

低频压力振荡环境下静止液滴蒸发过程的准稳态模型^{*}

苏凌宇, 刘卫东

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为了获得燃料液滴对压力变化得到响应特性, 从微观上对压力振荡环境下的液滴蒸发过程进行了分析。结果表明压力振荡会导致流场内部力的不平衡, 从而会使液滴周围边界层内气体产生周期性流动, 以及液滴周围边界层内蒸气质量分数的振荡, 最终会使液滴蒸发速率的产生与压力振荡周期相同的振荡。在此基础上, 根据流动边界层理论, 提出了饱和蒸气边界层的概念, 建立了压力振荡环境下静止液滴蒸发的准稳态模型并进行了数值求解, 获得了静止液滴蒸发速率对压力振荡的响应特性。

关键词: 压力振荡; 液滴蒸发; 准稳态; 动态响应

中图分类号: V434.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 03-0281-08

A quasi-steady model of immobile droplet evaporation with pressure oscillation

SU Ling-yu, LIU Weidong

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract To obtain dynamic response characteristics of droplet evaporation to pressure oscillation, analysis is implemented for droplet evaporation under condition with pressure oscillation in a view of the microcosmic level. The results show that the pressure oscillation within the flow field can lead to imbalance in force, thus the boundary layer around droplet has a cyclical gas flow, as well as the oscillation of vapor mass fraction, which ultimately brings the oscillation of droplet evaporation rate as the oscillation period of pressure. On the basis of the analysis, a concept of saturated vapor boundary layer is proposed according to the flow boundary layer theory. A quasi-steady model of resting droplet evaporation with pressure oscillation is constructed, and then solved numerically. The dynamic response characteristics of resting droplet evaporation to pressure oscillation are obtained.

Key words Pressure oscillation; Droplet evaporation; Quasi-steady; Dynamic response

1 引 言

在液体火箭发动机工作过程中, 液体燃料经喷注器雾化后进行燃烧时, 液滴的蒸发过程是一个非常重要的环节。一般认为它是燃烧速率的控制过程, 对液体燃料燃烧稳定性具有至关重要的影响。Priem 和 Guentert^[1]首先指出燃烧稳定性受蒸发过程的影响, 并能通过改变蒸发过程的特性来控制。所以, 很多研究者^[1-5]将液滴蒸发过程作为液体火箭发动机燃烧不稳定激励机制中的关键因素进行研究。当液体火

箭发动机发生不稳定燃烧时, 燃烧室内会出现不同形式的压力振荡。低频不稳定燃烧表现为燃烧室内压力的整体振荡, 高频不稳定燃烧表现为燃烧室内压力以波的形式在燃烧室内运动, 但是不管哪种形式的压力振荡, 从微观角度讲, 必然改变环境气体分子与液滴表面的碰撞频率与碰撞强度, 因而会影响燃料液滴的蒸发相变过程, 并最终影响液体燃料的燃烧过程。深入理解液滴蒸发过程对压力振荡 (即燃烧过程的振荡) 的动态响应特性, 建立适用于压力振荡环境下的蒸发模型, 是进一步探讨燃烧不稳定性与液滴蒸发

* 收稿日期: 2009-06-01; 修订日期: 2009-09-09。

基金项目: 国家自然科学基金 (90816016)。

作者简介: 苏凌宇 (1977—), 男, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机工作过程研究。E-mail: sulingyu77@163.com

过程之间的相互作用机制、分析蒸发过程对燃烧不稳定影响的理论前提。迄今为止,虽然对液滴蒸发过程的研究已有半个多世纪的历史,但是研究比较多的也只有恒定环境压力下的准稳态蒸发模型,对压力振荡环境下液滴蒸发过程的动态响应特性的研究还远远不够,至今还没有提出能够应用于液体火箭发动机不稳定燃烧仿真计算的液滴蒸发动态响应模型,已有的准稳态液滴蒸发模型是否适用于压力振荡环境也并不清楚。

在液体火箭发动机燃烧不稳定性的决定因素中,流体流动动力学特性的不稳定因素,如湍流流动过程中的涡脱落、液体燃料的流量脉动以及由喷嘴动力学特性决定的雾化脉动是不稳定燃烧的重要诱因;燃料蒸发燃烧释热过程对压力振荡的正反馈效应则对不稳定燃烧提供维持振荡的能量,而蒸发过程是液体燃料喷雾燃烧的重要过程,因此,要想得出液滴蒸发过程与燃烧不稳定之间的相互作用机制,首先必须获得液滴蒸发过程对燃烧不稳定性的响应特性。

本文从宏观以及微观层次上重点分析了压力振荡环境下液滴蒸发的非平衡过程,并对理论分析所得结论进行了试验验证^[6],所得结果对于研究液体火箭发动机燃烧不稳定性具有重要意义。

