

# 亚/超临界环境下航天煤油液滴燃烧理论研究

吴海龙, 李飞晟, 庞建国, 董夏斌  
(太原卫星发射中心, 山西 太原 030001)

**摘要:** 目前大推力液氧煤油火箭发动机稳定工作时燃烧室达到超临界环境, 而现有的液滴蒸发燃烧模型仅适用于亚临界环境, 无法用于超临界环境。建立了亚/超临界环境下煤油液滴燃烧仿真计算模型, 开展了亚/超临界环境下环境参数对煤油液滴燃烧特性的影响研究。结果表明: 随着环境温度的升高, 火焰温度大幅增加, 着火时间、迁移时间和液滴寿命均缩短。随着环境压力的增大, 煤油液滴燃烧的无量纲火焰半径减小, 火焰温度小幅度增大, 着火时间、迁移时间和液滴寿命均缩短。压力振荡环境下, 煤油液滴燃烧的液滴蒸发速率、无量纲火焰半径和火焰温度随时间变化曲线的振荡频率与环境压力振荡的频率一致, 火焰温度对环境压力振荡尤为敏感。

**关键词:** 亚/超临界环境; 环境参数; 液滴; 燃烧; 数值仿真

**中图分类号:** TK 49 **文献标志码:** A

**DOI:** 10.19328/j.cnki.2096-8655.2024.02.019

**引用格式:** 吴海龙, 李飞晟, 庞建国, 等. 亚/超临界环境下航天煤油液滴燃烧理论研究[J]. 上海航天(中英文), 2024, 41(2): 145-153.

## Study on Combustion Theory of Kerosene Droplets in Sub/supercritical Environments

WU Hailong, LI Feisheng, PANG Jianguo, DONG Xiabin  
(Taiyuan Satellite Launch Center, Taiyuan 030001, Shanxi, China)

**Abstract:** When a high thrust liquid oxygen kerosene rocket engine operates stably, the combustion chamber reaches a supercritical environment. However, the existing droplet evaporation combustion model at present is only applicable to subcritical environments, and cannot be used in supercritical environments. In view of this, in this paper, a simulation calculation model is established for kerosene droplet combustion in sub/supercritical environments, and the effects of the ambient parameters on the combustion characteristics of kerosene droplets in sub/supercritical environments are studied. The results show that as the ambient temperature increases, the flame temperature increases significantly, and the ignition time, migration time, and droplet life all decrease. Besides, when the ambient pressure increases, the dimensionless flame radius of kerosene droplet combustion decreases, the flame temperature slightly increases, and the ignition time, migration time, and droplet life all decrease. In a pressure oscillation environment, the oscillation frequencies of the time dependent curves of the droplet evaporation rate, dimensionless flame radius, and flame temperature of kerosene droplet combustion are consistent with the oscillation frequencies of the ambient pressure, and the flame temperature is particularly sensitive to the ambient pressure oscillation.

**Key words:** sub/supercritical environment; ambient parameter; droplet; burning; numerical simulation

## 0 引言

大推力的液氧煤油火箭发动机, 特别是高压补燃液氧煤油发动机作为各航天大国运载火箭主推力首选, 有着成本低、无毒环保、性能好、可靠性高、

维护便捷等优点<sup>[1]</sup>。我国 YF-100 系列、YF-115 系列等新一代液氧煤油发动机, 使我国运载火箭发射低轨 (Low Earth Orbit, LEO) 载荷任务的最大运载能力提升了近 3 倍, 开启了“大运载”“绿色航天”时

收稿日期: 2023-10-09; 修回日期: 2023-12-02

作者简介: 吴海龙 (1993—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航天发射总体。

代,助推航天强国建设。其中 YF-135 等大推力、高流量、高压补燃循环液氧煤油发动机将直接支撑载人登月、深空探测、天地往返重复使用运输系统等重大国家科技专项任务。

大推力液氧煤油火箭发动机工作环境非常严酷,既有 3 000 °C 以上的高温工作环境,又有一 200 °C 以下的低温环境,而且工作压力高,热流密度大。目前主流的液氧煤油火箭发动机在稳定工作时燃烧室压力都很高,如苏联的 RD-170 的燃烧室压力达到 24.54 MPa,俄罗斯的 NK-33 的燃烧室压力达到 14.7 MPa<sup>[2]</sup>,我国的 YF-100 的燃烧室压力达到 18 MPa,后续新研和改进型号的发动机燃烧室压力可能更高,甚至成倍增加。如此高的燃烧室压力已经远高于煤油和氧气的临界压力(临界压力分别为 2.34 MPa 和 5.036 MPa),同时,由于燃烧室内高温燃气的加热作用,燃烧室内温度也已经超过了煤油和氧气的临界温度<sup>[3]</sup>(临界温度分别为 645.04 K 和 154.6 K)。超临界环境对发动机性能影响很大,而且这种影响大多数体现为对液滴行为的影响,从煤油经喷注作用进入充满超临界气体的环境到彻底燃烧转化为燃烧产物的所有方面都与众所周知的亚临界环境下的结果大相径庭<sup>[4]</sup>。

因此,通过研究超临界环境下煤油液滴燃烧特性,进一步掌握液氧煤油发动机燃烧室内的燃烧过程,使发动机推进剂更加充分燃烧,并得到有效利用,为发动机设计、使用提供借鉴。

目前,国内外针对超临界环境下液滴的蒸发和燃烧的仿真研究主要采用 2 种方法。一种是全瞬态的液滴蒸发燃烧模型,考虑实际气体状态方程和高压环境下热物性的计算模型<sup>[5-14]</sup>;另一种是分子动力学仿真<sup>[15-17]</sup>,但目前分子动力学仿真只能实现蒸发过程的仿真,且由于仿真中分子的种类不能太多,无法实现化学反应的计算而不能实现燃烧过程的仿真。采用第一种方法的研究虽然很多,但大多针对单一组分液滴,少数针对像煤油这种混合物液滴的研究,也是采用单一组分的替代物进行仿真研究,而且研究液滴蒸发的较多,燃烧的较少,液滴燃烧的研究中化学反应采用单步总包反应。因此,本文采用 2 组分替代物及详细化学反应机理来替代煤油这种复杂混合物液滴,对其在亚/超临界环境下的蒸发燃烧特性进行研究具有实际意义。

