

文章编号: 1000-8055 (2001) 01-0052-03

振荡环境下推进剂液滴亚临界蒸发响应特性

刘卫东, 周 进, 王振国

(国防科技大学 航天技术系, 湖南 长沙 410073)

摘要: 针对推进剂液滴在惰性气体中的蒸发过程建立了非定常物理模型, 并应用全隐差分格式离散模型方程进行数值求解。研究了液滴蒸发过程对环境气体压力振荡的响应特性, 可为液体火箭发动机不稳定燃烧分析提供理论基础。

关键词: 液体火箭发动机; 推进剂; 液滴蒸发; 不稳定燃烧

中图分类号: V 434

文献标识码: A

1 引 言

液体火箭发动机在工作过程中经常出现以压力振荡为特征的不稳定燃烧现象而导致发动机严重毁坏。不稳定燃烧产生的原因一般认为是由于发动机燃烧室内喷雾燃烧过程和燃气流动过程的相互耦合, 但是具体的耦合机理在目前国内外的研究中仍未得到肯定结论。推进剂喷雾燃烧最基本的过程就是液滴的蒸发燃烧, 有关液滴蒸发燃烧的研究前人已有很多工作^[1]。但对动态环境下液滴蒸发过程对压力变化的响应特性却研究得很少^[2], 而这种响应特性又很可能是导致不稳定燃烧的一个重要原因^[3]。本文建立了惰性气体中推进剂液滴非定常蒸发模型, 应用数值方法耦合求解液滴、气相模型方程, 得到了液滴蒸发过程对环境压力变化的响应特性。以前认为液滴蒸发过程不会响应高频压力振荡, 但本文研究结果表明液滴在稳态蒸发段对高频环境压力变化响应迅速, 这对分析液体火箭发动机不稳定燃烧机理具有重要的意义。

2 模型方程及坐标变换

本文采用一维球坐标下的 N - S 方程描述环境气体对液滴传热和蒸汽扩散过程。在静止惰性气体环境中, 由于蒸发引起的 Stefan 流速度很

小, 再者压力扰动以声速传播, 液滴附近的流场迟豫时间远小于压力振荡周期, 因此基本上可以认为计算区域是等压场。液滴内部温度分布通过导热方程计算, 但不考虑内部环流对液滴温度分布的影响。

由于液滴在蒸发过程中直径不断减小, 为了考虑移动边界, 一维非定常模型方程进行了坐标变换, 令: $t = \tau$; $\eta = r/r_s$ 。这样在液滴表面处, 无量纲直径始终为 $\eta = 1$ 。变换后的方程形式为:

$$\begin{aligned} \rho_{l,p,l} \frac{\partial x_l}{\partial t} &= \frac{1}{r_s^2 \eta} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\eta \lambda_l \frac{\partial x_l}{\partial \eta} \right) \\ \frac{\partial \theta}{\partial t} + \frac{1}{r_s \eta} \frac{\partial}{\partial \eta} (\eta \rho_g u_g) &= 0 \\ \rho_{g,p,g} \frac{\partial x}{\partial t} + \rho_g u_{c,p,g} \frac{1}{r_s} \frac{\partial x}{\partial \eta} &= \frac{1}{r_s^2 \eta} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\eta \lambda_g \frac{\partial x}{\partial \eta} \right) \\ \rho_g \frac{\partial x_f}{\partial t} + \rho_g u \frac{1}{r_s} \frac{\partial x_f}{\partial \eta} &= \frac{1}{r_s^2 \eta} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\eta \rho_g D_g \frac{\partial x_f}{\partial \eta} \right) \\ P &= \rho_g T_g R_0 \sum_{M_i} \frac{Y_i}{M_i} \quad (i = Fu, N_2) \end{aligned}$$

式中下标 "g", "l" 和 "s" 分别表示气相、液相及液滴表面参数。 R_0 是通用气体常数。上述模型方程定解的边界条件、初始条件是:

$$\begin{aligned} \eta = 0, \quad \partial x_l / \partial \eta &= 0 \\ \eta = 1, \quad T_l &= T_g = T_s, \quad Y_f = Y_{f,s} \\ \eta = r_\infty / r_s, \quad T_g &= 500 \text{ K}, \quad Y_f = 0.0 \\ t = 0, \quad T_l &= 300 \text{ K}, \quad T_g = 500 \text{ K}, \quad Y_f = 0.0 \end{aligned}$$

收稿日期: 1999- 07- 20; 修订日期: 1999- 11- 10

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (19882008)