2 压力振荡环境下液滴蒸发过程的微观分析

为了从微观层次上清晰的阐述环境压力振荡对液滴蒸发过程的影响,在分析中做如下两点假设:

(1)根据宏观上的边界层理论,在气液界面附近的气相侧存在一个边界层,在该边界层内导热与分子扩散是能量与质量交换的主要形式,不考虑 Stefan 流的影响。

(2)在边界层内,液体蒸气的分子数由气液界面的温度决定。

为了更深入地理解压力变化过程对液滴表面边界层内分子组成的影响,首先对准稳态的蒸发过程进行分析,然后具体分析压力上升与压力下降过程引起的液滴表面边界层内分子组成的变化,及其对液滴蒸发速率的影响。

图 1 给出了液滴在准稳态蒸发时边界层内分子组成的示意图。当液滴处于准稳态蒸发时,由于环境气体分子作用于气液界面的碰撞频率以及碰撞强度基本不变,所以气液界面特性以及蒸发相变的

速率基本不变,边界层内和蒸气分子数(即蒸气的质量分数)基本不变。液滴蒸发速率近似等于蒸气分子从边界层内进入气相场内的速率,边界层内处于一种动态的准平衡过程,液滴的蒸发速率基本保持不变^[7]。

图 2 给出了压力上升阶段,液滴表面边界层内分子组成变化示意图。环境压力上升使气相场中气体分子的数密度增大,液滴表面边界层内气体分子数必然增多。液滴表面边界层内增多的气体分子主要来自两个方面:一方面,压力上升使气相场内存在力的不平衡,驱动边界层外的气体分子向边界层内运动;另一方面,边界层内分子数的增加,使气体分子与气液界面的碰撞频率增大,气液界面上液体分子的气化速率增大,从而使边界层内气体分子数增多。在压力上升过程中,虽然边界层内的气体分子数增多,但是蒸气分子数占边界层内总分子数的比例(即边界层内液体蒸气的质量分数)以及燃料蒸气分子运动到边界层外气相场的速率未必增加。

图 3 给出了压力下降过程中,液滴表面边界层内分子组成变化的示意图。环境压力下降使气相场内的气体分子数密度减小,液滴表面气体边界层内的气体分子数也必然相应减少。这主要由于压力下降引起气相场中存在力的不平衡,驱动边界层内的分子向周围气相场中运动。边界层内分子的减少,使环境气体分子与气液界面的碰撞频率降低,界面上液滴分子的气化速率会有所减小。同时,由于边界层内的分子数的迅速减少,使得边界层内的液体蒸气分子数低于界面温度所决定的蒸气分子数,这会促使气液界面上的液相分子的气化过程加快。在压力下降阶段,由于气体分子数密度的减小,会使液体蒸气分子在边界层内所占的比例增大,导致边界层内的蒸气分子向周围气相场中的扩散能力增强,使蒸发速率相应的增加。

通过以上分析可以看出,压力下降使液滴表面边界层内的液体蒸气分子数减少,但是在边界层内液体蒸气分子所占的比例反而增大,从而使由分子扩散控制的蒸发过程加快。最重要的是,压力下降引起流场内部力的不平衡会驱动边界层内的液体蒸气分子迅速向边界层外的气相场运动,使边界层内燃料蒸气分子的数目低于界面温度所决定的饱和值,从而使气液界面上的燃料分子快速气化,使蒸发速率大大增加,这一过程在液滴蒸发过程中占主导地位。

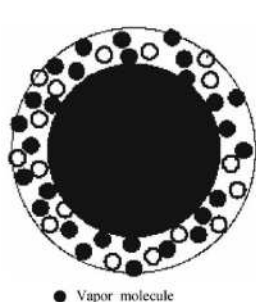


Fig. 1 Variation of molecule component in the boundary layer around droplet with constant pressure

Fig. 2 Variation of molecule component in the boundary layer around droplet during pressure elevation

Fig. 3 Variation of molecule component in the boundary layer around droplet during pressure decline

3 压力振荡环境下静止液滴蒸发的准稳态模型

3.1 基本假设

模型的建立基于如下几点假设: (1)液滴为球形,蒸发过程球对称; (2)压力振荡过程只引起气体环境密度场的改变; (3)气液界面处于液滴表面温度决定的饱和状态; (4)由扩散控制的蒸发过程处于准稳态,即蒸发速率由传热数与传质数决定; (5)不考虑由于温度变化引起的液滴体积的变化; (6)在蒸发过程中液滴温度均匀,且始终等于液滴的表面温度^[8]。

