

# 气体介质中 JP-10 液滴蒸发数值模拟研究

袁嵩<sup>1</sup>, 于亮<sup>2</sup>, 赵汝岩<sup>2</sup>

(1. 海军驻西安地区导弹发动机专业军事代表室, 西安 710025;  
2. 海军航空工程学院 七系, 山东 烟台 264001)

**摘要:** 为了进一步了解 JP-10 燃料在航空发动机燃烧室中的蒸发燃烧机理, 基于 SRK 状态方程, 运用数学建模的方法, 对 JP-10 液滴蒸发过程进行了数值模拟并分析了环境因素对液滴蒸发表面温度变化及液滴生存时间变化的影响。研究表明, 气体介质与液滴间的相对速度和环境压力及温度对 JP-10 液滴蒸发湿球温度、升温过程及生存时间影响明显。

**关键词:** JP-10 燃料; 液滴蒸发; SRK 状态方程; 液滴寿命

**本文引用格式:** 袁嵩, 于亮, 赵汝岩. 气体介质中 JP-10 液滴蒸发数值模拟研究[J]. 兵器装备工程学报, 2016(11): 124-127.

**Citation format:** YUAN Song, YU Liang, ZHAO Ru-yan. Analysis of JP-10 Combustion Mechanism Based on Bimolecular Reaction Collision Model[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2016(11): 124-127.

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: 2096-2304(2016)11-0124-04

## Analysis of JP-10 Combustion Mechanism Based on Bimolecular Reaction Collision Model

YUAN Song<sup>1</sup>, YU Liang<sup>2</sup>, ZHAO Ru-yan<sup>2</sup>

(1. Navy's Military Representative Office in Xi'an, Xi'an 710025, China;  
2. No. 7<sup>th</sup> Department, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

**Abstract:** In order to further understand the evaporation and combustion mechanism of the JP-10 droplet in the engine combustion chamber, based on the SRK state equation, and by means of mathematical modeling, we simulated the evaporation process of the JP-10 droplet and analyzed the influences of environmental factors on the droplet surface temperature and life time. The results show that the influences of ambient pressure and temperature and relative velocity between gas and droplet on the JP-10 evaporation wet-bulb temperature, heating process and survival time are obvious.

**Key words:** JP-10 fuel; droplet evaporation; SRK state equation; droplet life

JP-10 燃料是由煤焦油和石油裂解 C<sub>5</sub> 馏分中分离出的环戊二烯二聚体(DCPD)经加氢、异构化合而成的纯化合物, 化学结构为挂式四氢双环戊二烯二聚体(THDCPD)<sup>[1]</sup>。目前它是各种导弹, 特别是巡航导弹中最为成功的高密度烃燃料之一。燃料的蒸发燃烧是航空发动机的主要动力来源, 因此对 JP-10 燃料液滴在发动机燃烧室内行为的正确描述和预测, 对于提高发动机推进性能将起到一定的指导作用。

在航空发动机核心机工作过程中, 液体燃料经喷嘴雾化

后进行燃烧时, 液滴的蒸发过程是一个非常重要的环节, 对液体燃料燃烧稳定性具有至关重要的影响。Priem 和 Guentert 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<sup>[2]</sup>。所以, 很多研究者<sup>[3-6]</sup>将液滴蒸发过程作为航空发动机燃烧不稳定激励机制中的关键因素进行研究。但由于液滴蒸发过程短暂且极为复杂, 实验数据的准确获取复杂, 因此液滴蒸发过程的研究在实验手段上要比其他过程更为困难<sup>[7]</sup>。

收稿日期: 2016-06-17; 修回日期: 2016-07-15

作者简介: 袁嵩(1981—), 男, 工程师, 主要从事火箭动力系统研究; 于亮(1982—), 博士, 主要从事火箭动力系统研究。

随着现代计算机技术的发展,以及计算流体力学、计算传热学、传质学、化学动力学等基础理论和数值方法研究的深入,对液滴蒸发过程进行更为准确的数值模拟成为可能,从而可以弥补实验方面不足。目前,数值模拟已成为液滴蒸发研究的一种重要手段<sup>[8]</sup>。然而,在进行液滴蒸发模拟时,一些研究者忽略了瞬态加热阶段的蒸发,将液滴蒸发过程看成先加热后蒸发的两个孤立阶段,甚至忽略瞬态加热阶段,假定整个蒸发过程都是平衡蒸发,用  $d^2$  定律计算液滴直径的蒸发变化<sup>[9]</sup>。事实上,无论环境温度高低,环境压力大小,瞬态加热阶段总是客观存在的。因此,本文在对液滴蒸发宏观数学描述的基础上,用数值方法对 JP-10 液滴蒸发过程进行模拟,并对模拟结果进行了分析研究。

