

文章编号:1000-8055(2014)06-1323-07

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2014.06.009

超临界喷射受环境和喷射参数影响的数值研究

靳 乐, 范 玮, 范珍涪, 周 舟

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于 PR(Peng-Robinson)状态方程,采用二维轴对称的两相流控制方程和相关文献中的混合规则,建立了超临界燃油喷射的数值模型并采用预处理方法进行求解.以正癸烷为替代燃料研究了超临界燃油喷射到静止超临界氮气环境中时射流长度和射流扩张角的变化规律.结果表明:超临界射流长度和射流扩张角随环境压力的升高而减小,随环境温度和喷射温度的升高而增加,且超临界射流长度受环境和喷射参数影响的敏感性稍高于射流扩张角.分析认为影响超临界喷射的两个主要因素是喷射密度比和喷射动量,且后者占主导地位.

关 键 词: 超临界; 物性; 数值模拟; 射流长度; 射流扩张角

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Numerical investigation on effects of ambient and injection parameters on supercritical injection

JIN Le, FAN Wei, FAN Zhen-cen, ZHOU Zhou

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the PR (Peng-Robinson) equation of state, two-dimensional axis-symmetric governing equation of two-phase flow was introduced to establish a numerical model of supercritical injection by employing the mixing rule described in relevant references. And preconditioning method was used for solving, while *n*-decane was used as an alternative of liquid hydrocarbon fuel to investigate the supercritical injection characteristics in a quiescent supercritical nitrogen chamber. The jet length and jet spreading angle affected by ambient and injection parameters were separately analyzed. This demonstrates that jet length and jet spreading angle decrease with the increasing ambient pressure, but increase with the increasing ambient and injection temperature. The sensitivity of supercritical jet length affected by ambient and injection parameters is higher than jet spreading angle. It is deemed that the injection density ratio and injection momentum are two main influential factors to the supercritical injection, and the injection momentum is considered to be the dominant factor.

Key words: supercritical; physical property; numerical simulation; jet length; jet spreading angle

随着高速飞行器的发展,发动机的工作参数 会发生一定改变,其燃烧室的环境温度和压力有

收稿日期:2013-10-21

基金项目:国家自然科学基金(51176158,51376151);教育部博士点基金(20126102110029);西北工业大学博士论文创新基金(CX201314)

作者简介:靳乐(1987—),男,河北石家庄人,博士生,主要从事航空发动机燃烧与流动方向相关研究.

望超过燃油的临界值. 另外, 高速飞行器对机体冷却系统的要求不断提高, 作为飞行器的唯一自带介质的燃油将作为首选的冷却介质, 而燃油在冷却机体和发动机热端部件时自身温度被提升, 逐渐达到并超过燃油的临界温度. 因此, 未来高速飞行器的燃烧室中将会出现超临界工况^[1].

对超临界流体的基础研究表明^[2], 它具有等价的气相黏度值和液相密度值以及介于气液之间的高扩散系数, 并且其物性参数随温度和压力的改变非常敏感. 由于超临界燃油的热物性和输运性质的特殊性, 其喷射特性与常规亚临界喷射相差极大. 目前, 虽然有关超临界燃油喷射的研究已经开展多年, 但至今仍未形成较为完善的理论体系.

有关超临界喷射, 国内外学者已经进行了许多相关研究. Newman 等^[3]在 1971 年就考虑到未来先进发动机的发展趋势, 率先对近临界热力学条件下的液态喷射进行了研究, 发现了表面张力大大减小的现象, 拉开了超临界喷射研究的帷幕. Mayer 等^[4]通过实验研究了液氮喷射到超临界氮气环境中时的射流形态和主要影响参数. Oschwald 等^[5]基于拉曼光谱法对超临界自由氮气射流规律进行了实验研究, 发现在临界点附近的喷射所吸收的热量不会提高流体温度, 而是使喷射更为发散, 且喷射速度和动量对于喷射的影响很小, 而喷射的主要控制因素是环境热力学参数. Chehroudi 等^[6]分别对亚临界流体喷射到超临界环境中的喷射与可变密度湍流气体喷射的射流扩张角进行了对比实验研究, 分析发现两种喷射在射流扩张角上存在定量的相似. Oschwald 和 Micci^[7]对氮气的超临界和跨临界喷射进行了实验和理论研究, 主要研究了中心轴线上的浓度、密度分布以及射流扩张角. Zong 等^[8]采用数值模拟的方式对液态低温燃料的跨临界喷射进行了研究, 得到了中心轴线上的不同位置的密度分布图, 并与 Chehroudi 等^[9]的测量结果进行了对比, 误差不超过 $\pm 5\%$. 同年, Zong 和 Yang^[10]对离心喷嘴的超临界喷射进行了数值研究, 结果显示喷嘴的几何结构与射流扩张角的关系非常紧密, 并发现超临界喷射与液体射流相似的 3 个区域. Douthip 等^[11]实验研究了超临界射流长度和射流扩张角受喷射流量和喷射温度影响的变化规律, 并同时进行了数值验证, 发现超临界射流长度要小于相同喷射工况的亚临界喷射.