3.2 饱和边界层概念的提出

已知压力振荡,根据气体状态方程可以计算出密度的振荡,要确定由于压力下降所引起的边界层内燃料蒸气质量变化的速率,必需确定边界层的厚度。为此,提出饱和边界层的概念。

饱和边界层的定义如下:处于静止环境中的液滴在其蒸发过程,其表面存在一个厚度有限的气体薄层,在该薄层内燃料蒸气的压力等于表面温度所决定的饱和蒸气压,其厚度为沿半径方向,从液滴表面到燃料蒸气的密度值等于由液滴表面温度所决定的饱和蒸气密度值的 99% 处。

饱和边界层厚度计算的推导过程如下:

根据准稳态蒸发理论,通过任意球面上的蒸气质量相等,有如下关系式

$$-4\pi r^2 \rho_v D_v \frac{dY_v}{dr} = \frac{4\pi \rho_v D_v (Y_{v,s} - Y_{v,\infty})}{\frac{1}{r_s} - \frac{1}{r_\infty}} \quad (1)$$

式中 r_s 为液滴半径, $Y_{v,s}$ 为液滴表面温度决定的液滴表面出的燃料蒸气的质量分数, Y_v 为半径 r 处的燃料蒸气的质量分数,对于单个液滴的蒸发,可以假设

$r = r_\infty$ 时, $Y_{v,\infty} = 0$ 。上式整理成如下形式

$$\frac{dY_v}{dr} = -\frac{1}{r^2} \frac{r_s r_\infty}{r_\infty - r_s} Y_{v,s} \quad (2)$$

$$r = r_s; Y_v = Y_{v,s} \quad (3)$$

$$r = r_\infty; Y_v = 0$$

对上式积分可得

$$Y_v = \left| \frac{1}{r} \right| \frac{r_s r_\infty}{r_\infty - r_s} - \frac{r_s}{r_\infty - r_s} Y_{v,s} \quad (4)$$

根据饱和边界层的定义,由于液滴表面饱和边界层内密度差很小,可以近似认为燃料蒸气密度比等于燃料蒸气的质量分数比,即 $\rho_v / \rho_{v,s} = Y_v / Y_{v,s} = 99\%$ 所对应的半径为 r_δ ,有

$$\frac{1}{r_\delta} \frac{r_s r_\infty}{r_\infty - r_s} - \frac{r_s}{r_\infty - r_s} = 99\% \quad (5)$$

$$r_\delta = \frac{100 r_s r_\infty}{99 r_\infty + r_s} \quad (6)$$

则饱和边界层的厚度为

$$\delta_s = r_\delta - r_s = \frac{100 r_s r_\infty}{99 r_\infty + r_s} - r_s = \left| \frac{r_\infty - r_s}{99 r_\infty + r_s} \right| r_s \quad (7)$$

根据极限定理,当 $r_\infty = \infty$ 时

$$\delta_s = \frac{1}{99} r_s \quad (8)$$

可以看出,液滴周围饱和边界层的厚度为液滴半径的 1/99 假如液滴直径为 1 mm,液滴周围的饱和边界层的厚度约为 0.01 mm。

3.3 模型方程

液体火箭发动机出现低频燃烧不稳定时,燃烧室内的压力呈现周期性的变化,为便于计算,假定环境压力作如下形式的正弦变化

$$p = p_0 + A \sin \omega t \quad (9)$$

式中 p 为液滴蒸发过程中的环境压力, p_0 为压力振

荡的平均值, A 为压力振荡的幅值, ω 决定着压力振荡频率。

在环境温度不变的情况下, 压力变化引起液滴周围饱和和边界层内蒸气密度的变化

$$\frac{d\phi}{dt} = R_M T_s \frac{d\rho_s}{dt} \quad (10)$$

$$\frac{d\rho_{v,s}}{dt} = Y_{v,s} \frac{d\rho_s}{dt} = \frac{Y_{v,s}}{R_M T_s} \frac{d\phi}{dt} \quad (11)$$

式中 ρ_s 为饱和和边界层内燃料蒸气的密度, R_M 为燃料蒸气与环境气体的混合气体常数。

根据压力振荡环境下液滴蒸发过程的微观分析, 液滴的蒸发过程在压力上升阶段和压力下降阶段具有明显的不同过程, 其计算模型如下

$$m_{\dot{v}} = \begin{cases} 4\pi r_s \rho_{v,s} D_v \ln(1+B) - 4\pi r_s^2 \delta_s \frac{Y_{v,\infty}}{R_M T_s} \frac{d\phi}{dt} & \frac{d\phi}{dt} \geq 0 \\ 4\pi r_s \rho_{v,s} D_v \ln(1+B) - 4\pi r_s^2 \delta_s \frac{Y_{v,s}}{R_M T_s} \frac{d\phi}{dt} & \frac{d\phi}{dt} < 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中当压力上升时, 即 $(d\phi/dt) > 0$ 时, 液滴蒸发速率一方面来自于液滴表面边界层内向气相场内的扩散, 另一方面液滴表面边界层外的气体由于力的不平衡而进入边界层内, 但是由于环境气体中的蒸气质量分数小于液滴表面边界层内的蒸气质量分数, 所以在边界层内的蒸气不可能出现过饱和而使蒸气重新凝结为液相, 因此式 (12) 对于压力上升过程中的蒸发速率的计算式中的第二项可以忽略。但是当压力下降时, 除了有蒸气浓度不均匀引起对扩散外, 还必须包含由于压力减低所产生的力使液滴表面上的蒸气流动而引起的蒸发速率的增加部分。所以压力振荡环境下液滴蒸发的计算模型为

