

RP-3 航空煤油五组分模拟替代燃料的层流燃烧特性^{*}

付 意, 罗 睿, 史鹏宇, 夏文博, 范 玮

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘 要: 为了研究一种 RP-3 航空煤油的五组分模拟替代燃料 (包含摩尔分数为 14% 正癸烷、10% 正十二烷、30% 异十六烷、36% 甲基环己烷和 10% 甲苯) 的燃烧特性, 在定容燃烧装置中对初始温度 390K, 400K 和 420K, 初始压力 0.1MPa 和 0.3MPa, 当量比 0.8~1.5 的该五组分混合燃料进行了层流燃烧特性试验。通过对火焰照片进行边界提取和测量, 获得了火焰面发展规律、马克斯坦长度和层流燃烧速率, 并将试验结果与 RP-3 航空煤油的层流燃烧速度进行了对比, 得出结论: 温度升高会促进球形火焰面的传播; 压力升高或混合气过浓和过稀都不利于五组分混合燃料的火焰传播。在本文的试验工况下, 温度对火焰前锋面不稳定性的影响不明显; 随着当量比增加, 马克斯坦长度减小, 质量扩散的作用逐渐增强而使火焰面变得不稳定; 压力升高使火焰前锋面的不稳定程度明显加剧, 表现为初始压力较高时火焰面破碎情况严重并出现大量细胞状结构。五组分混合燃料层流燃烧速度的峰值出现在当量比 1.2 左右, 偏离该当量比时, 火焰传播速度随着偏离量逐渐减小。通过与 RP-3 航空煤油的试验数据进行对比, 发现在试验工况下, 该五组分混合燃料与 RP-3 航空煤油的层流燃烧速度基本吻合。

关键词: RP-3 航空煤油; 替代燃料; 层流燃烧速度; 马克斯坦长度; 火焰面不稳定性

中图分类号: V231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 10-2377-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200002

Laminar Combustion Characteristics of Five-Component Surrogate Fuel of RP-3 Kerosene

FU Yi, LUO Rui, SHI Peng-yu, XIA Wen-bo, FAN Wei

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to study the laminar combustion characteristics of a five-component surrogate fuel (comprising the mole fraction of 14% *n*-decane, 10% *n*-dodecane, 30% isohexadecane, 36% methylcyclohexane and 10% toluene), laminar combustion experiments have been conducted in a constant volume chamber at initial temperature of 390K, 400K and 420K, initial pressure of 0.1MPa and 0.3MPa, equivalence ratios of 0.8~1.5. The propagation law of the flame front, Markstein length and laminar flame speed are obtained by the boundary extraction and measurement of the flame photo. The experimental results were compared with laminar combustion velocity of RP-3 kerosene. The following conclusions can be drawn: An increase in temperature will accelerate the propagation of the spherical flame front. The increase in pressure and the over-rich or over-lean of the mixture is unhelpful to the flame propagation of the five-component mixed fuel. Under the operating condition, the effects of temperature on the flame front instability are not obvious. The Markstein length is reduced with the increase of the

* 收稿日期: 2020-01-02; 修订日期: 2020-07-22。

基金项目: 国家自然科学基金 (51376133; 51506132)。

作者简介: 付 意, 硕士生, 研究领域为航空煤油的燃烧特性。

通讯作者: 范 玮, 博士, 教授, 研究领域为航空燃料及航空发动机内的燃烧问题。

引用格式: 付 意, 罗 睿, 史鹏宇, 等. RP-3 航空煤油五组分模拟替代燃料的层流燃烧特性[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2377-2384. (FU Yi, LUO Rui, SHI Peng-yu, et al. Laminar Combustion Characteristics of Five-Component Surrogate Fuel of RP-3 Kerosene[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10): 2377-2384.)

equivalence ratio, indicating that the enhancement of the mass diffusion results in an instability of the flame front. The instability degree of the flame front surface obviously increases with the initial pressure increases. The flame front is broken seriously when the initial pressure is higher and a large number of cell-like structures are present. When equivalence ratio is near 1.2, the laminar flame speed can be up to the maximum value, and the flame propagation speed gradually reduces as the equivalence ratio is deviated from 1.2. Compared with the experimental data of RP-3 kerosene, it is found that the laminar combustion velocity of the five-component surrogate fuel is basically consistent with that of the RP-3 kerosene under test conditions.