作者简介: 刘卫东 (1967-), 男, 国防科技大学航天技术系副教授, 工学博士

模型方程采用全隐中心差分格式离散, 具有空间二阶精度。方程求解过程的关键是如何确定液滴表面温度。在给定初始条件下, 先求解气相方程, 再求液滴导热方程, 得到温度、组分浓度分布场及液滴蒸发速度, 而液滴表面温度由汽液界面平衡计算。

$$4\pi r_s^2 \lambda_g \left. \frac{\partial T_g}{\partial r} \right|_s = 4\pi r_s^2 \lambda_l \left. \frac{\partial T_l}{\partial r} \right|_s + \dot{m} \Delta H_v$$
$$\dot{m} = 4\pi r_s^2 \rho_g D_g \left. \frac{\partial Y_{f,s}}{\partial r} \right|_s + \dot{m} Y_{f,s}$$
$$\dot{m} = 4\pi r_s^2 \rho_g u_g$$

式中: ΔH_v 是蒸发潜热, $Y_{f,s} \sim T_s$ 关系由表面蒸汽压方程计算^[4]。这样在前一时间层的流场基础上, 根据外部边界条件和液滴表面温度, 求解模型方程得到新温度、浓度场, 进而计算新的液滴表面温度。反复迭代该过程直到表面温度的相对误差到达要求, 接着进行下一时间层计算。

3 结果分析

本文应用上述液滴蒸发模型对正庚烷液滴蒸发过程进行了数值模拟计算。计算中取液滴直径 $d_0 = 80 \mu\text{m}$, $120 \mu\text{m}$, $160 \mu\text{m}$, 液滴初始温度 $T_0 = 300 \text{ K}$ 。环境气体温度 $T_\infty = 500 \text{ K}$, 压力振荡规律为 $P_\infty(t) = P_0(1 + \alpha \sin(\omega t))$, 式中 α 和 ω 分别是压力振幅系数和角频率。