$$m_{\dot{v}} = \begin{cases} 4\pi r_s \rho_{v,s} D_v \ln(1+B) & \frac{d\phi}{dt} \geq 0 \\ 4\pi r_s \rho_{v,s} D_v \ln(1+B) - 4\pi r_s^2 \delta_s \frac{Y_{v,s}}{R_M T_s} \frac{d\phi}{dt} & \frac{d\phi}{dt} < 0 \end{cases} \quad (13)$$

不考虑热膨胀时液滴半径变化率为

$$\frac{dr_s}{dt} = - \frac{m_{\dot{v}}}{4\pi r_s^2 \rho_l} \quad (14)$$

液滴表面温度的变化, 根据假设即液滴本身温度的变化为

$$\frac{dT_s}{dt} = \frac{\left| Q \frac{\ln(1+B)}{B} - m_{\dot{v}} L_v \right|}{\left| \frac{4}{3} \pi r_s^3 \rho C_p \right|} \quad (15)$$

$$Q = 2\pi r_s \lambda_m (T_{\infty} - T_0) \quad (16)$$

式中 $\frac{\ln(1+B)}{B}$ 是由于蒸发出来的蒸气向外流动, 而使传向液滴表面的热量减小的系数。其中, B 的计算公式如下

$$B = \frac{C_{p,g}(T_{\infty} - T_s)}{L_v + C_{p,l}(T_s - T_0)} = \frac{Y_{v,\infty} - Y_{v,s}}{1 - Y_{v,s}} \quad (17)$$

对于单个液滴的蒸发, 可取 $Y_{v,\infty} = 0$ 。

4 计算结果分析与讨论

对压力振荡环境下静止液滴蒸发模型进行计算, 研究了压力振荡频率、振荡振幅、压力振荡平均值、液滴初始温度以及环境温度对振荡环境下液滴蒸发动态响应特性的影响。在本文算例中液滴初始直径均取 1 mm, 其它主要参数取值见表 1。表中基准参数是指, 在所有算例中只改变基准参数中的某一个参数, 来考察其对液滴蒸发响应特性的影响, 该参数的取值为对比参数。

Table 1 Main parameters of computational cases

Parameters	Frequency of pressure oscillation /Hz	Amplitude of pressure oscillation /MPa	Mean value of pressure oscillation /MPa	Initial temperature of droplet /K	Ambient temperature /K
Benchmark	10	0.5	3.0	300	800
Contrasted	5	0.3	1.0	350	600
	40	0.8	5.0	400	1000

对压力振荡环境下的液滴蒸发过程响应特性的分析, 主要关注液滴蒸发速率振荡的频率、幅值以及压力振荡的相位差及其影响因素。由于影响液滴蒸发过程的因素很多, 模型建立的过程中又作了一定的简化假设, 对相位差值的精确计算没有太大的实际意义, 本文只对有关参数对相位差的影响进行定性分析。讨论液滴初始温度对相位差的影响时, 取液滴蒸发过程初始阶段的蒸发速率振荡进行分析, 其余均取蒸发过程稳定阶段的蒸发速率进行分析。由于在蒸发过程中会包含很多压力振荡周期, 为了作图简便并利于分析, 只取相同时段的几个振荡周期进行讨论。

4.1 压力振荡频率对静止液滴蒸发响应特性的影响

在其它参数不变的情况下, 分别取压力恒定与振荡频率为 5 Hz、10 Hz 与 40 Hz 时, 对液滴蒸发响应特

性进行了数值计算,考察不同压力振荡频率对液滴蒸发过程响应特性的影响。

图 4 给出了压力振荡频率分别为 5 Hz、10 Hz 与 40 Hz 时液滴蒸发速率随时间的变化,并将结果与相同条件下无压力振荡时液滴的蒸发速率作了对比。从图中可以看出,和无压力振荡时的结果相比,压力振荡并没有改变液滴平均蒸发速率随时间的变化趋势,蒸发速率的振荡幅值在开始时刻较小,然后逐渐增大到最大值后,又有减小的趋势,且始终围绕无压力振荡时液滴蒸发速率的值波动。这是因为,开始阶段液滴的表面温度较低,由液滴表面温度决定的饱和边界层内燃料蒸气的质量分数较小,所以不管是扩散引起的蒸发还是压力下降驱动的蒸发都比较小,随着液滴表面温度的升高,液滴表面饱和边界层内的燃料蒸气增大,所以蒸发速率增大,压力振荡引起的蒸发速率振荡的幅值也增大。但是,随着蒸发的进行,液滴直径减小,所以又会引起液滴平均蒸发速率以及蒸发速率振荡幅值的减小。