Key words: RP-3 kerosene; Surrogate fuel; Laminar combustion velocity; Markstein length; Flame instability

1 引 言

航空发动机燃烧室内的燃烧过程受到强烈的湍流作用,对于这种燃烧与湍流的复杂耦合机制目前尚未有明确的阐述^[1]。同时,燃烧室工作环境的极端性导致直接通过实验测量燃烧室内实时参数的难度很大,使得数值仿真成为了航空发动机燃烧室的设计工作中重要的验证手段。想要合理地组织燃烧过程、获得可靠的仿真计算结果,就必须充分考虑到湍流流场与化学反应动力学相互的影响,需要采用可靠的燃烧反应机理。

模拟替代燃料常用于实验室试验和模拟计算中,旨在重现真实燃料的各种特性,构建可靠的化学反应动力学模型,其组分的复杂程度由所考虑的遴选指标来决定^[2]。作为一种石油产品,航空煤油中存在着包含烷烃、异构烷烃、环烷烃和芳香烃在内的成百上千种碳氢化合物^[3-4]。这样的复杂构成使得目前还无法直接构造包含其所有组分的详细化学反应机理,因此一种有效的方法就是从航空煤油的复杂组成中选取几种具有代表性的成分,按照一定的比例组成与航空煤油物理化学特性相似的混合物^[5]作为航空煤油的模拟替代燃料,便于进一步构造该模拟替代燃料的化学反应机理。

燃料的层流预混燃烧特性由燃烧工况和燃料本身的物化特性决定。层流燃烧速度作为层流预混燃烧特性的重要表征参数之一,常用于化学反应机理的可靠性验证^[1]。同时,层流燃烧速度和马赫斯坦长度又是湍流燃烧模型计算时的重要输入参数,对此国内外学者进行了大量的研究。考虑到在典型的航空煤油中芳香烃的占比接近 20%,Alekseev 等^[6]选取了 80% 正癸烷和 20% 苯组成的简单混合物作为航空煤油的替代燃料。为了避免拉伸校正可能带来的误差,Alekseev 采用平面火焰方法(热流量法)来测量初始温度为 338K 和 358K 的常压工况下正癸烷和该混

合燃料的层流燃烧速度,并与三种动力学模型的预测结果进行比较,试验结果与 PoliMi(ver.1412)高温反应机理^[7]的预测结果最为吻合。

Wu 等^[8]在高压本生灯试验装置中对包含 76.7% 正癸烷、13.2% 丙苯和 10.1% 丙基环己烷的 Jet-A 三组分模拟替代燃料进行了试验研究。采用 OH 自发光技术和煤油 PLIF 技术检测火焰轮廓,获得了温度 400~473K,当量比为 0.7~1.3 时压力 0.1~1.0MPa 下的层流燃烧速度,试验结果与煤油骨架机理的预测结果偏差很小。郑东等^[9]提出了一种包含摩尔分数为 40% 正癸烷、42% 正十二烷、13% 乙基环己烷和 5% 对二甲苯的四组分 RP-3 航空煤油的模拟替代燃料,通过试验验证了此替代燃料与真实煤油在理化性质上的一致性。采用对冲火焰试验装置,测量了四组分混合燃料的层流燃烧速度,并在此基础上发展了包含 168 种组分,1089 步基元反应的半详细反应动力学模型。曾文等^[10]提出了一种三组分替代燃料,包含 65% 正癸烷、10% 甲苯和 25% 丙基环己烷,并构建了包含 150 种组分和 591 步基元反应的化学反应机理。该机理的预测结果与定容燃烧试验装置中获得的层流燃烧速度较为吻合,经由敏感性分析方法修正后的机理与试验数据的偏差小于 5%。此外,颜应文等^[11]和陈登炳等^[12]也对多种工况下各类航空煤油的模拟替代燃料及其燃烧反应机理进行了研究。以上研究表明,模拟替代燃料可以接近真实燃料理化性质,但存在一定的偏差。

为了寻找更加接近真实燃料理化性质的模拟替代燃料,提出一种五组分模拟替代燃料,本文基于此种新的五组分替代燃料展开研究。为了验证模拟替代燃料的组分配比,本文采用定容燃烧试验装置,对曾文等^[13]提出的一种包含摩尔分数为 14% 正癸烷、10% 正十二烷、30% 异十六烷、36% 甲基环己烷和 10% 甲苯的五组分航空煤油模拟替代燃料(遴选指标如表 1 所示)在初始压力为 0.1~0.3MPa,温度为 390~

420K, 当量比为 0.8~1.5 的工况范围内进行了层流燃烧特性的试验研究, 并与相同工况下的 RP-3 航空煤油燃烧特性进行了对比。以验证该模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油燃烧特性的相似性。