## 1 仿真模型的建立及验证

超临界流体指流体的温度和压力同时超过其临界温度和临界压力的状态。以煤油为例,当煤油处于超临界状态时,其物性兼具液态煤油与气态煤油的性质,具有气体的低黏度、液体的高密度和介于气液之间的高扩散系数等特点。同时,这些热物理参数在温度和压力的变化面前十分敏感。

由于实际的液氧煤油火箭发动机中经雾化形成的液滴和液滴所处的环境都比较复杂,仿真计算过程中无法完全复现实际工况,必须对实际工况进行相应假设简化。因此作出以下基本假设:

- 1) 忽略液滴周围气流速度及压力波动;
- 2) 忽略重力和自然对流影响;
- 3) 忽略液滴形状变化,认为液滴在整个蒸发和燃烧过程中都保持球形;
- 4) 忽略气相的 Dufour、Soret 效应及热辐射效应。

基于以上假设,建立了超临界环境下一维全瞬态液滴蒸发燃烧模型,计算模型如图 1 所示。图 1 中, $r$  为物理平面中距离液滴中心的距离, m;  $Y_F$  为燃料的质量分数;  $Y_{O_2}$  为氧气的质量分数;  $T$  为温度, K。

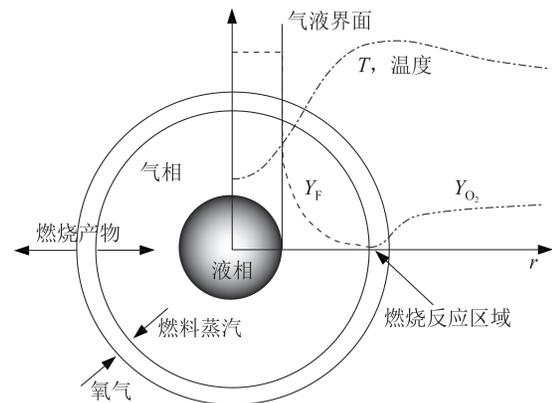


图 1 液滴蒸发燃烧计算模型

Fig.1 Schematic diagram of the calculation model for droplet evaporation and combustion

### 1.1 控制方程

由于液相和气相控制方程形式基本一致,并且当进入超临界蒸发燃烧阶段,液相和气相不再分离,形成统一的超临界相,因此对液相和气相建立统一的控制方程如下<sup>[18-20]</sup>:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} (r^2 \rho v) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho Y_i)}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial(r^2 \rho v Y_i)}{\partial r} = \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left( r^2 \rho D \frac{\partial Y_i}{\partial r} \right) + \dot{\omega}_i \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho C_p T)}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial(r^2 \rho v C_p T)}{\partial r} = \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left( r^2 \lambda \frac{\partial T}{\partial r} \right) - \sum_i \dot{\omega}_i h_i(T) \quad (3)$$

式中:  $r$  为物理平面中距离液滴中心的距离,  $m$ ;  $t$  为时间,  $s$ ;  $Y_i$  为各组分的质量分数;  $\rho$  为密度,  $kg \cdot m^{-3}$  (气相:  $\rho_g$ 、液相:  $\rho_l$ );  $T$  为温度,  $K$  (气相:  $T_g$ 、液相:  $T_l$ );  $v$  为速度,  $m \cdot s^{-1}$  (气相:  $v_g$ 、液相:  $v_l$ );  $D$  为自扩散系数,  $m^2 \cdot s^{-1}$  (气相:  $D_g$ 、液相:  $D_l$ );  $C_p$  为定压比热容,  $J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$  (气相:  $C_{pg}$ 、液相:  $C_{pl}$ );  $\lambda$  为热传导系数,  $W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$  (气相:  $\lambda_g$ 、液相:  $\lambda_l$ );  $\dot{\omega}_i$  为气相或超临界相化学反应产生的组分  $i$  的净生成速率, 在液相中  $\dot{\omega}_i$  恒为零;  $h_i(T)$  为组分  $i$  在温度  $T$  下的焓。

## 1.2 初始条件及边界条件

### 1.2.1 初始条件

在  $t=0$  时刻:

$$T_1 = T_1^0, T_g = T_g^0, P_g = P_1 = P^0, Y_i = Y_i^0 \quad (4)$$

式中:  $T_1^0$  为液滴初始温度,  $K$ ;  $T_g^0$ 、 $P^0$  分别为初始环境温度和初始环境压力,  $K$ 、 $Pa$ 。  $Y_i^0$  为组分初始条件, 在液滴内部只含燃料组分, 不含环境气体组分, 在气相中只含环境气体组分, 不含燃料蒸汽组分。

### 1.2.2 亚临界边界条件

在气相的无穷远处, 满足以下边界条件:

$$T_{g,\infty} = T_g^0, Y_{i,\infty} = Y_i^0 \quad (5)$$

在液滴中心处, 满足以下边界条件:

$$\frac{\partial T}{\partial r} = 0, \frac{\partial Y_i}{\partial r} = 0, \frac{\partial v}{\partial r} = 0 \quad (6)$$

在液滴表面处, 满足以下边界条件:

$$T_{g,s} = T_{l,s} = T_s, \sum_i Y_{ig,s} = 1, \sum_i Y_{il,s} = 1, \phi_i^g X_i^l = \phi_i^l X_i^g \quad (7)$$

式中:  $T_{g,s}$ 、 $T_{l,s}$  分别为液滴表面气相侧和液相侧的温度,  $K$ ;  $T_s$  为液滴表面温度,  $K$ ;  $Y_{ig,s}$ 、 $Y_{il,s}$  分别为组分  $i$  在气相侧和液相侧的质量分数,  $1$ ;  $X_i^g$ 、 $X_i^l$  分别为组分  $i$  在气相侧和液相侧的摩尔分数,  $1$ ;  $\phi_i^g$ 、 $\phi_i^l$  分别为组分  $i$  在液滴表面气相侧和液相侧各组分的逸度系数, 通过彭-罗宾森 (Peng-Robinson, PR) 状态方程<sup>[20]</sup>求得。

