

液体火箭发动机径向不稳定 燃烧数值分析模型*

刘卫东 王振国 周进 庄逢辰

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 应用数值模拟分析方法对液体火箭发动机径向不稳定燃烧完成了初步分析, 并分析了声腔的阻尼特性。数值方法采用一步隐式预测、两步显式校正进行非定常流动计算的 PISO 算法。建立了不稳定燃烧声腔分析模型及压力扰动模型, 通过模拟计算压力扰动波的传播过程考察发动机的燃烧稳定性。

主题词: 振荡燃烧, 液体推进剂火箭发动机, 数值分析

分类号: V434.13

NUMERICAL ANALYSIS MODEL OF RADIAL COMBUSTION INSTABILITY IN LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE

Liu Weidong Wang Zhenguo Zhou Jin Zhuang Fengchen

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: Numerical methods is employed to simulate the radial combustion instability in liquid propellant rocket engine. The PISO algorithm is used to calculate the unsteady combustion flow. Damping characteristics of acoustic resonator in pressure disturbance is analyzed by numerical models. Based on the steady flow field, numerical pressure bomb is imposed for analyzing the combustion stability of rocket engine. The numerical calculation shows that acoustic resonator has evident damping effects only when the frequency of disturbance nearly equals to the intrinsic frequency of the acoustic resonator.

Subject terms: Vibrational combustion, Liquid propellant rocket engine, Numerical analysis

1 引 言

在液体火箭发动机工作过程中燃烧室内始终存在的微小压力扰动, 会导致滞后一定时间的燃烧速率振荡。压力扰动以波的形式向四周传播, 遇壁面后又发生反射。如果反射波的相位差恰好又加强燃烧速率振荡时, 即导致进一步的压力振荡。当振荡频率接近于燃烧室中气体固有声学振型频率时, 就很可能形成稳定驻波, 出现周期性的高频压力振荡。高频不稳定燃烧的维持和发展能量来源于燃烧过程本身, 它有纵向与横向两种振型, 并且主要以横向振型出现^[1~3]。本文将针对液体火箭发动机径向高频不稳定燃烧机理建立数值分析模型, 并进行

初步数值分析。

2 数值方法

液体火箭发动机内部燃烧流动过程采用气/液两相流方程描述,在圆柱坐标系下的方程形式,经过坐标变换后在任意曲线坐标系下的一般形式如下:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \frac{1}{rJ} \frac{\partial}{\partial \xi} (rJ \rho U \phi) + \frac{1}{rJ} \frac{\partial}{\partial \eta} (rJ \rho V \phi) = \frac{1}{rJ} \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{rJ}{J} \alpha \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) + \frac{1}{rJ} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{rJ}{J} \beta \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) + S_{\phi}^* + S_{\phi} + S_{d,\phi} + S_{c,\phi} \quad (1)$$

式中: $\phi = \rho, u, v, h, k, \epsilon, m_f$ 代表不同变量, S_{ϕ}^* 坐标变换后引进的交叉导数项, S_{ϕ} 是原方程的源项, $S_{d,\phi}$ 是液相对气相的源项, $S_{c,\phi}$ 是化学反应源项。上述控制方程采用控制容积法和二阶迎风/中心格式在计算平面上非交错网格中离散,使数值模拟计算具有空间二阶精度^[4]。控制方程离散后得到的代数方程一般形式如下:

$$a_P \phi_P = a_E \phi_E + a_W \phi_W + a_N \phi_N + a_S \phi_S + a_{EE} \phi_{EE} + a_{WW} \phi_{WW} + a_{NN} \phi_{NN} + a_{SS} \phi_{SS} + a_P^0 \phi_P^0 + b_P \quad (2)$$

其中: $a_P = a_E + a_W + a_N + a_S + a_{EE} + a_{WW} + a_{NN} + a_{SS} + a_P^0$;

$$c_E = D_e + \lceil |-2F_e, 0| \rceil, c_{EE} = -\lceil |-F_e/2, 0| \rceil;$$

$$c_W = D_w + \lceil |2F_w, 0| \rceil, c_{WW} = -\lceil |F_w/2, 0| \rceil;$$

$$a_N = D_n + \lceil |-2F_n, 0| \rceil; a_{NN} = -\lceil |-F_n/2, 0| \rceil; a_s = D_s + \lceil |2F_s, 0| \rceil;$$

$$a_{SS} = -\lceil |F_s/2, 0| \rceil; a_P^0 = \frac{\rho_P^0}{\delta t} (rJ \Delta \xi \Delta \eta); b_P = (S_P^* + S_{d,P}) (rJ \Delta \xi \Delta \eta)。$$