2 试验装置及原理

2.1 试验装置

定容燃烧试验装置如图 1 所示, 该装置包括定容燃烧弹、点火系统、加热系统、高速摄像与纹影系统、数据采集系统等。该定容燃烧弹外观为不锈钢圆柱体, 其内径为 180mm, 容积约为 5.5L, 弹体结构如图 2 所示。燃烧弹内布置有点火针、燃烧弹外装有压力传感器、压力变送器、温度传感器、液体燃料注射阀与进排气阀等。弹体外缠绕电热阻加热带, 功率为 2.4kW。为获得高质量火焰图像, 燃烧弹两端装有 80mm 厚的耐高温高压、透光性良好的石英玻璃窗, 窗口直径 130mm。本试验采用纹影法拍摄燃烧过程的火焰照片, 在摄像机前加装切光刀口, 其中所用高速摄像机的拍摄速度可达 1×10^4 幅/秒。

Burke 等^[14]研究了圆柱形弹体对球形火焰传播过程的影响, 提出在圆柱形弹体中, 由于热膨胀引起的流动会影响火焰的传播速度。在火焰面接近壁面

时, 火焰半径将受到径向的压缩; 但在火焰半径小于壁面半径的 0.3 倍时, 这种约束效应可以忽略不计。此外, Bradley 等^[15]研究了点火能量对火焰传播的影响, 通过大量试验得出结论: 当火焰半径大于 6mm 时, 点火能量对火焰传播速度的影响可以忽略不计。考虑到以上因素, 本试验选取半径为 6~25mm 的火焰照片进行边界提取, 采用拟合圆的方法对火焰半径进行测量, 如图 3 所示。

2.2 试验原理

在球形传播火焰理论中, 将火焰半径对时间的变化率定义为拉伸火焰传播速度 S_n , 即

$$S_n = \frac{dr}{dt} \tag{1}$$

式中 r 为从火焰照片中获得的火焰半径, t 为火焰发展的时间。

由于火焰面的曲率以及流动不稳定性的影响, 球形的火焰前锋面受到拉伸作用, 将火焰前锋面上任意处的拉伸率定义为无穷小的火焰面积随着时间的变化率为

$$\alpha = \frac{d(\ln A)}{dt} = \frac{dA}{A dt} \tag{2}$$

式中 α 为火焰面拉伸率, A 为面积。

Table 1 Comparison of property targets between the surrogate fuel and RP-3 kerosene^[13]

Fuel	Average molar mass/(g/mol)	Error/%	Carbon hydrogen ratio	Error/%	Cetane number	Error/%	Low heating value/(MJ/kg)	Error/%
RP-3 kerosene	149.05	—	2.04	—	41.5	—	42.8	—
Surrogate fuel	149.40	0.23	2.045	0.25	41.52	0.05	44.06	2.9

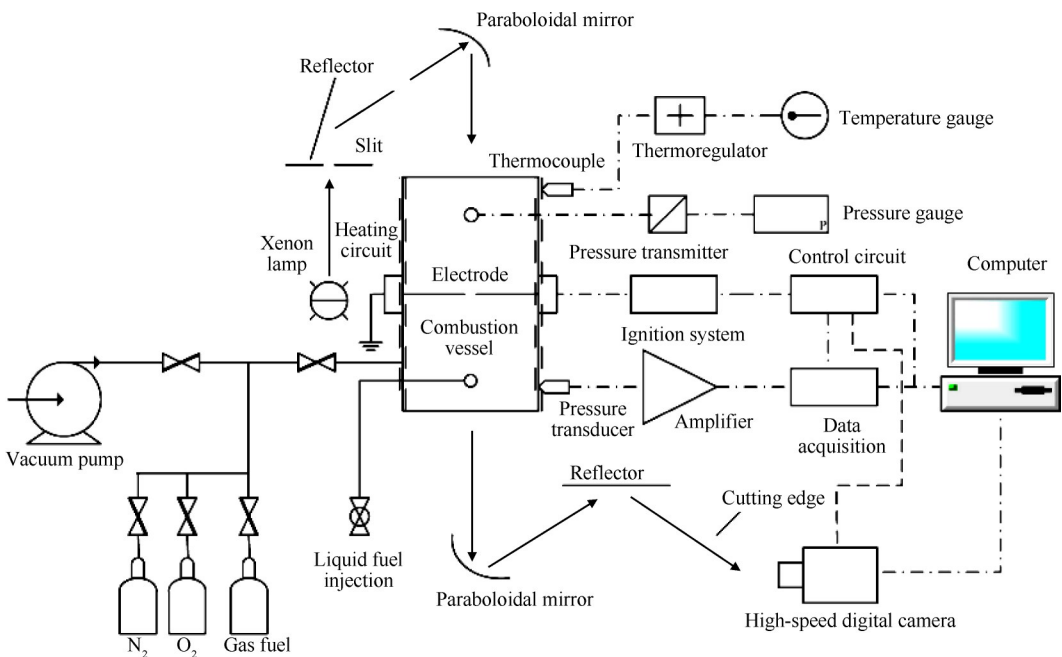


Fig. 1 Schematic diagram of the constant volume combustion reactor

根据球体的表面积公式,可以推导出

$$\alpha = 2 \frac{dr}{r dt} = 2 \frac{S_n}{r} \quad (3)$$

Wu 等^[16]通过试验分析了拉伸率对火焰传播速度的影响,提出了拉伸火焰传播速度与拉伸率的线性关系式(4),通过线性外推,可以得到拉伸率为0时的火焰传播速度 S_1 以及马克斯坦长度 L_b (见图4中 linear)