总之, 上述研究大多以小分子纯净物为主要研究对象, 而使用常用航空液态碳氢燃料的很少.

本文主要通过数值模型研究了环境和喷射参数对超临界喷射到静止超临界氮气环境中时的喷射特征的影响. 数值模型中充分考虑了超临界流体物性的特殊性和求解方法的科学性, 并和已有实验数据进行了对比, 证实了该模型的正确性.

1 数值模型

1.1 控制方程

结合超临界喷射模型的特点, 本文采用的是二维轴对称的两相流控制方程.

1) 连续方程

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

2) 动量方程

① 喷射方向(轴向)动量方程

$$\left\{ \begin{aligned} & \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial \rho u u}{\partial x} + \frac{\partial \rho u v}{\partial r} + \frac{\rho v u}{r} = \\ & \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma^u \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma^u \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \frac{\Gamma^u}{r} \frac{\partial u}{\partial r} + S^u \\ & S^u = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma^u \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma^u \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \\ & \left(\frac{\Gamma^u}{r} \frac{\partial v}{\partial x} + \rho g \right) \end{aligned} \right. \quad (2)$$

② 径向动量方程

$$\left\{ \begin{aligned} & \frac{\partial \rho v}{\partial t} + \frac{\partial \rho u v}{\partial x} + \frac{\partial \rho v v}{\partial r} + \frac{\rho v v}{r} = \\ & \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma^v \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma^v \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{\Gamma^v}{r} \frac{\partial v}{\partial r} + S^v \\ & S^v = -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma^v \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma^v \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \\ & \left(\frac{\Gamma^v}{r} \frac{\partial v}{\partial r} - 2\Gamma^v \frac{v}{r^2} \right) \end{aligned} \right. \quad (3)$$

式中 Γ^u 和 Γ^v 分别代表轴向和径向的动量扩散系数. 控制单元的密度与黏度按照氮气和燃油的体积分来平均

$$\left\{ \begin{aligned} \rho &= \varphi_g \rho_g + \varphi_l \rho_l \\ \mu &= \varphi_g \mu_g + \varphi_l \mu_l \end{aligned} \right. \quad (4)$$

式中 ρ_g 和 ρ_l 分别为氮气与燃油密度, 而 φ_g 和 φ_l 分别代表各自的体积分.

3) 能量方程

$$\begin{aligned} & \frac{\partial (\varphi_g \rho_g H_g + \varphi_l \rho_l H_l)}{\partial t} + \frac{\partial u (\varphi_g \rho_g H_g + \varphi_l \rho_l H_l)}{\partial x} + \\ & \frac{\partial v (\varphi_g \rho_g H_g + \varphi_l \rho_l H_l)}{\partial r} + \frac{(\varphi_g \rho_g H_g + \varphi_l \rho_l H_l)}{r} = \\ & \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma^m \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma^m \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{\Gamma^m}{r} \frac{\partial T}{\partial r} \end{aligned} \quad (5)$$

式中 H 代表焓值,下标 g 和 l 分别代表氮气和燃油,上标 m 表示混合物.控制单元的总焓为各组分总焓之和,能量方程的扩散系数可表示为

$$\Gamma^m = \varphi_g \left(\frac{k}{c_p} + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right)_g + \varphi_l \left(\frac{k}{c_p} + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right)_l \quad (6)$$

式中 k 表示湍动能, c_p 为比定压热容, μ_t 为湍流黏度, σ_ϵ 为 k - ϵ 两方程湍流模型常数.