## 1 液滴蒸发的数学描述

### 1.1 状态方程的选取

从 19 世纪导出理想气体状态方程 ( $pV = nRT$ ) 至今,公开发表的状态方程有上百种。对于液滴蒸发问题的研究,本研究选取了参数不多,有较大灵活性的立方型状态方程——SRK 方程进行描述,其形式为

$$p = \frac{RT}{v-b} - \frac{q}{v(v+b)}$$

式中: $p$ 、 $v$ 、 $T$ 、 $R$  分别为压力、比容、温度和气体常数, $a = a_c \alpha$ , 其中:

$$\alpha = [1 + m(1 - T_r^{0.5})]^2$$

$$m = 0.480 + 1.574\omega - 0.17\omega^2$$

式中:对比温度  $T_r = T/T_c$ ,  $T_c$  为临界温度; $\omega$  为物质的偏心因子; $a_c = \Omega_a \frac{R^2 T_c^2}{p_c}$ ,  $b = \Omega_b \frac{RT_c}{p_c}$ ;  $p_c$  为临界压力,  $\Omega_a = 0.42748$ ,  $\Omega_b = 0.08664$ 。

### 1.2 液滴蒸发模型的建立

液滴实际的蒸发过程是十分复杂的,对其进行的数值模拟不仅要反映两相间传质和传热的主要过程及特征,而且必须能够方便地应用于更为复杂的大型喷雾和燃烧模拟计算中。目前,依据质量传递驱动力的处理,可将液滴蒸发模型归类于 3 种:经典模型、质量类比模型和漂移流动模型,分析发现,经典模型忽略了瞬态效应,质量类比模型忽略了 Stefan 流效应,漂移流动模型同时考虑了 Stefan 流效应和质量迁移,应为正确的表述,但模型结构复杂,计算结果受参数影响大。针对这些问题,本研究提出了简单数学模型方法,重点分析环境因素对 JP-10 液滴蒸发湿球温度、升温过程及生存时间的影响。建模之前,对液滴蒸发过程进行适当的简化假设:① 液滴以球对称方式蒸发;② 液相燃料为单组分;③ 满足瞬时相平衡,即液滴表面燃油蒸气浓度可以由气液相平衡计算得到;④ 液滴内部无温度梯度和浓度梯度;⑤ 液滴蒸发在均匀压力场中进行,即蒸发远场条件稳定。

根据上述假设,考虑液滴蒸发过程中滴径变化的蒸气组分守恒方程可表示为

$$\dot{m}_v + 4\pi r_s^2 \rho_{v,s} \frac{dr_s}{dt} =$$

$$\left( \dot{m}_v + 4\pi r_s^2 \rho_{v,s} \frac{dr_s}{dt} + 4\pi r_s^2 \rho_{e,s} \frac{dr_s}{dt} \right) Y_v - 4\pi r_s^2 \rho D \frac{dY_v}{dr}$$

式中:下标  $s$ 、 $v$  和  $e$  分别代表液滴表面位置、蒸气和惰性介质; $\rho$  为气体混合物密度; $D$  为气体扩散系数; $r_s$  为液滴半径; $Y_v$  为液滴蒸气质量分数。令

$$A = 1 + \frac{4\pi r_s^2 \rho_{v,s}}{\dot{m}_v} \frac{dr_s}{dt}$$

$$B = 1 + \frac{\rho_{e,s}}{\rho_{v,s}} \left( 1 - \frac{1}{A} \right)$$

液滴表面及远场边界条件分别为: $r = r_s$ ,  $Y_v = Y_{v,s}$ ;  $r = r_\infty = r_s \cdot Sh / (Sh - 2)$ ,  $Y_v = Y_{v,\infty}$ 。在该边界条件下对蒸气组分守恒方程积分,可得液滴蒸发速率表达式

$$\dot{m}_v = \frac{2\pi\rho D r_s Sh}{AB} \ln \left[ \frac{1 - BY_{v,\infty}}{1 - BY_{v,s}} \right]$$