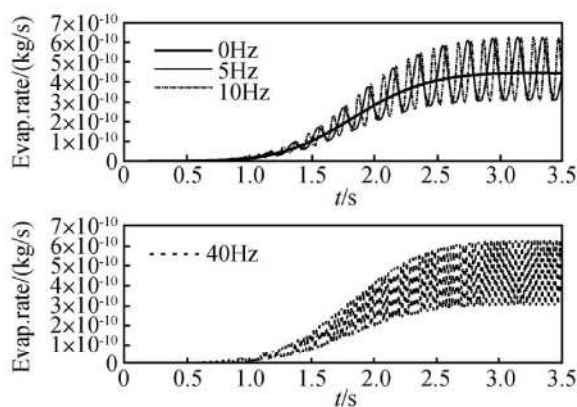


Fig. 4 Variation of droplet evaporation rate with different frequency of pressure oscillation

图 5 给出了不同压力振荡频率对液滴蒸发速率振荡与压力振荡相位差的影响。图中的横坐标为蒸发速率对时间的导数,纵坐标为压力随时间变化的值,箭头所指为时间前进的方向。根据导数的定义可知,导数为零的点即是蒸发速率振荡过程中的极点,导数值为正,蒸发速率增加,导数值为负,蒸发速率降低。沿时间方向,导数从正值变为负值的时刻,正是蒸发速率极大值对应的时刻,从该点在图中对应的压力值就可以知道液滴蒸发速率的振荡与相应的压力振荡之间的相位差。以下有关相位差的讨论,均采用此方法,不再赘述。从图中可以看出,蒸发速率的极

大值出现在压力下降的过程中,蒸发速率振荡与压力振荡的相位差大于 90° 小于 180° ,随着压力振荡频率的增加,液滴蒸发速率振荡与压力振荡的相位差减小。另外从图中还可以看出,在压力上升的过程中,蒸发速率对时间的导数值均为负,说明随着压力的升高,蒸发速率有下降趋势,这主要是因为压力上升的过程中,液滴表面边界层内燃料蒸气质量分数减小所致。

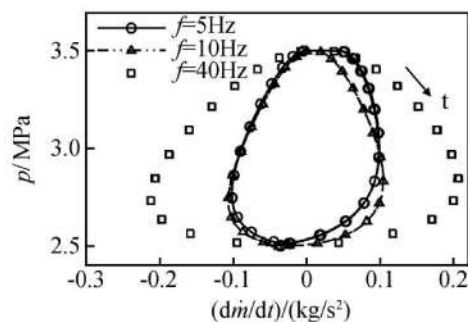


Fig. 5 Phase of droplet evaporation rate with different frequencies of pressure oscillation

4.2 压力振荡幅值对静止液滴蒸发响应特性的影响

在其它参数不变的情况下,分别取压力振荡幅值为 0.3、0.5 与 0.8 MPa 时,对液滴蒸发响应特性进行了数值计算,考察不同压力振荡幅值对液滴蒸发过程响应特性的影响。

图 6 为不同压力振荡幅值下液滴蒸发速率随时间的变化。从图中可以看出,不同压力振荡幅值下液滴蒸发速率的变化趋势基本相同,在开始阶段,液滴蒸发速率的平均值与振荡幅值较小,随着蒸发过程的进行逐渐增加值到最大值,而后又有减小到趋势,其原因仍然是由液滴表面温度以及液滴直径的变化有关。但是,压力振荡的幅值不同,所引起的蒸发速率振荡的幅值不同,压力振荡的幅值越大,蒸发速率振荡的幅值也越大。这是因为,在其它条件相同时,压力振荡的幅值越大,意味着压力变化的速率越大,由压力变化而引起的液滴表面边界层内气体密度的变化速率越大,所以由压力下降所驱动的蒸发速率也越大。

图 7 给出了压力振荡振幅对液滴蒸发速率振荡与压力振荡的相位差的影响。从图上可以看出,在其它条件相同时,随着压力振荡幅值的增加,液滴蒸发速率振荡的相位差略有增加,并且在同一振荡幅值下的整个液滴蒸发过程中,相位差基本不变。