4) 组分守恒方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho w_1}{\partial t} + \frac{\partial \rho u w_1}{\partial x} + \frac{\partial \rho v w_1}{\partial r} + \frac{\rho v w_1}{r} = \\ \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma^{w_1} \frac{\partial w_1}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma^{w_1} \frac{\partial w_1}{\partial r} \right) + \frac{\Gamma^{w_1}}{r} \frac{\partial w_1}{\partial r} \end{aligned} \quad (7)$$

式中 $\Gamma^{w_1} = \rho D_1 + \frac{\mu_t}{Sc}$, 表示燃油的组分扩散系数;

w_1 为燃油质量分数; D_1 为组分耗散系数; Sc 为湍流施密特数,此处取 1.

1.2 超临界物性计算方法

文献[12]曾指出 PR 状态方程^[13]在模拟超临界喷射时能够得到较为精确的结果.

$$p = \frac{RT}{V_m - b} - \frac{a}{V_m^2 + 2bV_m - b^2} \quad (8)$$

式中 p 为压力, T 为温度, V_m 为摩尔体积, R 为通用气体常数.参数 a 和 b 的取值主要取决于物质的临界性质,如表 1 所示.其中 p_c , T_c 分别表示物质的临界压力和温度, T_r 表示温度和临界温度的比值, f_ω 是一个关于偏心因子 ω 的函数,可以由式(9)求出.

表 1 PR 状态方程中系数的计算方法

Table 1 Computational formula for coefficients in PR equation of state

a	b
$\frac{0.07780RT_c}{p_c}$	$0.45724 \frac{(RT_c)^2}{p_c} [1 + f_\omega(1 - \sqrt{T_r})]^2$

$$f_\omega = 0.37464 + 1.54226\omega - 0.26992\omega^2 \quad (9)$$

混合物物性参数的求解必须基于特定的混合规则,本文采用了文献[14]中描述的混合规则.通过相对偏差法,联立式(10)和状态方程求解定压比热.另外,选取了文献[15]的计算方法来进行黏度和导热系数的计算.

$$\begin{cases} c_p = c_p^0 + \Delta c_p \\ \Delta c_p = T \int \left(\frac{\partial^2 p}{\partial T^2} \right)_V dV - \frac{T (\partial p / \partial T)_V^2}{(\partial p / \partial V)_T} - R \end{cases} \quad (10)$$

式中 V 为体积, c_p^0 为对比状态下的比定压热容; Δc_p 为剩余比定压热容.采用 PR 状态方程求解得到的相关物质的物性参数值能够与美国 National Institute of Standards and Technology (NIST)数据库中的数据吻合很好.

通常液态碳氢燃料的超临界喷射过程中无相变发生,可以采用替代燃料法^[16]来简化数值模拟过程.替代燃料法是指用化学组成和临界参数比较接近的纯净物来替代混合燃料进行物性求解.文献[16]中曾对 Jet A 和正癸烷的物性参数进行过对比,证实了采用正癸烷作为 JetA 替代燃料的可行性.本文同样采用正癸烷作为替代燃料来进行计算.

1.3 预处理时间推进法

本文采用了预处理方法来解决超临界喷射中方程的刚性问题.将控制方程中的时间导数项乘以一个特定的预处理矩阵,使方程的特征参数处于相同的量级,从而能够有效提高计算的收敛性和计算效率.该方法在文献[17]中已经进行过详细介绍,此次不再赘述.

2 结果与分析

文献[17]中已将上述模型的计算结果与 Doughty 等^[11]的实验结果进行对比,误差均在 9% 以内,从而证明了该模型的可行性.本文采用了与文献[17]中相似的物理模型,如图 1 所示.但之前采用的同轴喷射方式不同,本研究采用直接喷射的方式,将超临界燃油通过孔径为 0.254 mm 的喷嘴喷注到腔室直径和长度均为 25.4 mm 的静止超临界氮气环境中,燃料质量流量保持 0.2 g/s 不变.