式中: $Sh$  为 Sherwood 数; $Y_{v,\infty}$  为自由流中燃料蒸气质量分数。

液滴半径变化率可由液滴蒸发速率和液滴膨胀速率表述

$$\frac{dr_s}{dt} = - \left[ \frac{\dot{m}_v}{4\pi r_s^2 \rho_l} + \frac{r_s}{3\rho_l} \frac{dT_l}{dt} \right]$$

另外,液滴升温速率模型是基于液滴内部温度均匀的假设。根据能量守恒,环境传递给液滴的热量  $q$  可表示为

$$q = 4\pi r^2 \lambda \frac{dT}{dr} - \dot{m}_v (T - T_s) \left[ Ac_{p,v} + (A - 1) \frac{\rho_{e,s} c_{p,e}}{\rho_{v,s}} \right]$$

式中: $\lambda$  为混合气体的导热系数; $c_{p,v}$ 、 $c_{p,e}$  分别为蒸气和环境气体的定压比热。上式也称为液滴蒸发的热平衡方程。

液滴表面和远场边界条件分别为: $r = r_s$ ,  $T = T_s$ ;  $r = r_\infty = r_s Nu / (Nu - 2)$ ,  $T = T_\infty$ , 其中  $Nu$  为 Nusselt 数。基于该边界对上式积分,并令

$$Z = \dot{m}_v \left[ Ac_{p,v} + (A - 1) c_{p,e} \rho_{e,s} / \rho_{v,s} \right] / (2\pi\lambda r_s Nu)$$

则有

$$q = 2\pi\lambda r_s Nu Z \frac{T_\infty - T_s}{e^Z - 1}$$

由液滴热平衡方程可以求得液滴温度变化率为

$$\frac{dT_s}{dt} = \frac{3\lambda Nu Z}{2\rho_l c_{p,l} r_s^2} \left[ \frac{T_\infty - T_s}{e^Z - 1} - \frac{\Delta H}{Ac_{p,v} + c_{p,e} (A - 1) \rho_{e,s} / \rho_{v,s}} \right]$$

式中, $\Delta H$  为偏摩尔相变热。

## 2 JP-10 液滴蒸发模拟结果分析

根据上一节建立的液滴蒸发模型,综合考虑燃烧室内旋流喷嘴雾化成液滴状态之前的加热过程及燃烧室内夜雾燃烧环境的特点等因素,本节计算了初始温度为 400 K,直径 80  $\mu\text{m}$  的单个 JP-10 液滴在设计环境中的蒸发情况。分析了不同环境压力和相对速度对液滴表面温度的影响,以及不同环境压力、温度和相对速度对滴径变化的影响。在进行滴径变化分析过程中,认为未蒸发液滴质量等于或小于原液滴质

量的千分之一时,液滴蒸发完毕。

## 2.1 JP-10 液滴温度变化分析

### 1) 环境压力对液滴温度的影响

环境温度设定为 500 K,环境压力分别取 0.5、2、5 和 10 MPa,液滴与环境间无相对速度,计算液滴在不同环境压力中温度变化情况。计算结果如图 1 所示。在对该结果进行分析之前,先引入“湿球温度”的概念。湿球温度,也称饱和温度,在液滴蒸发过程中,随着温度的升高,到了某一时刻,外界传入液滴的热量全部用于燃料气化,液滴温度不再升高,液滴内部温度也趋于均匀,此时液滴表面温度称为湿球温度。

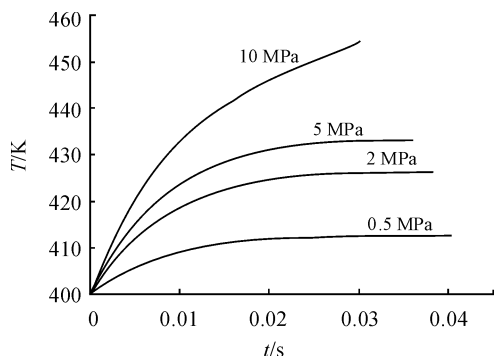


图 1 环境压力对 JP-10 液滴蒸发表面温度的影响

从图 1 可以看出,环境压力为 0.5 MPa 时,液滴表面温度经过短暂上升阶段后,趋于稳定,近似为 412 K,该温度即为环境压力 0.5 MPa、温度 500 K 的直径 80  $\mu\text{m}$  JP-10 液滴蒸发湿球温度,随后液滴在该温度下继续蒸发,直至蒸发完毕;环境压力为 2 MPa 和 5 MPa 时,液滴表面温度均有显著的趋于湿球温度的过程,但液滴升温速率明显增大,湿球温度增大;当环境压力升至 10 MPa 后,液滴升温速率更大,而且整个液滴蒸发过程全为加热阶段,液滴温度稳定阶段消失。