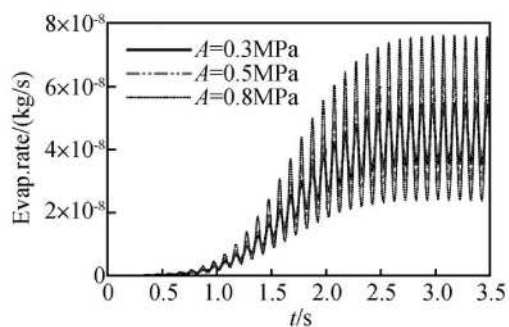


Fig. 6 Variation of droplet evaporation rate with different amplitudes of pressure oscillation

4.3 压力振荡的平均值对静止液滴蒸发响应特性的影响

在其它参数不变的情况下,分别取压力振荡的平均压力为 1.0、3.0 与 5.0 MPa 时,对液滴蒸发响应特性进行了数值计算,考察不同压力振荡的平均值对液滴蒸发过程响应特性的影响。

图 8 给出了压力振荡取不同的平均值时液滴蒸发速率随时间的变化。从图中可以看出,不同平均压力下液滴蒸发速率总的变化趋势基本相同,在开始阶段,液滴蒸发速率振荡的幅值较小,且随着蒸发过程的进行逐渐增大,而后又有减小的趋势。

图 9 给出了压力振荡平均值对蒸发速率振荡相位差的影响。从图中可以看出,压力振荡平均值对蒸发速率振荡的相位差影响不大,随着压力振荡平均值的增加,液滴蒸发速率振荡的相位差略有减小。

4.4 环境温度对静止液滴蒸发响应特性的影响

在压力振荡参数以及其它参数不变的情况下,分别取环境温度为 300 K、800 K 与 1 200 K 时,对液滴蒸发响应特性进行了数值计算,考察不同环境温度对液滴蒸发过程响应特性的影响。

图 10 给出了不同环境温度下液滴蒸发速率随时

间的变化。从图中可以看出,环境温度对液滴蒸发速率响应特性的影响较大,当环境温度为 300 K 时,液滴蒸发速率的平均值要比环境为 800 K、1 200 K 时小两三个数量级,且蒸发速率的振荡幅值以及平均值也没有较大幅度的变化。这是因为,环境温度越低,环境气体向液滴表面的传热能力越低,液滴表面的温度表面温度变化不大且一直处于较低水平,然而,当环境温度较高时,环境气体向液滴表面的传热能力越强,液滴表面温度会迅速升高且稳定在较高水平,受液滴表面温度的影响,由扩散引起的蒸发速率以及压力下降驱动的蒸发速率都将发生很大变化且远远大于环境温度较低的情况。

图 11 给出了环境温度对液滴蒸发速率振荡相位差的影响。从图中可以看出,环境温度对液滴蒸发速率振荡相位差的影响不大,随着环境温度的增大,液滴蒸发速率振荡的相位差略有增加,在整个液滴蒸发过程中,环境温度较低时,相位差的变化越明显。

4.5 液滴初始温度对静止液滴蒸发响应特性的影响

在压力振荡参数以及其它参数不变的情况下,分别取液滴初始温度为 290 K、340 K 与 390 K 时,对液滴蒸发响应特性进行了数值计算,考察不同环境温度对液滴蒸发过程响应特性的影响。

图 12 给出了不同液滴初始温度时液滴蒸发速率随时间的变化。从图中可以看出,液滴初始温度对液滴蒸发过程的初始阶段的蒸发响应特性影响很大。液滴初始温度越高,在液滴蒸发的初始阶段,蒸发速率的平均值以及蒸发速率的振荡幅值越大,在整个蒸发过程中,液滴蒸发速率会很快达到最大振荡幅值。这是因为,液滴初始温度越高,由液滴表面温度决定的饱和边界层内的燃料蒸气质量分数越大,由扩散引起的蒸发速率以及由压力下降驱动的蒸发速率就越

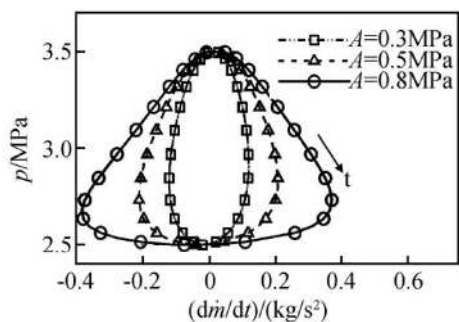


Fig. 7 Phase of droplet evaporation rate with different amplitudes of pressure oscillation

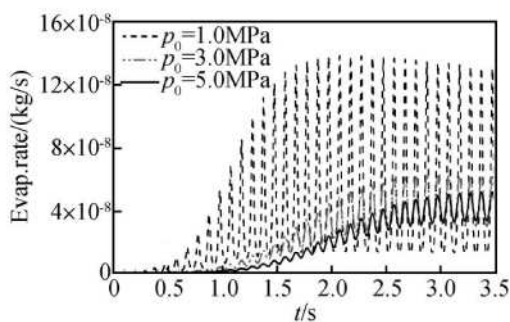


Fig. 8 Variation of droplet evaporation rate with different mean values of pressure oscillation