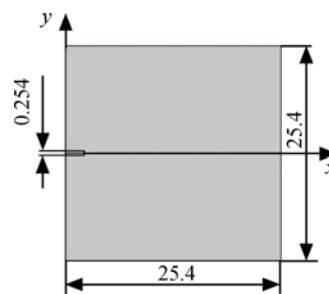


图 1 物理模型(单位:mm)

Fig. 1 Schematic diagram of physical model (unit:mm)

本文对超临界射流长度的定义与文献[11]保持一致,即喷射稳定后喷嘴出口到喷射中心轴线上喷射燃料质量分数为 0.2 的位置的距离,如图

2所示.文献[11]中对射流扩张角的定义是出口密度明显分界面的切线的夹角,此定义方式存在较大的主观性,因此本文引入定量的定义方式,即:将喷嘴出口2 mm处的射流边界与紧邻喷嘴出口处的射流边界的连线作为射流分界面的切线,两条切线之间的夹角定义为射流扩张角,如图3所示,图中 L_2 表示的是出口2 mm截面处的射流宽度.

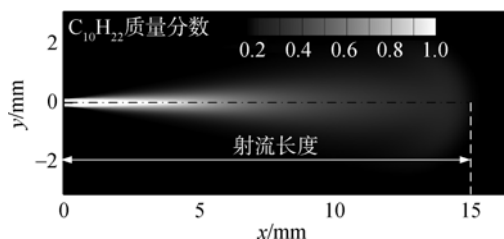


图2 超临界射流长度的定义

Fig. 2 Definition for supercritical jet length

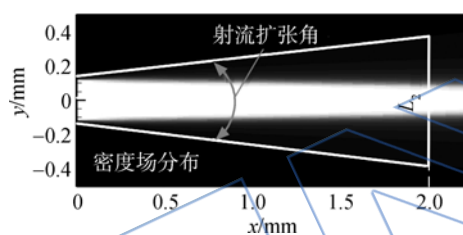


图3 超临界射流扩张角的定义

Fig. 3 Definition for supercritical jet spreading angle

2.1 环境压力对超临界喷射的影响

当燃油喷射温度为666 K ($T_{r-inj} = 1.08$, T_{r-inj} 表示无量纲喷射对比温度,即燃油喷射温度 T_{inj} 与燃油临界温度 T_c 的比值),环境温度分别为743, 783, 823 K ($T_{r-amb} = 1.20, 1.27$ 和 1.33 , T_{r-amb} 表示无量纲环境对比温度,即环境温度 T_{amb} 与燃油的临界温度 T_c 的比值),研究了当环境压力从2.5 MPa升高至5.0 MPa时($p_{r-amb} = 1.19 \sim 2.38$, p_{r-amb} 表示无量纲环境对比压力,即环境压力 p_{amb} 与燃油的临界压力 p_c 的比值),超临界射流长度和射流扩张角的变化规律.

超临界射流长度随环境压力的变化曲线如图4所示.可以发现:3种不同环境温度 T_{amb} 下,超临界射流长度均随环境压力的升高而减小且减小趋势基本相同.分析原因:环境压力升高导致了喷射压力的升高,燃油的黏性和密度相应增加,由于燃油的质量流量保持不变,所以燃油喷射速度降低,燃油喷射动量减小,燃油喷射的穿透力下降,因此

射流长度减小.另外,还可以发现不同环境温度下射流长度的减小幅度分别为44.86%, 44.22%和44.45%,说明不同环境温度下环境压力对射流长度的影响程度基本相当.原因是当喷射质量流量恒定时,一定的环境温度下喷射压力的升高完全由环境压力的大小来调控,燃油的黏性和密度等物性的改变几乎不受环境温度的影响.所以3种不同环境温度下环境压力对射流长度的影响程度基本相当.