式中符号 $\lceil |a, b| \rceil$ 表示取二者较大值。各变量方程离散后,求解采用 PISO 算法一步隐式预测两步显示校正迭代方案^[5]。物理平面上密度可调网格应用 TTM 方法生成。边界条件给定入口推进剂流量、温度、气相组分以及液滴直径、温度、速度分量。出口边界和中心线处令所有气相参数法向梯度等于零,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

喷雾液滴按 Rosin-Rammler 尺寸函数进行分组,每组内取若干相同尺寸的计算液滴,但每组液滴中单个液滴速度、入射角应用高斯随机分布函数确定^[6],即:

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_x}} \exp\left[-\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x^2}\right] \quad (3)$$

$$\dot{m}_{d,i} = \dot{m}_i q_i / K_i \quad (4)$$

式中: x 表示随机变量 u, θ ; $\dot{m}_i$ 是液滴相总流量; $\dot{m}_{d,i}$ 是任意组内的计算液滴所代表的液相流量, 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。液滴对气相流场的影响通过计算液滴进出每个网格单元的质量、动量、能量源项考虑。

3.2 液滴高压蒸发模型

应用文献 [7] 建立的液氧/烃组元液滴高压蒸发理论,计算液氧蒸发速率:

$$\dot{m}_v = \frac{2\pi\rho D r_s Nu_m^0}{AB} \ln\left[\frac{1 - BY_{v,\infty}}{1 - BY_{v,s}}\right] \quad (5)$$

$$\text{液滴半径变化} \quad \frac{dr_s}{dt} = - \left[\frac{\dot{m}_v}{4\pi r_s^2 \rho_l} + \frac{r_s}{3\rho_l} \frac{d\rho_l}{dT} \frac{dT_l}{dt} \right] \quad (6)$$

$$\text{液滴温度变化} \quad \frac{dT_s}{dt} = \frac{1.5\lambda Nu_l^0 C}{\rho_l C_{p,l} r_s^2} \left[\frac{T_\infty - T_s}{e^e - 1} - \frac{\Delta H_v}{AC_{p,v} + (A-1)\rho_{e,s} C_{p,e}/\rho_{e,s}} \right] \quad (7)$$

其中: $A = 1 + \frac{4\pi r_s^2 \rho_{v,s}}{\dot{m}_v} \frac{dr_s}{dt}$; $B = 1 + \frac{\rho_{e,s}}{\rho_{v,s}} (1 - \frac{1}{A})$ 。下标 s 表示液滴表面, ∞ 表示环境气体, e, v 分别表示液滴表面和环境中燃烧蒸汽, l 表示液滴参数。 ΔH_v 是相变潜热。

3.3 湍流燃烧模型

湍流粘性应用低 Re 数 $k-\epsilon$ 模型计算, 在壁面附近不用壁面函数^[8]。燃烧反应速率按 Spalding 提出的 EBU 湍流预混火焰燃烧模型计算。因此湍流混合反应速率按 (8) 式计算, 化学反应速率按 Arrhenius 公式 (9) 计算, 实际过程的燃烧速率公式则按二者中较小者计算:

$$R_{fu,EBU} = -C_R \rho g^{1/2} \epsilon / k \quad (8)$$

$$R_{fu,Arr} = C_A \left(\frac{\rho m_f}{M_f} \right)^\alpha \left(\frac{\rho m_{ox}}{M_{ox}} \right)^\beta \exp(-E/RT) \quad (9)$$

$$R_{fu} = \text{Min}(|R_{fu,EBU}|, |R_{fu,Arr}|) \quad (10)$$

式中: C_A, C_R 是模型常数, k, ϵ 是湍流动能及湍流动能耗散率, $g^{1/2}$ 是混合质量分数的脉动均方值, 由 Magnussen 提出的代数关系式来计算。

3.4 声腔模型

以亥姆霍兹声学谐振器为阻尼装置。当主室发生压力振荡时, 谐振器内的气体运动与力学中的质量-弹簧-减振器系统相似。由机械振动可以得到位移常微分方程组:

$$l_{\text{eff}} \frac{dm}{dt} + R_D \frac{dm}{\rho} + \frac{\bar{\rho} A_0^2}{V_{\text{cav}}} x = A_0 p' \quad (11) \quad \dot{m} = \bar{\rho} A_0 \frac{dx}{dt} \quad (12)$$

式中: l_{eff} 是小孔有效长度, A_0 表示孔的截面积, R_D 是由于气体存在粘性力而引起的阻力, $\bar{\rho}, \bar{a}$ 分别是谐振器腔内气体密度和平均声速。在数值计算中则通过边界条件来考虑声腔效应, 谐振器小孔内气体流量对燃烧室气体流动来说就是质量、动量、能量源项。