由于在液滴燃烧过程的仿真中采用了详细化学反应机理, 气相组分较多 (超过 100 种组分), 但是

大多数组分均为中间产物, 存在时间短, 而且含量较低 ( $Y_i < 0.01$ ), 因此, 只考虑几种气相主要组分 ( $O_2$ ,  $CO_2$ ,  $H_2O$ ,  $N_2$ ) 在液相中的溶解。

根据液滴表面能量守恒可得液滴表面温度为

$$T_s = \frac{\lambda_{gs} \left( \frac{\partial T_g}{\partial r} \right) |_{r=r_s} - \lambda_{ls} \left( \frac{\partial T_l}{\partial r} \right) |_{r=r_s} - G_s (Q - C_{pl} T_{s0})}{G_s C_{pl}} \quad (8)$$

式中:  $Q$  为蒸发焓,  $J \cdot mol^{-1}$ ;  $G_s$  为液滴表面蒸发流率,  $L \cdot s^{-1}$ ;  $r_s$  为液滴半径,  $m$ 。

2 组分液滴燃料组分在液滴表面气相/液相蒸发流率分别为

$$G_F^g = G_s (Y_{1gs} + Y_{2gs}) - \rho_g D_{1g} \frac{\partial Y_{1g}}{\partial r} |_{r=r_s} - \rho_g D_{2g} \frac{\partial Y_{2g}}{\partial r} |_{r=r_s} \quad (9)$$

$$G_F^l = G_s (Y_{1ls} + Y_{2ls}) - \rho_l D_{1l} \frac{\partial Y_{1l}}{\partial r} |_{r=r_s} - \rho_l D_{2l} \frac{\partial Y_{2l}}{\partial r} |_{r=r_s} \quad (10)$$

根据上述 2 组分液滴表面气液相蒸发流率相等, 可得液滴表面总蒸发流率为

$$G_s = \left( \rho_l D_{1l} \frac{\partial Y_{1l}}{\partial r} |_{r=r_s} + \rho_l D_{2l} \frac{\partial Y_{2l}}{\partial r} |_{r=r_s} - \rho_g D_{1g} \frac{\partial Y_{1g}}{\partial r} |_{r=r_s} - \rho_g D_{2g} \frac{\partial Y_{2g}}{\partial r} |_{r=r_s} \right) \cdot (Y_{1ls} + Y_{2ls} - Y_{1gs} - Y_{2gs})^{-1} \quad (11)$$

### 1.2.3 超临界边界条件

当液滴表面气相侧温度和压力均超过液滴表面处混合物的临界值时, 即认为达到超临界状态, 此时液滴表面张力减小为零, 液滴表面消失, 气相与液相之间的热物性趋于连续<sup>[21]</sup>, 因此当液滴表面达到超临界状态时, 不再区分气液相, 只需定义中心处和无穷远处的边界条件, 其定义与亚临界相同。

## 1.3 煤油替代物的选取

我国使用的 RP-3 煤油是一种组分十分复杂的混合物, 目前还无法实现对这种复杂混合物液滴的超临界蒸发燃烧过程直接进行仿真计算, 因此, 本文采用文献[22]中提出的 2 组分煤油替代物作为 RP-3 煤油的替代物: (质量分数) 80% 正癸烷 ( $n-C_{10}H_{22}$ ) 和 20% 1,2,4-三甲基苯 (TMB), 同时也采用其中的化学反应机理, 该套机理总共包括 118 种组分, 914 步基元反应。正癸烷、1,2,4-三甲基苯及氧气在亚/超临界环境下的热物性参数及计算方法见文献[23-26]。

#### 1.4 模型验证

仿真模型通过与正辛烷液滴在微重力环境下的点火燃烧过程实验结果进行对比,验证了仿真模型的正确性,详见文献[27]。

## 2 仿真计算结果与分析

为了方便研究,定义几个变量,1) 火焰温度  $T_f$ : 当气相或者超临界相发生化学反应且温度高于 2 000 K 时,气相或超临界相中温度的最大值,单位: K; 2) 火焰半径  $r_f$ : 当气相或者超临界相发生化学反应且温度高于 2 000 K 时,气相或超临界相中温度的最大值所处的位置,单位: m。在研究中对火焰半径  $r_f$  进行无量纲化处理,将火焰半径  $r_f$  与液滴初始半径  $r_0$  的比值  $r_f/r_0$  定义为无量纲火焰半径。

### 2.1 环境温度对煤油液滴燃烧特性的影响

$P=2.026\ 5\ \text{MPa}$  和  $P=12.159\ \text{MPa}$  不同环境温度下无量纲火焰半径随时间变化曲线如图 2 所示。由图 2 可以看出,无论是在亚临界还是超临界环境下,环境温度并不影响无量纲火焰半径的最大值和整体的变化趋势,只是通过影响点火时间使无量纲火焰半径随时间的变化曲线整体提前或延迟。同时,随着环境温度的升高,着火时刻的无量纲火焰半径变小,这主要是环境温度的升高使液滴周围的温度整体升高,使离液滴更近的位置的温度达到着火所需温度。另外,无量纲火焰半径的增大速率也随着环境温度的升高而增大,这主要是环境温度的升高使扩散系数增大,加速了燃料组分向外扩散,从而使无量纲火焰半径增大的速率增大。

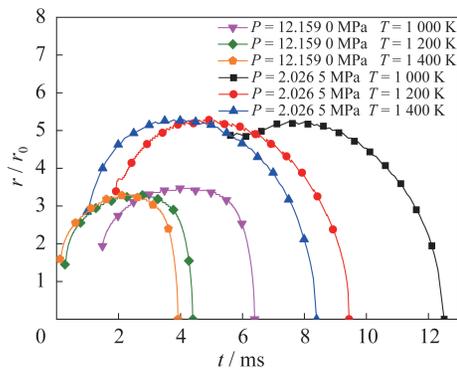


图 2  $P=2.026\ 5\ \text{MPa}$  和  $P=12.159\ 0\ \text{MPa}$  不同环境温度下无量纲火焰半径随时间变化曲线