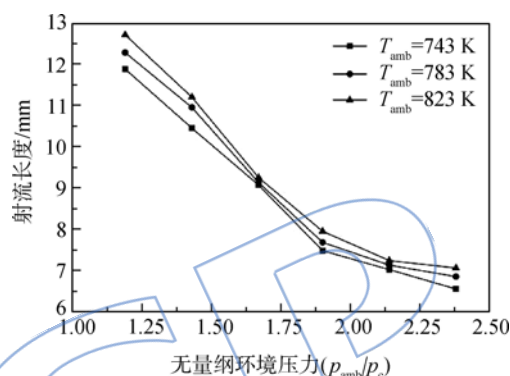


图4 环境压力对超临界射流长度的影响

Fig. 4 Supercritical jet length varying with ambient pressure

图5给出了超临界射流扩张角随环境压力的变化趋势,可以发现随环境压力的升高射流扩张角减小,与射流长度的变化量相比,射流扩张角的变化量相对较小,其减小幅度分别为3.95%, 4.93%和4.63%.分析原因:①随环境压力的升高,燃油的喷射压力也随之升高,使得燃油和环境气体密度同时升高,然而燃油的密度随压力的变化更为敏感,因此喷射密度比(喷射流体密度/环境气体密度, ρ_{inj}/ρ_{amb})随环境压力的升高而增加.根据Chehroudi等[18]的经验公式(如式(11)所示)可知,射流扩张角与密度比成反比,因此密度比增大导致射流扩张角的减小;②燃油黏性提高和喷射速度减小造成的喷射动量的降低,使得喷射燃油的穿透力下降,射流扩张角降低.

$$\tan \theta = a' \cdot [b' + (\rho_{amb}/\rho_{inj})^{1/2}] \quad (11)$$

式中 a' , b' 为常系数,根据喷射流体的不同和喷嘴几何的不同取值不同.

由于燃油的密度较大,与氮气的密度相比不在一个量级上,因此认为由环境压力变化造成的密度比变化量较小,密度比对射流长度和射流扩张角的影响并不明显.而与之相比,由温度和压力变化造成的动量变化要大得多,此时动量因素是

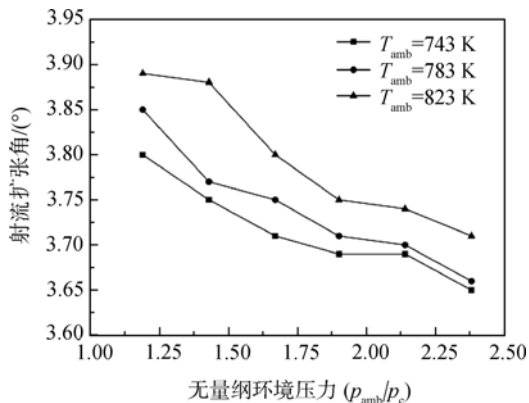


图5 环境压力对超临界射流扩张角的影响

Fig. 5 Supercritical jet spreading angle varying with ambient pressure

影响超临界燃油喷射特性的主导因素.

2.2 环境温度对超临界喷射的影响

当喷射温度为 666 K ($T_{r-inj} = 1.08$), 喷射环境的压力分别为 2.50, 3.00, 3.50 MPa 时 ($p_{r-amb} = 1.19, 1.43, 1.67$), 研究了当环境温度从 723 K 升高至 823 K ($T_{r-amb} = 1.15 \sim 1.31$) 时超临界射流长度和射流扩张角的变化规律.

可以发现对于 3 种不同的环境压力 p_{amb} , 超临界射流长度均随环境温度的升高而增加, 如图 6 所示. 因为环境温度的升高导致环境气体的密度和黏性降低, 使得环境介质的可穿透性增强, 而此时燃油的喷射速度、密度和黏性均保持不变, 从而使得射流长度相对增加. 不同的环境压力下射流长度随环境温度的增加, 幅度分别为 13.28%, 11.55% 和 10.91%, 可以发现环境压力越小射流长度受环境温度的影响幅度越大, 这可能是因为较低的环境压力下环境参数更接近于燃油的临界参数, 从而使得燃油在环境中的物性变化程度更

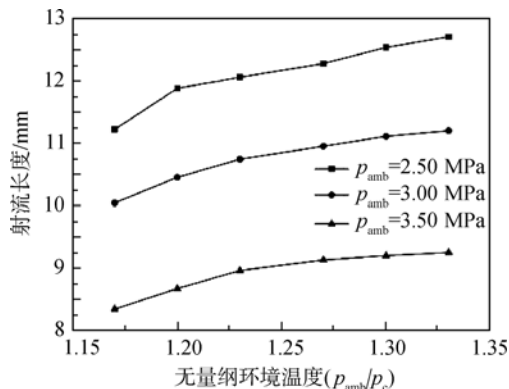


图6 环境温度对超临界射流长度的影响

Fig. 6 Supercritical jet length varying with ambient temperature

为剧烈所造成的.