3.5 双参数不稳定燃烧模型

用文献 [9] 中直接建立的燃烧速率、流量脉动与压力脉动的关系为:

$$\dot{m}' = C_v \left(\frac{\bar{m}}{\bar{p}} \right) p' + \beta_v \left(\frac{\bar{m}L}{\bar{p}a} \right) \frac{\partial p'}{\partial t} \quad (13) \quad \rho u'_{\text{in}} = C_s \left(\frac{\bar{\rho} u_{\text{in}}}{\bar{p}} \right) p' + \beta_s \left(\frac{\bar{\rho} u_{\text{in}} L}{\bar{p}a} \right) \frac{\partial p'}{\partial t} \quad (14)$$

式中上标线 ' ' 是发动机稳态工作时参数, 脉动量则随压力脉动的时间、空间变化而变化。 α, β 是系数, a 是音速, L 是燃烧室长度。计算中只考虑压力脉动对燃烧速率 $\dot{m}$ 的影响, 不考虑表达式中的压力脉动时间导数项, 即燃烧速率响应时不用这种直接方式考虑, 因为计算中采用了液滴轨道模型、蒸发速率等模型, 在某种意义上已考虑响应时滞。

3.6 压力扰动模型

在稳态流场上叠加初始压力扰动, 进行非稳态过程数值模拟, 以考察燃烧过程的稳定性及声腔的阻尼效果。初始扰动采用压力爆炸弹方法引入, 即叠加压力正弦波, 遮有限时间内使燃烧室局部小区维持较高值, 经过这段时间后压力扰动源便消失, 其具体形式如下:

$$p_{(t,x,y)} = \begin{cases} \bar{p}_{(0,x,y)} (1 + \alpha_p \sin \beta) & t \leq t_0 \\ 0 & t > t_0 \end{cases} \quad (15)$$

式中: $\bar{p}_{(0,x,y)}$ 是稳态工作压力, α_p 是压力因子, β 是空间分布因子。

4 计算结果及分析

图 1 是声衬模型结构和发动机燃烧室简图。计算中考察了声腔对理想扰动的响应特性, 声腔对远离其固有频率的低频和甚高频的扰动响应不明显。

当二者频率接近时, 这时谐振器阻尼效果最明显, 因此谐振器的设计频率应接近需要抑制的声振频率, 以加强阻尼效果。图 2, 3 分别是没有声衬和有声衬时叠加径向二次振型的压力扰动传播图, 由图可以看出随时间的推移, 压力扰动波最终被系统抑制衰减; 有声衬的情况压力扰动衰减稍快但并不明显。这可能是由于声腔模型只对与其固有频率相近的扰动波有较强的吸收阻尼作用, 而压力爆炸弹在流场中产生的扰动波频率却不一定接近声衬的固有频率, 因此阻尼作用并不明显。本文建立了液体火箭发动机稳态、非稳态燃烧过程数值模拟的数学物理模型, 应用作者改进的 PISO 算法对液氢/液氧火箭发动机径向不稳定燃烧进行了分析, 计算表明对该型发动机声腔的阻尼效果并不明显。

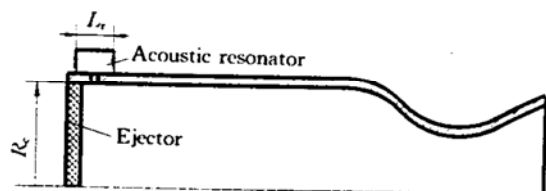


Fig. 1 Computational model of combustion chamber

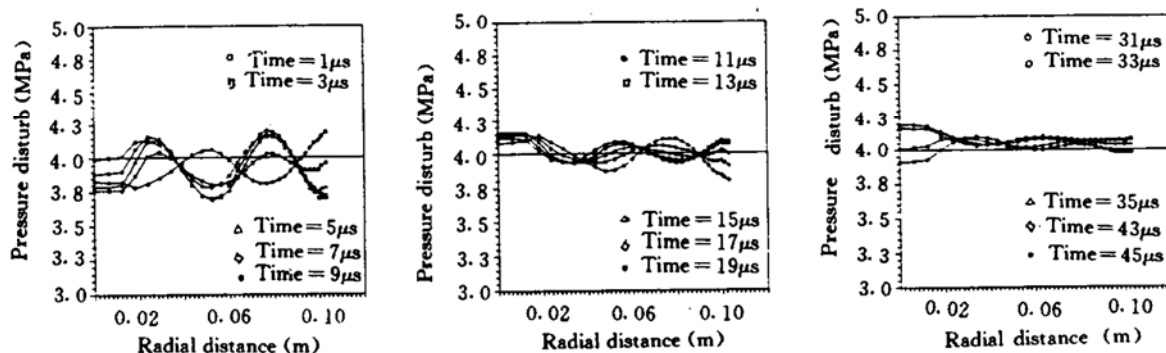


Fig. 2 Radial pressure wave damping with time (without acoustic resonator)