Fig.2 Time dependent curves of the dimensionless flame radius under different ambient temperatures when  $P=2.026\ 5\ \text{MPa}$  and  $P=12.159\ 0\ \text{MPa}$

$P=2.026\ 5\ \text{MPa}$  和  $P=12.159\ 0\ \text{MPa}$  不同环境温度下火焰温度随时间变化曲线如图 3 所示。由图 3 可见,无论是在亚临界还是超临界环境下,随着环境温度的升高,火焰温度都大幅升高。这主要是环境温度的升高使扩散系数增大,燃料与氧化剂的扩散变快,火焰面附近的燃料和氧化剂浓度增大,化学反应更加剧烈,产生更多的热量。同时,发现  $P=2.026\ 5\ \text{MPa}$ ,  $T=1\ 200\ \text{K}$  和  $P=12.159\ 0\ \text{MPa}$ ,  $T=1\ 000\ \text{K}$  2 个工况下的火焰温度 ( $T_f$ ) 的最大值基本一致,即压力增大 10.132 5 MPa 和环境温度增大 200 K 对火焰温度最大值的影响基本一样,可见环境温度对火焰温度的最大值影响更大。

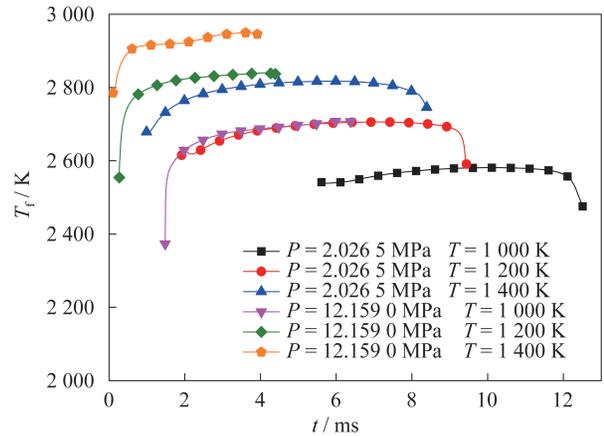


图 3  $P=2.026\ 5\ \text{MPa}$  和  $P=12.159\ 0\ \text{MPa}$  不同环境温度下火焰温度随时间变化曲线

Fig.3 Time dependent curves of the flame temperature under different ambient temperatures when  $P=2.026\ 5\ \text{MPa}$  and  $P=12.159\ 0\ \text{MPa}$

$P=2.026\ 5\ \text{MPa}$  和  $P=12.159\ 0\ \text{MPa}$  点火时间、迁移时间和液滴寿命随环境温度变化曲线如图 4 所示。由图 4 可见,无论是亚临界还是超临界环境下,随着环境温度的升高,着火时间缩短,液滴寿命也缩短,且液滴寿命与着火时间随环境温度的变化趋势非常一致。这主要是由于随着环境温度的升高,扩散系数增大,燃料组分与氧气的扩散加快,且液滴周围的温度升高,更容易达到着火所必需的成分及温度要求,从而缩短着火时间,着火之后产生大量热量。这些热量在亚临界环境下加速液滴蒸发,在超临界环境下使流体温度升高,扩散系数增大,加速燃料组分从中心向外扩散,同时,由于火焰温度随着环境温度的升高而增大,产生的热量更多,液滴寿命更短。

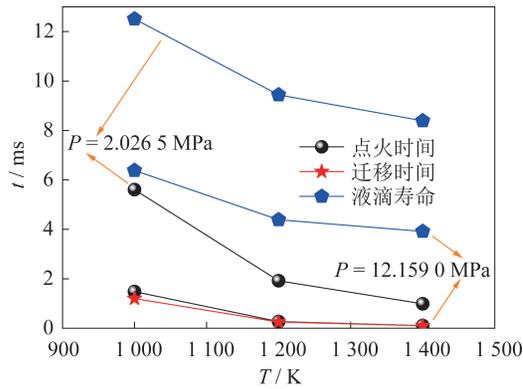


图 4  $P=2.0265\text{ MPa}$  和  $P=12.1590\text{ MPa}$  点火时间、迁移时间和液滴寿命随环境温度变化曲线

Fig.4 Variation curves of the ignition time, migration time, and droplet life with the ambient temperature when  $P=2.0265\text{ MPa}$  and  $P=12.1590\text{ MPa}$

$P=12.1590\text{ MPa}$  不同环境温度下液滴中心处  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  质量分数、TMB 质量分数和温度随时间变化曲线如图 5 所示,图 5 中  $T_{\text{Centre}}$  为液滴中心温度。可以看出,随着环境温度的升高,液滴中心处  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  和 TMB 质量分数减小的时刻提前,液滴中心温度上升的时刻也提前,且质量分数曲线下降段的斜率和温度曲线上升段的斜率的绝对值增大。这主要还是由于环境温度的升高使扩散系数增大,加速了燃料和氧气的扩散,使其混合更加迅速,化学反应更加剧烈,产生更多的热量使液滴中心的温度更早更快地上升。同时,由于中心处温度的上升,中心处  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  和 TMB 扩散系数增大,快速向外扩散,使其质量分数更快地下降。

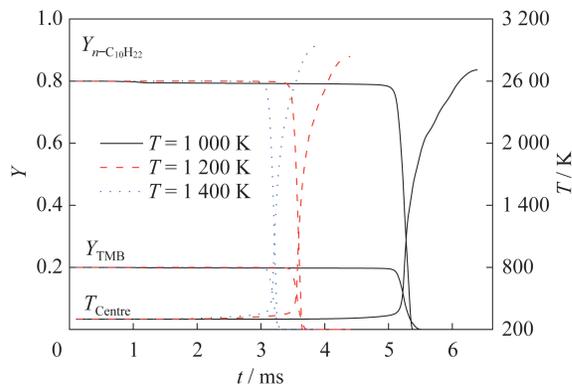


图 5  $P=12.1590\text{ MPa}$  不同环境温度下液滴中心参数随时间变化曲线

Fig.5 Time dependent curves of the droplet center parameter under different ambient temperatures when  $P=12.1590\text{ MPa}$