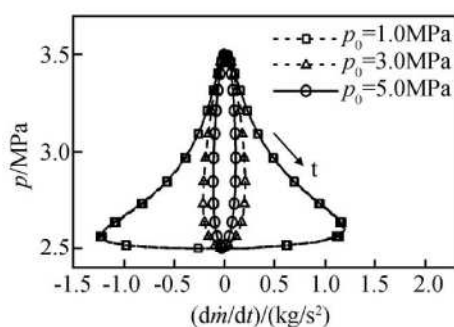


Fig. 9 Phase of droplet evaporation rate with the different mean values of pressure oscillation

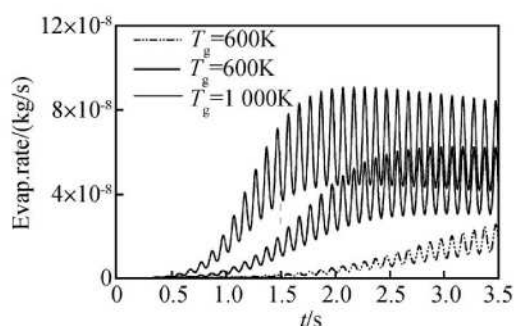


Fig. 10 Variation of droplet evaporation rate with the different ambient temperature

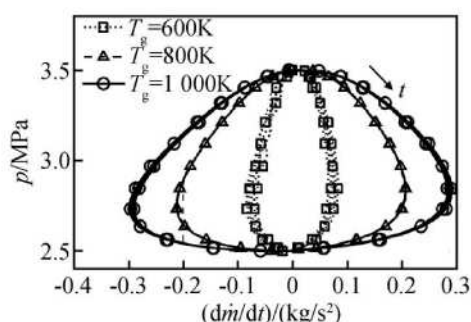


Fig. 11 Phase of droplet evaporation rate with the different ambient temperature

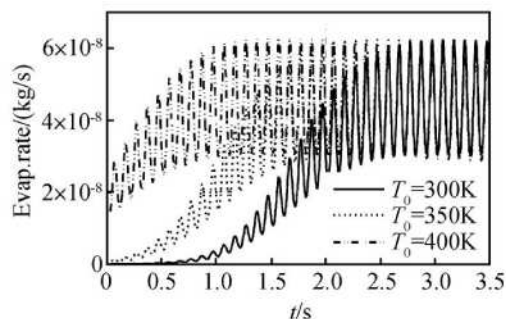


Fig. 12 Variation of droplet evaporation rate with the different cy of pressure oscillation

大,所以在液滴蒸发的初始阶段,液滴蒸发速率的平均值以及蒸发速率振荡的幅值也就越大,相反液滴初始温度越低,开始阶段液滴有一个加热过程,该过程中液滴表面饱和和边界层内燃料蒸气的质量分数较小,所以液滴蒸发速率的平均值以及蒸发振荡的幅值越小。

图 13给出了液滴初始温度对液滴蒸发速率振荡相位差的影响。因为模型中假设液滴温度均匀,所以液滴温度即液滴表面温度,事实上在液滴蒸发过程中,液滴表面温度在计算蒸发速率时起到关键作用,实质上这里应该是液滴表面温度对液滴蒸发速率振荡相位差的影响。从图中可以看出,液滴表面温度对

液滴蒸发速率振荡的相位差影响不大,不同液滴初始温度下液滴蒸发速率振荡的相位差基本相同。

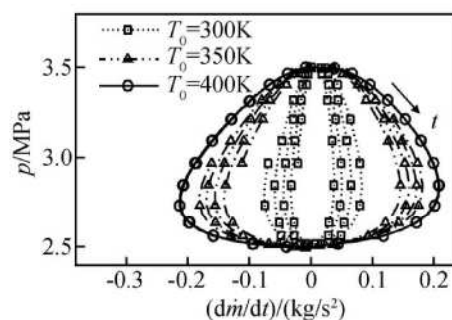


Fig. 13 Phase of droplet evaporation rate with different frequencies of pressure oscillation

5 结 论

本文研究得出以下结论:

(1)低频压力振荡会引起液滴蒸发速率产生相同频率的振荡,但蒸发速率振荡与压力振荡的相位差接近于 180° ,在液滴静止条件下压力振荡频率、幅值、平均压力等因素对其值略有影响。

