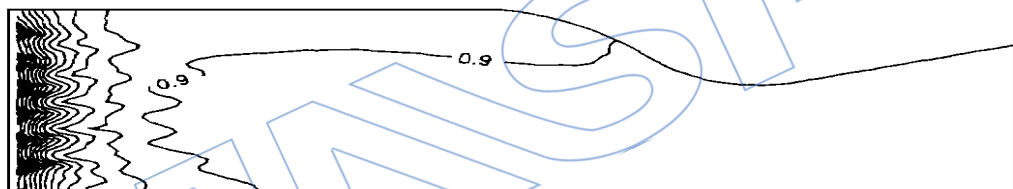


图 3 燃气中水蒸气组分分布等值线图

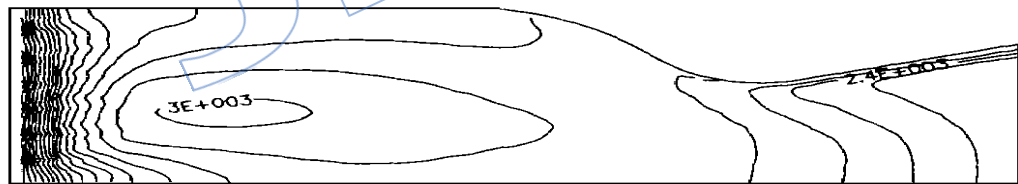


图 4 燃烧室内温度分布等值线图

本文的计算模型只是研制氢氧发动机燃烧过程数值模拟软件的第一步。从计算结果看,燃烧过程的物理模型如湍流模型系数、燃气物性参数等还需要研究改进。从计算过程的稳定性看,数值方法是可行的。

参 考 文 献

- 1 刘卫东 液体火箭发动机不稳定燃烧数值分析模型研究: [博士论文] 长沙: 国防科技大学, 1996
- 2 Issa R I Solution of the Implicitly Discretized Reacting Flows by a Non- Iteration by Operator- Splitting J. Comput Physics, 1991 93: 388- 410
- 3 刘卫东, 吴晋湘, 王振国, 庄逢辰 大流量同轴式喷注器雾化过程及喷两相流数值模拟 推进技术, 1995, 16(5): 5- 13
- 4 庄逢辰著 液体火箭发动机喷雾燃烧理论、模型及应用 长沙: 国防科技大学出版社, 1995

(责任编辑 杨再荣)

one, because the designed stress is usually based on the tension strength of the blades

Key Words Blade Damage Residual Life Vibration Fatigue

SIMILARITY TRANSFORMATION OF FIGHTER ENGINE DESIGN LOADING SECTIONS

Yi Jun and Zhao Fuxing

(Air Force Engineering Institute, Beijing 100076)

ABSTRACT This paper deals with a similarity- transformation method for obtaining engine design loading section. The principal method of flight dynamics is used and the thrust of the engine serves as the key of the transformation. The loading sections of other similar engines can be obtained from transforming the measured section of a prototype engine with success. This method has been applied in engineering practice.

Key Words Aircraft engine Loading spectrum Similarity

NUMERICAL SIMULATION OF COMBUSTION PROCESS IN A LIQUID H_2/O_2 ROCKET ENGINE

Li Weidong and Wang Baoguo

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

ABSTRACT Numerical simulation is employed in calculation of the combustion processes in the rocket engine which uses liquid hydrogen and oxygen as propellants. A random spray model is used to describe the initial conditions of oxygen droplets. The evaporation rate of the oxygen droplets at high pressure is calculated by ZKS model. The Arrhenius model is adopted to compute the chemical reaction rates. PISO algorithm extended by the authors is used to calculate the spray combustion flow. The convection terms of the governing equations are discretized by a second-order upwind scheme.

Key Words Spray combustion Algorithms Hydrogen/oxygen engines

AN EQUIVALENT MECHANIC MODEL OF DOUBLE EXTENDIBLE NOZZLE

Yan Deyuan, Zhang Yanyu, Zhang Jingsheng, Zhang Xiaohong

(10th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT In order to simplify the kinematics of double extendible nozzle and make it easy to calculate, its equivalent mechanic model is established with equivalent forces and masses by means of loading and kinematic analyses of its actuators and extendible cone. Then the kinematics of the complex mechanism is turned into that of equivalent components and its mechanic characteristics can be simulated and calculated.

Key Words Rocket engines Jet nozzles Physical models