## 2.2 环境压力对煤油液滴燃烧特性的影响

$T=1000\text{ K}$  不同环境压力下无量纲火焰半径随时间变化曲线如图 6 所示,其中包含了亚临界和超临界环境。由图 6 可以看出,环境压力对无量纲火焰半径的影响很大,整体上来说,无论在亚临界还是超临界环境下,随着环境压力的增大,火焰半径逐渐减小。在亚临界环境下,无量纲火焰半径在着火初期会有一个明显的凸起,之后先增大后减小,且随着环境压力的增大,着火初期的凸起越来越不明显,直到基本消失。在超临界环境下,火焰半径先增大后保持不变最终快速减小,且随着环境压力的增大,中间稳定不变的阶段越来越短。在超临界环境下,无量纲火焰半径在着火时很小,之后可以扩展到初始火焰半径的 2 倍左右,而在亚临界环境下,无量纲火焰半径在着火时就较大,之后虽然有所增大但幅度很小。

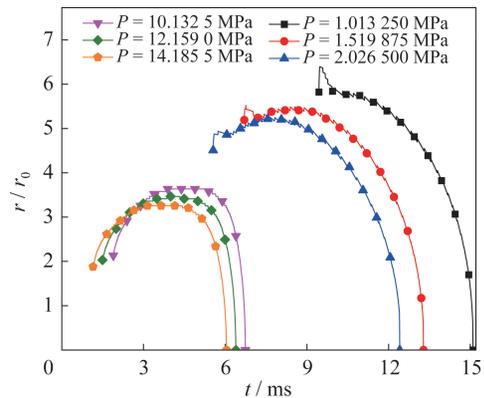


图 6  $T=1000\text{ K}$  不同环境压力下无量纲火焰半径随时间变化曲线

Fig.6 Time dependent curves of the dimensionless flame radius under different ambient pressures when  $T=1000\text{ K}$

$T=1000\text{ K}$  不同环境压力下火焰温度随时间变化曲线如图 7 所示。由图 7 可以看出,无论是亚临界还是超临界环境下,随着环境压力的增大,火焰温度都不断上升。在亚临界环境下,火焰温度垂直上升快速达到最大值,之后基本保持不变,直到液滴燃烧末期垂直下降,且随着环境压力的增大,最大火焰温度升高。而在超临界环境下,火焰温度先快速平滑上升,之后缓慢上升直到燃烧结束,且随着环境压力的增大,最大火焰温度基本保持不变。同时,随着环境压力的增大和环境温度的升高,火焰温度均会上升,与文献[28]实验研究

中观察到的随着环境压力的增大和环境温度的升高火焰更加明亮的现象吻合。

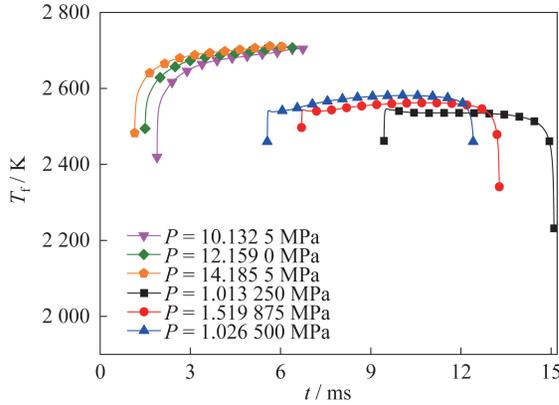


图 7  $T=1\ 000\ \text{K}$  不同环境压力下火焰温度随时间变化曲线  
Fig.7 Time dependent curves of the flame temperature under different ambient pressures when  $T=1\ 000\ \text{K}$

$T=1\ 000\ \text{K}$  点火时间、迁移时间和液滴寿命随环境压力变化曲线如图 8 所示。由图 8 可见,随着环境压力的增大,点火时间、迁移时间和液滴寿命都缩短,且液滴寿命随环境压力变化曲线与点火时间随环境压力变化曲线趋势完全一致,可以推断,环境压力对液滴寿命的影响主要体现在对点火时间的影响上,着火越早,液滴越早燃烧,液滴寿命越短。在亚临界环境下,液滴不发生迁移,在超临界环境下,液滴在着火之后很快发生超临界迁移,这主要是因为气相中的化学反应产生的大量热量使液滴快速升温,液滴表面温度快速达到液滴表面液相侧混合物的临界温度。

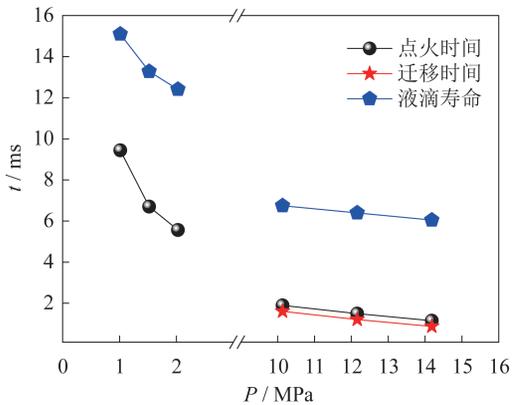


图 8  $T=1\ 000\ \text{K}$  点火时间、迁移时间和液滴寿命随环境压力变化曲线  
Fig.8 Variation curves of the ignition time, migration time, and droplet life with the ambient pressure when  $T=1\ 000\ \text{K}$

$T=1\ 000\ \text{K}$  不同环境压力下液滴中心处  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  质量分数、TMB 质量分数和温度随时间变化曲线如图 9 所示。由图 9 可见,液滴中心处  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  和 TMB 的质量分数在液滴燃烧末期之前一直保持初始值,在燃烧的末期突然下降,迅速减小为零,虽然 2 个组分的质量分数开始下降的时间基本一致,但  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  比 TMB 质量分数大却更早地减小为零,这主要是因为  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  为链烷烃,更易发生氧化反应。液滴中心温度也基本保持初值,在液滴即将燃烧结束时快速上升至火焰温度。随着环境压力的增大,液滴中心处  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  和 TMB 的质量分数下降的时刻整体提前,液滴中心温度上升的时刻也整体提前。