(2)压力振荡频率对液滴蒸发速率的振荡幅值影响较小,不同压力振荡频率下蒸发速率振荡的幅值几乎相等。

(3)压力振荡的幅值对液滴蒸发速率的振荡幅值影响较大。其它条件相同时,压力振荡的幅值越大,液滴蒸发速率的幅值越大。

(4)压力振荡的平均值对液滴蒸发速率的振荡幅值影响较大。其它条件相同时,压力振荡的平均值越小,液滴蒸发速率的振荡幅值越大。

(5)环境温度对液滴蒸发速率的振荡影响较大,其它条件相同时,环境温度越高,液滴蒸发速率的振荡幅值越大。

(6)液滴的初始温度仅在液滴蒸发过程的初始阶段对液滴蒸发速率的振荡幅值以及平均值有较大影响。液滴的初始温度越高,液滴蒸发速率的振荡幅值与平均值越大,但是,随着蒸发过程的进行,液滴表面温度以及蒸发速率的响应特性基本不再受初始温度的影响。

以上几点结论中,值得关注的是压力振荡幅值、压力振荡平均值以及初始液滴温度对液滴蒸发速率响应特性的影响,不仅因为它们对液滴蒸发速率的振荡特性影响很大,同时这几个参数也与液体火箭发动机燃烧不稳定性有紧密的联系。

参考文献:

- [1] Priem R J Guentert D C. Combustion instability limit determined by a nonlinear theory and a one-dimensional model[R]. NASA, *Rept TN D-1409*, 1962
- [2] 王中伟, 庄逢辰. 高压不稳定环境中的燃料液滴蒸发[J]. 推进技术, 1994, 25(4): 54~ 57. (WANG Zhong-wei ZHUANG Feng-chen Numerical investigation on fuel droplet vaporization in a high-pressure unstable environment[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1994, 25(4).)
- [3] Jordan N C. Dynamic response of superheated liquid droplets in steady supersonic airflow[R]. *APR - 25*, 2006
- [4] Sumardiono S Fischer J. Molecular simulations of droplet evaporation processes: adiabatic pressure jump evaporation[J]. *Int. J. of Heat and Mass Transfer*, 2006, 49: 1148~ 1161
- [5] Picard C Davoust L. Transient aging of a liquid-gas interface stretched by standing waves on the interplay of chemical kinetics[J]. *J. of Colloid and Interface Science*, 2008, 327: 412~ 425
- [6] 苏凌宇, 于江飞, 刘卫东. 乙醇液滴蒸发过程对压力振荡动态响应特性的试验研究[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 286~ 291. (SU Ling-yu YU Jiang-fei LIU Wei-dong Experimental study on dynamic response of ethanol droplet evaporation to pressure oscillation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(3).)
- [7] Lingyu Su Weidong Liu. Molecular dynamics simulation of gas-liquid phase transition's dynamic response to pressure variation[C]. *Beijing: 7th International symposium on heat transfer* 2008, 2008
- [8] 刘卫东, 周进, 王振国. 振荡环境下推进剂液滴亚临界蒸发响应特性[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 52~ 54

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 280 页)

参考文献:

- [1] Kuo K K, Summerfield M. 固体推进剂燃烧基础(下册)[M]. 宋兆武译. 北京: 宇航出版社, 1992
- [2] 王普光. 固体火箭发动机瞬态燃烧过程——熄火特性与实验[J]. 推进技术, 1989, 4(2).
- [3] 方丁酉. 固体火箭发动机瞬变参数辨识[J]. 航空动力学报, 1995, 10(1).
- [4] 李世鹏, 张平. 微型脉冲推力器点火瞬变过程特性分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6).
- [5] 周海清, 尤政, 张平. 微型固体脉冲推力器内弹道数值计算与分析[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(6).
- [6] 李晓斌, 金振中, 张为华. 点火瞬态过程仿真模型参数辨识[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(4).
- [7] 樊超, 李晓斌, 张为华, 等. 微型固体火箭发动机点火增压过程瞬态燃速辨识[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6).
- [8] Krier H, T'ien J S, Sirignano W A, et al. Nonsteady burning phenomena of solid propellants: theory and experiments[J], *AAA* 1968, 6(2).
- [9] Ward M J, Son S F, Brewster M Q. Role of gas and condensed-phase kinetics in burning rate control of energetic Solids[J]. *Combustion Theory and Modeling*, 1998, 2(3).
- [10] Brewster M Q, Zebrowski M A, Schroeder T B. Unsteady combustion modeling of energetic solids[C]. San Diego 31st *AAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* 1995
- [11] Louwers J, Guy M H, Gadiot J L. Model for nonlinear transient burning of hydrazinium nitroformate[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(6).
- [12] Jian Z, Hanke R, Osborn J. The dynamic burning rate response of composite propellants[C]. Nevada 27th *Aerospace Sciences Meeting*, 1989
- [13] Kim Sung-In, Lee Changjin. Numerical study on the burning response of solid propellant to the external radiative perturbations[C]. Los Angeles 35th *AAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1999
- [14] 陆金甫, 关治. 偏微分方程数值解法第 2 版[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004

(编辑: 姚懿巧)