超临界射流扩张角随环境温度的变化曲线如图 7 所示. 可以发现射流扩张角随环境温度的升高而增加, 数值介于 $3.65^\circ \sim 3.90^\circ$ 之间, 其增加的幅度分别为 3.73%, 4.86% 和 2.98%, 变化幅度与其受环境压力影响的变化幅度相当. 原因是环境气体密度和黏性的降低使得喷射燃油的穿透性增强, 从而使得射流扩张角增加.

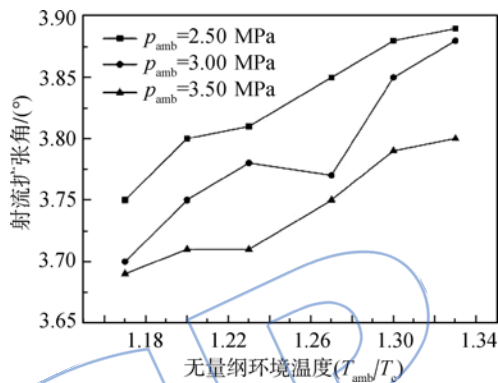


图7 环境温度对超临界射流扩张角的影响

Fig. 7 Supercritical jet spreading angle varying with ambient temperature

2.3 喷射温度对超临界喷射特征的影响

当环境温度为 783 K ($T_{r-amb} = 1.27$), 环境压力分别为 2.65, 3.00, 3.50 MPa 时 ($p_{r-amb} = 1.26, 1.43, 1.67$), 喷射温度为 626 ~ 726 K ($T_{r-inj} = 1.01 \sim 1.17$) 时超临界射流长度和射流扩张角随喷射温度的变化趋势如图 8 和图 9 所示. 可以发现超临界射流长度随喷射温度的升高而增加, 其增加幅度分别为 37.07%, 23.82% 和 31.45%; 超临界射流扩张角也随喷射温度的升高而增加, 其增加幅度分别为 7.86%, 9.42% 和 9.22%. 因为

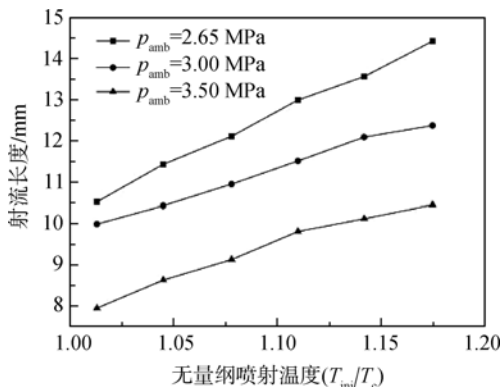


图8 喷射温度对超临界射流长度的影响

Fig. 8 Supercritical jet length varying with injection temperature

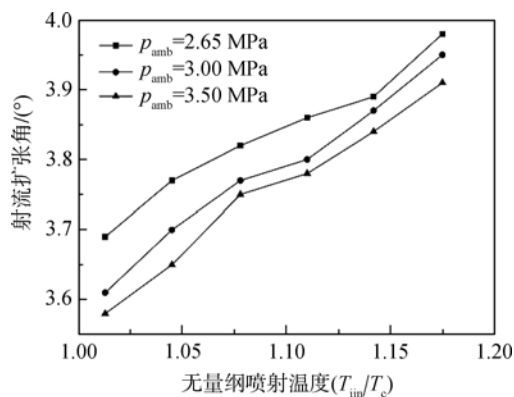


图9 喷射温度对超临界射流扩张角的影响

Fig. 9 Supercritical jet spreading angle varying with injection temperature

随喷射温度的升高,燃油的密度和黏性降低,由于燃油质量流量不变,故喷射速度提高,从而提高了燃油的喷射动量,提高了燃油的穿透性。

通过上述分析还可以发现:①超临界射流长度受环境和喷射参数影响的敏感性远高于射流扩张角;②超临界射流扩张角受喷射温度影响的敏感程度远高于其受环境参数的影响。

3 结 论

液态碳氢燃料的超临界喷射和燃烧机理研究已成为未来高性能空天动力领域急需解决的关键问题之一。基于PR状态方程和二维轴对称的两相流控制方程,建立了超临界喷射的数值模型。研究了以正癸烷作为替代燃料的超临界燃油喷射到静止超临界氮气环境中时射流长度和射流扩张角受环境压力、环境温度和喷射温度影响的变化规律。通过研究可以发现:

1) 射流长度和射流扩张角随环境压力的升高而减小,随环境和喷射温度的升高而增加,其主要影响因素为喷射密度比和喷射动量,且后者占主导地位。

2) 超临界射流扩张角受环境参数影响的变化幅度较小(5%以内),而受喷射温度影响的变化幅度远高于其受环境参数的影响。

3) 超临界射流长度受环境和喷射参数影响的敏感性远高于射流扩张角。

参考文献:

[1] Yang V. Modeling of supercritical vaporization, mixing, and combustion processes in liquid-fueled propulsion systems[J]. Proceedings of Combustion Institute, 2000, 28(1):925-942.

[2] Holland M, Eaton E, Hanley H. A correlation of the viscosity and thermal conductivity data of gaseous and liquid ethylene[J]. Journal of Physical and Chemical Reference Data, 1983, 12(4):917-932.

[3] Newman J, Brzustowski T. Behavior of a liquid jet near the thermodynamic critical region[J]. AIAA Journal, 1971, 9(8):1595-1602.

[4] Mayer W, Schik A, Vielle B, et al. Atomization and breakup of cryogenic propellants under high-pressure subcritical and supercritical conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5):835-842.

[5] Oschwald M, Schik A. Supercritical nitrogen free jet investigation by spontaneous Raman scattering[J]. Experiments in Fluids, 1999, 27(6):497-506.

[6] Chehroudi B, Talley D, Coy E. Visual characteristics and initial growth rates of round cryogenic jets at subcritical and supercritical pressures[J]. Physical Fluids, 2002, 14(2):850-861.

[7] Oschwald M, Micci M. Spreading angle and centerline variation of density of supercritical nitrogen jets[J]. Atomization and Sprays, 2002, 12(1/2/3):91-106.

[8] Zong N, Meng H, Hsieh S, et al. A numerical study of cryogenic fluid injection and mixing under supercritical conditions[J]. Physics of Fluids, 2004, 16(12):4248-4261.

[9] Chehroudi B, Cohn R D T. Cryogenic shear layers: experiments and phenomenological modeling of the initial growth rate under subcritical and supercritical conditions[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2002, 23(5):554-563.

[10] Zong N, Yang V. Dynamics of simplex swirl injectors for cryogenic propellants at supercritical conditions [R]. AIAA-2004-1332, 2004.

[11] Doughty T E J, Williams T, Bento J. Studies of injection of jet fuel at supercritical conditions[J]. Industrial and Engineering Chemistry Research, 2002, 41(23):5856-5866.

[12] Minotti A, Bruno C. Comparison between real and ideal sub and supercritical combustion simulations of LO₂-CH₄ LRE flames at 15 MPa[R]. AIAA-2008-951, 2008.

[13] Peng D, Robinson D. A new two-constant equation of state [J]. Industrial and Engineering Chemistry Fundamentals, 1976, 15(1):59-64.

[14] Reid R, John M, Bruce E. The properties of gases and liquids[M]. Singapore: McGraw Hill International Editions, 1989.

[15] Chung T A M, Lee K. Generalized multiparameter corresponding state correlation for polyatomic, polar fluid transport properties[J]. Industrial and Engineering Chemistry Research, 1988, 27(4):671-679.

[16] Edwards T, Maurice L Q. Surrogate mixtures to represent complex aviation and rocket fuels[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2):461-466.

- [17] 范珍滢, 范玮. 流动参数对超临界喷射特性影响的数值模拟[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1018-1027.
FAN Zhencen, FAN Wei. Numerical simulation on effects of flow parameters on supercritical injection characteristics [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1018-1027. (in Chinese)
- [18] Chehroudi B, Cohn R, Talley D. Spray/gas behavior of cryogenic fluids under sub and supercritical conditions[R]. Pasadena, America: Proceedings of the Eighth International Conference on Liquid Atomization and Spray System, 2000.

JALSP