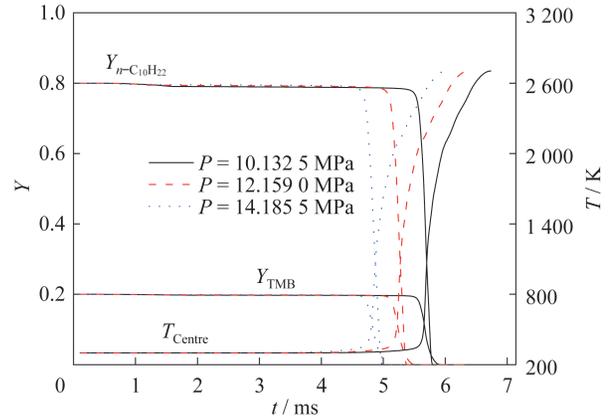


图 9  $T=1\ 000\ \text{K}$  不同环境压力下液滴中心参数随时间变化曲线  
Fig.9 Time dependent curves of the droplet center parameter under different ambient pressures when  $T=1\ 000\ \text{K}$

### 2.3 环境压力振荡对煤油液滴燃烧特性的影响

为进一步研究环境压力对煤油液滴燃烧特性的影响,探究煤油液滴燃烧与燃烧不稳定性的关系,研究了压力振荡环境对煤油液滴的燃烧特性的影响规律。

压力振荡频率  $f=1\ 000\ \text{Hz}$ , 振幅系数  $\alpha=0.5$  时,液滴表面压力振荡曲线和液滴蒸发速率曲线,如图 10 所示。由图 10 可知,液滴蒸发速率整体先增大后减小,在着火之前缓慢增大,着火之后突增大到最大值,之后由于液滴半径的快速减小,液滴表面积减小,蒸发速率总体呈减小趋势。同时,液滴燃烧时液滴表面的蒸发速率对液滴表面周围环境压力变化十分敏感,以相同频率随着环境压力的振荡而振荡。

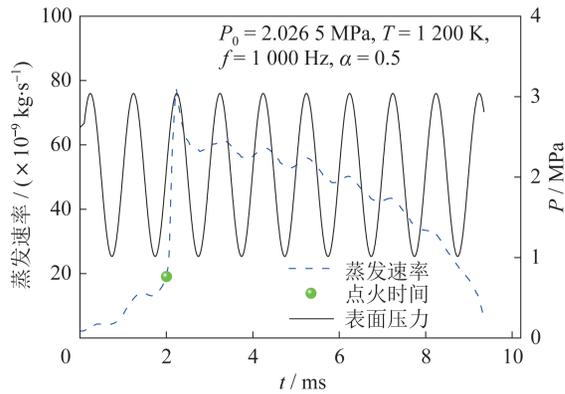


图 10 液滴表面压力和蒸发速率随时间变化曲线

Fig.10 Time dependent curves of the droplet surface pressure and evaporation rate

振幅系数  $\alpha = 0.5$  时,不同振荡频率下液滴蒸发速率、无量纲火焰半径和火焰温度随时间变化曲线如图 11~图 13 所示,压力振荡的频率为 100~10 000 Hz。由图 11~图 13 可以看出,3 个参数都对环境压力的变化十分敏感,其曲线都随着环境压力的振荡而振荡,且振荡的频率与环境压力振荡的频率一致。随着环境压力振荡频率的增大,各参数随时间变化曲线的频率增大,振幅减小;同时,可以看出煤油液滴燃烧火焰温度对环境压力的变化尤为敏感,环境压力的振荡引起火焰温度振荡,且振荡的幅值达到 50~100 K。

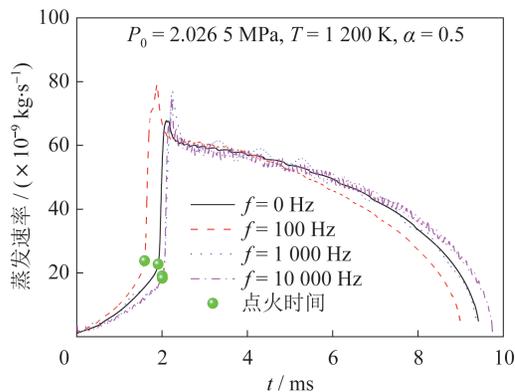


图 11 不同振荡频率下液滴蒸发速率随时间变化曲线

Fig.11 Time dependent curves of the droplet evaporation rate under different oscillation frequencies

压力振荡频率  $f = 1 000$  Hz 时,不同振幅系数下液滴蒸发速率、无量纲火焰半径和火焰温度随时间变化曲线如图 14~图 16 所示,压力振荡的振幅系数从 0.2~0.8。由图 14~图 16 可以看出,各参数随时间变化曲线振荡的幅值随着环境压力振荡幅值的增大而增大,

特别是火焰温度,环境压力振荡幅值的增大使火焰温度的振荡幅值大幅增大,最高可达 150 K 左右。

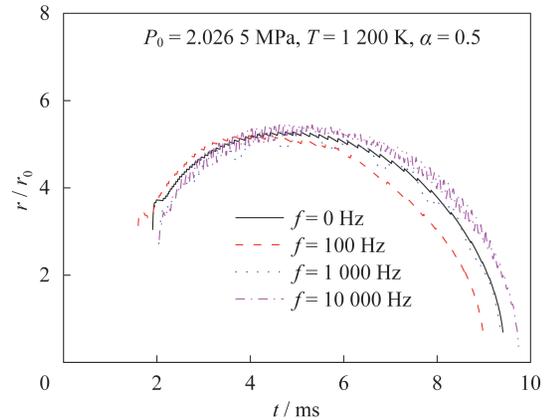


图 12 不同振荡频率下无量纲火焰半径随时间变化曲线

Fig.12 Time dependent curves of the dimensionless flame radius under different oscillation frequencies