### 2) 相对速度对液滴温度的影响

图 2 给出了蒸发过程中液滴与环境气流间相对运动对滴温的影响,环境压力 5 MPa,相对运动选取了 0 m/s、1 m/s、5 m/s、10 m/s 4 种情况。可以看出液滴的最终温度都接近湿球温度 433.17 K,但液滴表面升温速率随着相对速度增大会变快。与无相对速度(0 m/s)时存在明显稳定温度相比,1 m/s 时稳定温度蒸发阶段缩短,且湿球温度较之无相对运动略低;5 m/s 和 10 m/s 相对速度时,液滴表面温度刚刚接近湿球温度即蒸发完毕。这些都说明,液滴与环境气流间的相对速度有利于环境气体与液滴间的传热,并且对液滴蒸发有明显的促进作用。

## 2.2 JP-10 液滴半径变化分析

### 1) 环境压力对滴径变化的影响

图 3 给出了液滴蒸发过程中,不同环境压力对滴径变化的影响。环境压力分别选为 0.5、2 和 10 MPa。从图 3 中可以看出,环境压力为 0.5 MPa 和 2 MPa 时,无量纲液滴半径  $((r/r_0)^2)$  随时间基本呈线性变化,可以认为满足  $d^2$  定律。而环境压力取 10 MPa,超过 JP-10 燃料的临界压力

3.73 MPa<sup>[10]</sup>时,滴径变化曲线明显弯曲,这也验证了,超临界状态下液滴蒸发不再满足  $d^2$  定律。另外,从图 3 中还可以发现,随着环境压力的增大,在温度不变的情况下,液滴蒸发时间不断缩短,即液滴寿命降低。

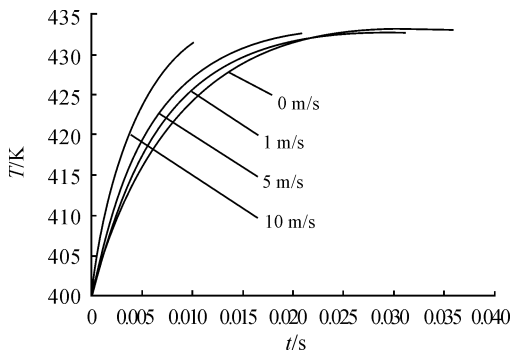


图 2 相对速度对 JP-10 液滴蒸发表面温度的影响

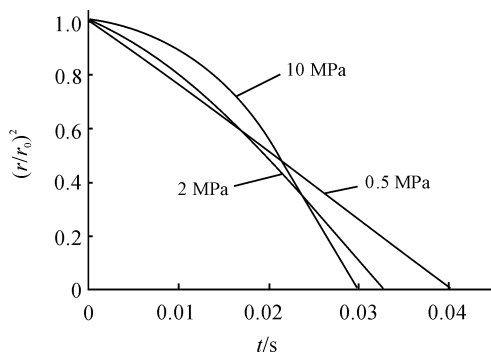


图 3 环境压力对 JP-10 液滴蒸发半径变化的影响

### 2) 环境温度对滴径变化的影响

图 4 给出了周围压力为 5 MPa 时不同环境温度对液滴蒸发半径变化的影响。环境温度的升高可以促进液滴蒸发,明显缩短蒸发时间,图 4 中给出的计算结果印证了这一常识性的结论。但在液滴蒸发初期,在较高环境温度(1 000 K 和 1 200 K)情况下,液滴出现了短暂的半径膨胀( $r/r_0 > 1$ )现象,这是由于液滴表面与环境之间温度梯度较大,液滴受热多,而蒸发率较低,导致蒸发初期液滴膨胀。

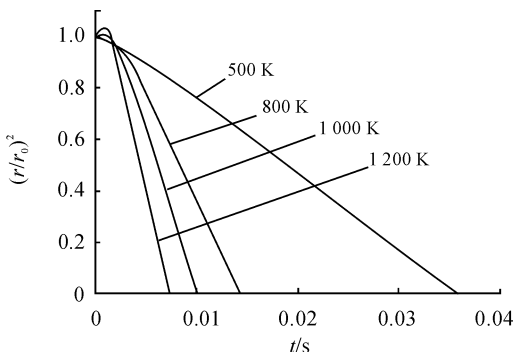


图 4 环境温度对 JP-10 液滴蒸发半径变化的影响

从图 4 中还可以看出,随着环境温度的升高,液滴寿命

依次变小,但液滴存在时间的变化与环境温度变化的幅度并不相称,当液滴周围温度高于 JP-10 燃料临界温度  $698\text{ K}^{[10]}$  之后,液滴生存时间随着温度升高仅有小幅度减小。