图 1 是液滴内部温度、环境气体温度沿径向

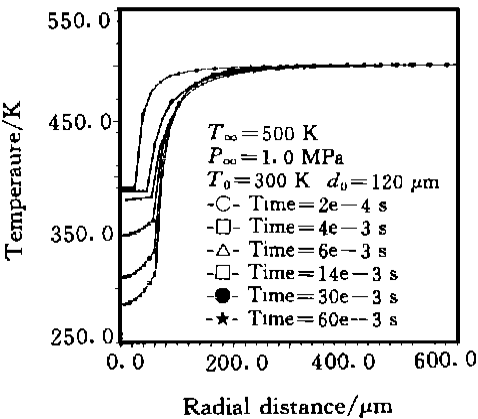


图 1 液滴内部温度、环境气体温度沿径向分布

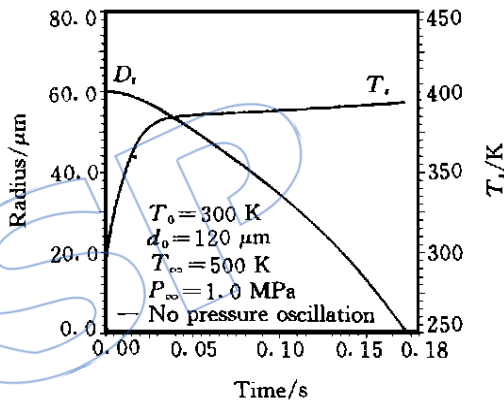


图 2 无压力振荡环境下液滴直径、液滴表面温度随时间变化曲线

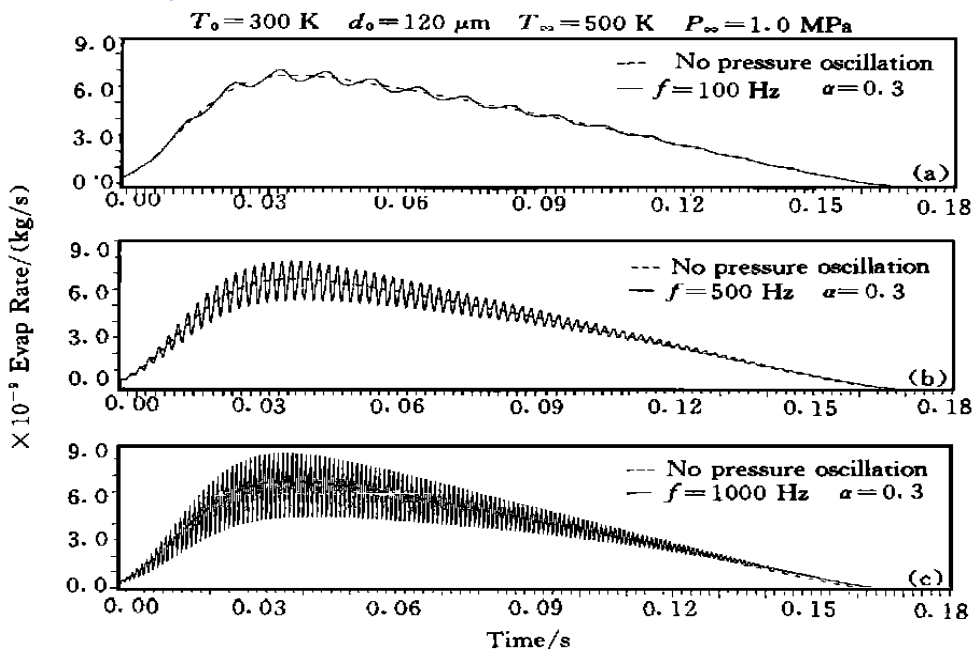


图 3 在相同液滴直径、压力振幅、不同压力频率下的液滴蒸发速率图

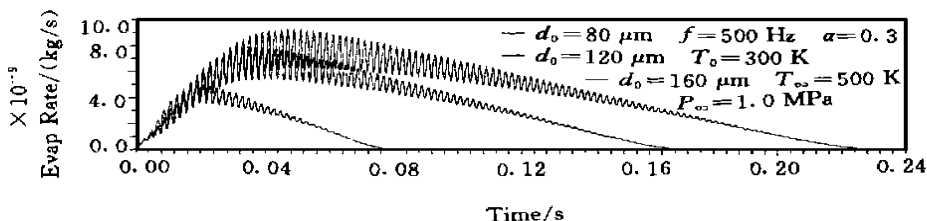


图 4 在相同压力振幅、频率、不同液滴直径的蒸发速率图

分布规律。由图可知,开始段液滴内部温度分布不均匀,温度梯度较大,说明气相传热主要用于液滴加热。到达平衡温度后,液滴温度虽继续升高,但内部温度分布已均匀。气相温度在液滴表面处梯度大,说明气相导热过程剧烈。

图 2 是无压力振荡环境下液滴直径、液滴表面温度随时间变化曲线。由图可知,液滴表面温度在蒸发初期迅速上升到接近平衡温度,此后缓慢上升,但还没到临界温度就已经蒸发完了。液滴直径随时间一直减小,但在初期加热段减小较慢,以后则迅速减小,随时间基本上是线性变化。

图 3 是在相同液滴直径、压力振幅、不同压力频率下的液滴蒸发速率图。随着频率增高,液滴蒸发速率振荡逐步增大;当压力频率进一步提高时蒸发速率振幅并不增大。说明存在比较宽的压力频率使液滴蒸发过程响应强烈,而不是一个单一的固有频率。此外,在同一压力振荡频率下,当液滴温度刚到达平衡温度时,蒸发过程响应强烈。

图 4 是在相同压力振幅、频率、不同液滴直径的蒸发速率图。由图可知,液滴直径越大,绝对蒸发速率 (kg/s) 越大,对高频压力振荡响应越强烈,但到响应最强烈的时间要长一些。

此外由图可知,蒸发速率变化基本上与压力

变化同步,二者的频率相同。这主要是由于模型中假设了气液界面始终处于平衡状态,环境压力的变化对传热、扩散过程的影响是直接的,因此蒸发速率响应的频率几乎与压力频率相同。实际情况并不完全如此,有必要进一步建立气液界面非平衡模型。

4 结 论

本文研究表明液滴蒸发过程能够迅速响应环境压力的变化,当液滴温度刚到达平衡温度时,蒸发过程响应最强烈。并且对一定直径的液滴存在一压力振荡频率范围,使液滴蒸发响应振幅最大。

参考文献

- [1] 庄逢辰著. 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] Yang V, Hsiao C C. Pressure-Coupled Vaporization and Combustion Responses of Liquid Fuel Droplets in High Pressure Environments [R]. AIAA-91-2310
- [3] Yang V. Liquid Propellant Rocket Engine Combustion Instability [C]. Progress in Astronautics and Aeronautics Series, 1996, 169
- [4] Bommie J M, et al. Thermodynamic Properties 6000 K for 210 Substances Involving the First 18 Elements [R]. NASA-SP-3001

(责任编辑 杨再荣)

Response of Propellant Droplet Subcritical Evaporation to Environmental Pressure Oscillation

L I U Wei-dong, ZHOU Jin, WANG Zhen-guo

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

Abstract A non-steady model of propellant droplet evaporation in inert gas has been developed. The model equations have been solved by numerical method with full implicit central scheme. The results show that, when the droplet diameter keeps unchanging, there exists a special pressure frequency, to which the droplet evaporation responds most strongly. In this case the droplet evaporation oscillation approaches to its maximum as the droplet temperature comes near the equilibrium temperature. Therefore, it is reasonable to believe that propellant evaporation could trigger unstable combustion in the rocket engine.

Key words: liquid rocket engines; propellants; droplet evaporation; combustion instability