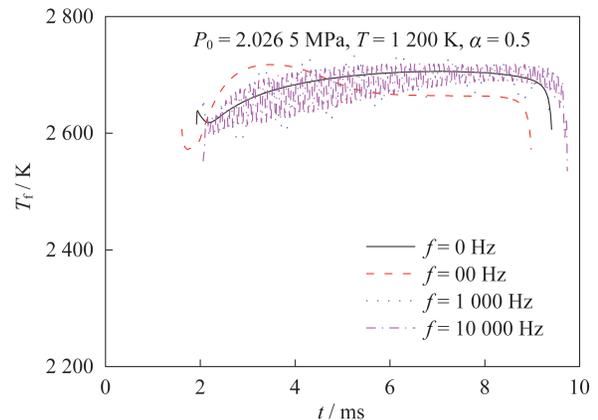


图 13 不同振荡频率下火焰温度随时间变化曲线

Fig.13 Time dependent curves of the flame temperature under different oscillation frequencies

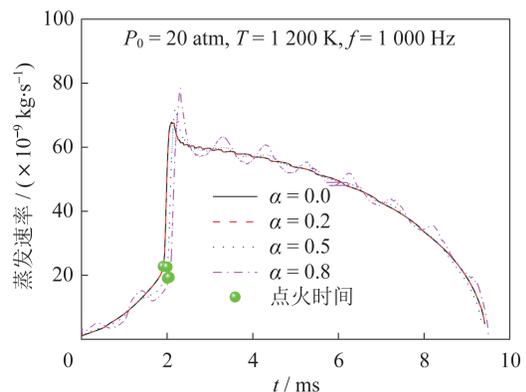


图 14 不同振幅系数下液滴蒸发速率随时间变化曲线

Fig.14 Time dependent curves of the droplet evaporation rate under different amplitude coefficients

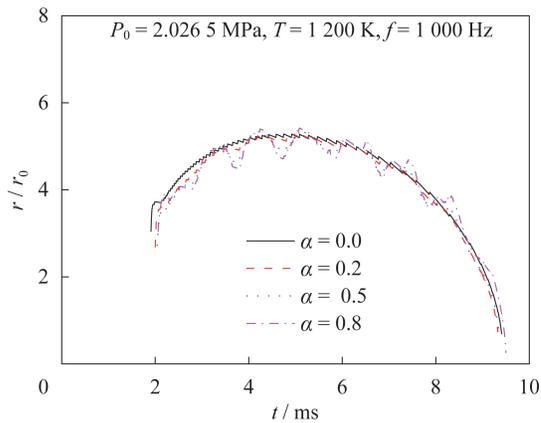


图 15 不同振幅系数下无量纲火焰半径随时间变化曲线  
Fig.15 Time dependent curves of the dimensionless flame radius under different amplitude coefficients

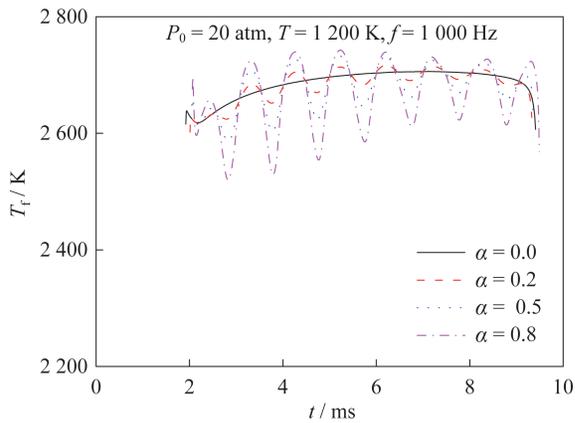


图 16 不同振幅系数下火焰温度随时间变化曲线  
Fig.16 Time dependent curves of the flame temperature under different amplitude coefficients

## 2.4 结论

1) 无论是在亚临界还是超临界环境下,环境温度对煤油液滴燃烧的无量纲火焰半径基本没有影响,但是火焰温度随着环境温度的升高大幅升高。着火时间、迁移时间和液滴寿命都随着环境温度的升高而缩短。环境温度的升高并不影响液滴中心参数的变化趋势,只是使其整体提前。

2) 无论是在亚临界还是超临界环境下,随着环境压力的增大,煤油液滴燃烧的无量纲火焰半径减小,火焰温度小幅度升高,着火时间、迁移时间和液滴寿命都缩短。液滴中心处燃料组分和液滴中心温度在整个液滴燃烧过程中基本保持初始值,只有在快结束时燃料组分才快速下降为零,而且  $n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$  先于 TMB 减小为零,液滴中心温度才开始快速上升至火焰温度。另外,环境压力的增大并不影响液

滴中心参数的变化趋势,只是使其整体提前。

3) 压力振荡环境下,煤油液滴燃烧的液滴蒸发速率、无量纲火焰半径和火焰温度随时间变化曲线的振荡频率与环境压力振荡的频率一致。各参数曲线的振荡幅值随着环境压力振荡频率的增大而减小,随着环境压力振荡振幅的增大而增大。另外,火焰温度对环境压力振荡尤为敏感。

## 3 结束语

本文针对亚/超临界环境下煤油液滴的燃烧过程,建立了多组分液滴数值仿真模型,研究了亚/超临界环境下环境参数对煤油液滴燃烧特性的影响,获得了一系列规律,为我国液氧煤油火箭发动机的设计、使用及改进提供了借鉴。