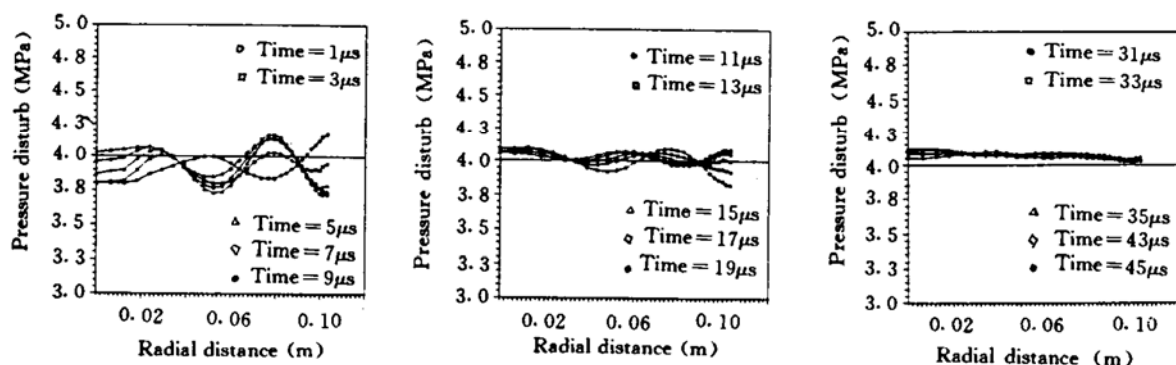


Fig. 3 Radial pressure wave damping with time (with acoustic resonator)

参 考 文 献

- 1 Harrje D T, Readon F H. Liquid rocket combustion instability. NASA-SP-192, 1972
- 2 Habiballah M, Dubois I. Numerical analysis of engine instability. First International Symposium on Liquid Rocket Combustion Instability, 1993
- 3 阿列马索夫 B E 著. 张中钦, 庄逢辰译. 火箭发动机原理. 北京: 宇航出版社, 1993
- 4 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
- 5 Issa R I. Solution of the implicit discretized reacting flows by a non-iteration by operator-splitting. J.

Comput. Physics, 1991, 93: 388~410

- 6 刘卫东, 吴晋湘, 王振国等. 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)
- 7 庄逢辰著. 液体火箭发动机喷雾燃烧理论、模型及应用. 长沙: 国防科大出版社, 1995
- 8 Jones W P, Launder B E. The calculation of low-reynolds-number phenomena with two-equation model of turbulence. Inter. J. Heat and Mass Transfer, 1973, 16
- 9 Prime R J. Round robin calculation of wave characteristic in a fixed geometry-operating condition liquid rocket using given simplified combustion equations. JANNAF Workshop on Numerical Method in combustion Instability, Orlando, 1990

(上接第4页)

虽然表4中许多故障类的阈值夹角与它们模板间夹角相近, 但此种故障样本并不恰好在它们的模板之间。而且, 实际上第一个故障类在所产生的低维子空间中分布为不规则圆锥形域。以上准则下, 检测集能实现所有样本的正确分类。利用每类故障剩下的5个样本对进行分类器测试, 剩下的各故障样本均在分类器无拒判范围内, 分类结果完全正确, 详细结果略。

5 结 论

在很好的保留原始特征空间信息的基础上, 通过实现对高维故障原始数据的特征提取, 大大简化不同故障模式的表达。而在此基础建立起来的故障分类器, 亦能很好地实现各种故障的分类。同时简化了的故障模式模板为进行基于知识推理的发动机故障诊断提供了有效的知识表达方式, 使推理过程易于实现。

参 考 文 献

- 1 李金宗编著. 模式识别导论. 北京: 高等教育出版社, 1994
- 2 [芬兰] 奥亚 E 著, 蔡国廉, 扬文瑜译. 子空间法模式识别. 北京: 科学出版社
- 3 [美] 陈季镐著, 印焕章, 邱华译, 姜崇熙校译. 统计模式识别. 北京: 北京邮电学院出版社
- 4 吴 翊, 李永乐, 胡庆军. 应用数理统计. 长沙: 国防科技大学出版社
- 5 张圣华编著. C 语言数值算法. 北京: 海洋出版社