### 3) 相对速度对滴径变化的影响

图 5 给出了  $5\text{ MPa}$  环境压力下,不同相对速度对液滴蒸发半径变化的影响。从图 5 中可以看到,液滴与环境介质的相对运动速度对于滴径变化的影响非常明显。随着相对速度增大,滴径变化率增加,液滴寿命明显缩短。分析其原因,主要是相对速度增强了对流输运作用,促进了燃料蒸气向周围环境中的扩散,从而提高液滴蒸发效率。

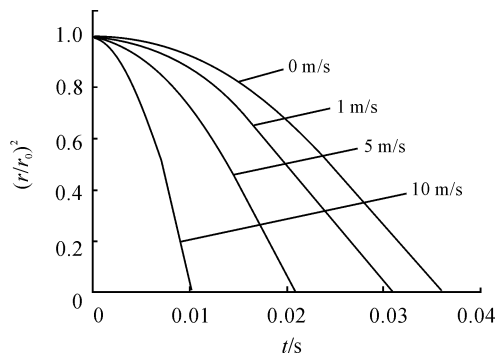


图 5 相对速度对 JP-10 液滴蒸发半径变化的影响

## 3 结论

本文对 JP-10 液滴蒸发过程进行了数值模拟,并对计算结果进行了分析,可以得到以下结论:

1) 在 JP-10 液滴蒸发过程中,相同环境温度下,随环境压力的增大,液滴表面温度增速变快,湿球温度明显增加,升温阶段所占整个蒸发过程比例变大,并且存在临界压力,使得蒸发过程均为加热阶段,无饱和温度段。

2) 在 JP-10 液滴蒸发过程中,相同压力环境下,随着液滴与介质间相对速度的增加,液滴表面升温速率变大,但均趋于相同的湿球温度。

3) 在 JP-10 液滴蒸发过程中,在超临界环境中,其蒸发过程不再满足  $d^2$  定律,并且液滴生存时间随着环境压力的增大会逐渐减小。

4) 在 JP-10 液滴蒸发过程中,随着环境温度的增大,液滴生存时间会降低,超过临界温度后,液滴生存时间随温度升高降低幅度变小,在更高环境温度下(约  $1\ 000\text{ K}$  以上),蒸发初期会有短暂的液滴膨胀现象出现。

5) 在 JP-10 液滴蒸发过程中,相对环境速度对蒸发的影响是单调的,随着相对速度的增加,液滴生存时间降低。

## 参考文献:

- [1] BRUNO T J, HUBER M L. Thermochemical and thermo-physical properties of JP-10[R]. NIST 6640, 2006.
- [2] PRIEM R J, GUENTERT D C. Combustion instability limits determined by a nonlinear theory and a one-dimensional model[R]. NASA, Rept. TND-1409, 1962.
- [3] LEE G Y, KIM S Y, YOON W S. Oscillatory vaporization and acoustic response of droplet at high pressure[J]. Communications in Heat and Mass Transfer, 2008 (35): 1302-1306.
- [4] SHEU W J, LIOU N C. Effect of temporal variation of pressure on vaporization of liquid droplets [J]. Journal of Heat and Mass Transfer, 1999(42): 4043-4054.
- [5] SAITO M, HOSHIKAWA M. Enhancement of evaporation combustion rate coefficient of a single fuel droplet by acoustic oscillation[J]. Fuel, 1996, 75(6): 669-674.
- [6] 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.
- [7] KIM S Y, YOON W S. Responses of droplet evaporation to high-pressure oscillations[R]. AIAA 2004-1161.
- [8] SUJITH R I, WALDHERR G A, JAGODA J I, et al. Experimental investigation of the evaporation of droplets in axial acoustic fields[R]. AIAA 1995-0495.
- [9] 徐旭常,周力行. 燃烧技术手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [10] 左杰. 高密度燃料物性的理论模拟与计算[D]. 天津: 天津大学, 2009.

(责任编辑 唐定国)