## 参考文献

- [1] 李斌,张小平,马冬英.我国新一代载人火箭液氧煤油发动机[J].载人航天,2014,20(5):427-431,442.
- [2] 中国航天工业总公司,《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会.世界导弹与航天发动机大全[M].北京:军事科学出版社,1999:138-166.
- [3] 杨涛,方丁酉,唐乾刚.火箭发动机燃烧原理[M].长沙:国防科技大学出版社,2008:170-259.
- [4] SIRIGNANO W A. Fluid dynamics and transport of droplets and sprays (second edition) [M]. New York: Cambridge University Press, 2010:136.
- [5] MATLOSZ R L, LEIPZIGER S, TORDA T P. Investigation of liquid drop evaporation in a high temperature and high pressure environment [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1972, 15(4):831-852.
- [6] SHUEN J S, YANG V, HSIAO C C. Combustion of liquid-fuel droplet in supercritical conditions [J]. Combustion and Flame, 1992, 89(4):299-319.
- [7] JIA H, GOGOS G. Investigation of liquid droplet evaporation in subcritical and supercritical gaseous environments [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1992, 6(4):738-745.
- [8] JIA H, GOGOS G. High pressure droplet vaporization effects of liquid-phase gas solubility [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1993, 36(18):4419-4431.
- [9] BALAJI B, RAGHAVAN V, RAMAMURTHI K, et al. A numerical study of evaporation characteristics of spherical n-dodecane droplets in high pressure nitrogen environment [J]. Physics of Fluids, 2011, 23(6):063601.
- [10] 庄逢辰,刘孝弟.液体单元推进剂滴的高温高压非定常

- 分解燃烧理论[J].航空学报,1985(5):443-448.
- [11] 孙凤贤,夏新林,沈淳,等.非等温液滴蒸发燃烧的传热传质特性[J].工程热物理学报,2010,31(8):1403-1406.
- [12] 王宏楠,何旭,鹿盈盈.超临界环境条件对碳氢燃料液滴燃烧特性的影响[J].工程热物理学报,2015,36(8):1815-1819.
- [13] 郑丽.多组分液滴超临界蒸发过程数值模拟[D].武汉:武汉理工大学,2014.
- [14] 李鹏飞,雷凡培,王凯,等.煤油液滴高压蒸发特性[J].航空学报,2018,39(3):101-115.
- [15] KALTZ T L, LONG L N, MICCI M M, et al. Supercritical vaporization of liquid oxygen droplets using molecular dynamics [J]. Combustion Science and Technology, 1998, 136(1):279-301.
- [16] CONSOLINI L, AGGARWAL S K, MURAD S. A Molecular dynamics simulation of droplet evaporation [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46(17):3179-3188.
- [17] LANDRY E S, MIKKILINENI S, PAHARIA M, et al. Droplet evaporation: a molecular dynamics investigation [J]. Journal of Applied Physics, 2007, 102(12):124301.
- [18] 庄逢辰.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,1995:78.
- [19] GIUSTI A, SIDEY J, BORGHESI G, et al. Simulation of droplet combustion under gas turbine conditions [J]. Combustion and Flame, 2017, 184:101-116.
- [20] RUSZALO R. Modeling of ignition of liquid hydrocarbon droplets at high pressure [D]. Ottawa: The University of Ottawa, 1990.
- [21] 何鹏.超临界环境下燃料液滴蒸发及其影响因素研究[D].北京:北京航空航天大学,2010.
- [22] HONNET S, SESHADRI K, NIEMANN U, et al. A surrogate fuel for kerosene [J]. Combustion Institute Conference, 2009, 32:485-492.
- [23] POLING B E, PRAUSNITZ J M, O'CONNELL J P. The properties of gases and liquids [M]. 5th Edition New York: McGRAW-HILL, 2001:95-147.
- [24] 童景山,李敬.流体热物理性质的计算[M].北京:清华大学出版社,1982:13-44.
- [25] LEE H, THODOS G. Generalized treatment of self-diffusivity for the gaseous and liquid states of fluids [J]. Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals, 1983, 22(1):17-26.
- [26] CHUEH P L, PRAUSNITZ J M. Vapor-liquid equilibria at high pressures: calculation of critical temperatures, volumes and pressures of nonpolar mixtures [J]. AIChE. Journal, 1967, 13(6):1107-1113.
- [27] 吴海龙,聂万胜,郑直,等.超临界环境下煤油替代物液滴燃烧特性数值研究[J].推进技术,2019,40(11):2537-2545.
- [28] 刘松.亚/超临界环境中煤油液滴蒸发燃烧实验与仿真研究[D].北京:装备学院,2017.

(上接第136页)

- [13] 何为.优化试验设计方法及数据分析研究[M].北京:化学工业出版社,2012.
- [14] 王栋.结构优化设计:探索与进展[M].北京:国防工业出版社,2013.
- [15] MCLEAN CHRISTOPHER H. Green propellant infusion mission(gpim)-advancing the state of propulsion system safety and performance[R].San Diego: AIAA, 2016.
- [16] MASSE R K, OVERLY J A, ALLEN M Y, et al. A new state-of-the-art in af-m315e thruster technologies [R]. Atlanta: The 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2012.
- [17] IGARASHI S, MATSUURA Y. Development status of a hydrazine alternative and low cost thruster using han/hn-based green propellant [R]//Atlanta: The 2017AIAA Propulsion and Energy Forum, 2017.
- [18] SPORES R A, MASSER, KIMBERL S. GPIM AF-M315E propulsion system[R].Orlando: AIAA, 2015.
- [19] ONODAKA S, SAKAUE K, NOGUCHI R, et al. Ignition characteristics of HAN liquid for gas-hybrid rockets[R].San Jose: AIAA, 2013.
- [20] 刘海娃,胡承云,叶胜.HAN基无毒单组元发动机热控研究[J].火箭推进,2020,46(4):38-45.
- [21] 孙得川,金东洙,于泽游.硝酸羟胺单组元发动机起动过程数值模拟[J].兵器装备工程学报,2018,39(5):5-10.
- [22] 刘川,赵峰,刘俊.HAN基无毒单组元1N发动机设计研究[J].上海航天,2016,33(4):32-37.
- [23] KAKAMI A. One newton thruster by plasma-assisted combustion of HAN-based monopropellant[R].Atlanta: AIAA, 2012.
- [24] MCLEAN C H, HALE M J, DENINGER W D, JONIATIS J. Green propellant infusion mission program development and technology maturation[R].Cleveland: AIAA 2014.
- [25] 《航空发动机设计用材料数据手册》编委会.航空发动机设计用材料数据手册[M].3册,北京:航空工业出版社,2008.