$$S_1 - S_n = L_b \alpha \quad (4)$$

当火焰拉伸率 $\alpha = 0$ 时,得到的 $S_n - \alpha$ 直线在 S_n 轴的截距 S_1 , 定义为无拉伸火焰传播速率,将 $S_n - \alpha$ 直线斜率的相反数定义为马克斯坦长度 L_b , L_b 能反映出火焰前锋面的稳定情况。当火焰前锋面处于稳定状态时, L_b 为正值;当火焰前锋面处于非稳定状态时, L_b 为负值,并随该值的增大火焰不稳定性增强^[17-18]。

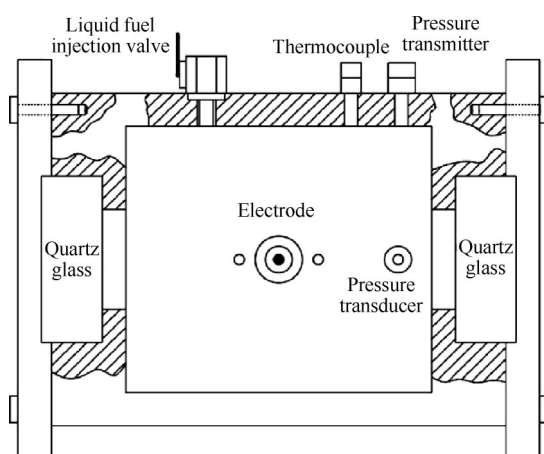


Fig. 2 Schematic diagram of the constant volume bomb

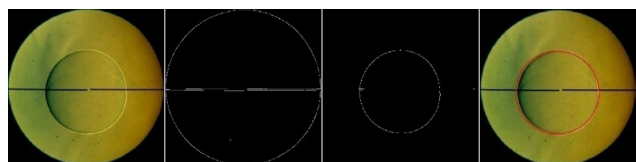


Fig. 3 Extraction and fitting of flame radius in flame image

根据质量守恒定律,火焰前锋面两侧的已燃混合气与未燃混合气质量守恒,由此可进一步得出未燃混合气的燃烧速率为

$$U_1 = \frac{\rho_b}{\rho_u} S_1 \quad (5)$$

虽然式(4)被广泛用于层流燃烧特性试验中火焰传播速度的计算,但在强不等扩散火焰中,拉伸率对火焰传播速度的影响非常大,使火焰传播速度大大偏离无拉伸火焰传播速度,此时拉伸率与火焰传播速度无法用线性关系来描述。对此, Kelley 等^[19]推导出火焰传播速度与拉伸率之间的非线性外推公式,见式(6),采用该方法的计算结果如图4中 Nonlinear 1 所示。

$$\left(\frac{S_b}{S_b^0} \right)^2 \ln \left(\frac{S_b}{S_b^0} \right)^2 = - \frac{2L_b K}{S_b^0} \quad (6)$$

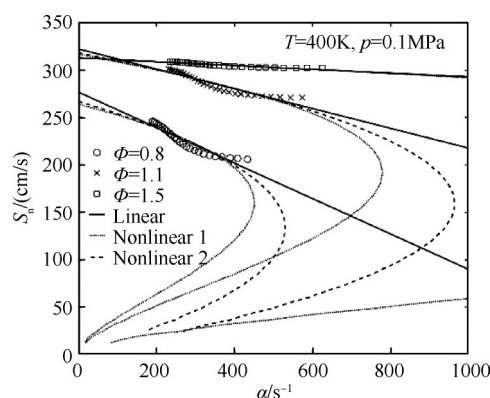


Fig. 4 Nonlinear fitting of stretched flame speed of surrogate fuel

此后,针对球形外扩火焰,Chen^[20]和Ju等^[14]也提出了一种非线性外推法,见下式,采用该方法的计算结果如图4中 Nonlinear 2 所示。

$$S_n = S_1 - \frac{2S_1 L_b}{r} \quad (7)$$

从图4中可以看出,在初始温度400K,初始压力0.1MPa时,当量比 $\Phi=1.5$ 的数据显示线性外推法和非线性外推法得出结果高度重合,但 $\Phi=0.8$ 和 1.1 的工况下, Nonlinear 2 曲线与试验结果最为接近。可以认为对于混合气浓度不同的该种五组分混合燃料,采用 Chen 和 Ju 等提出的非线性外推法都能获得更加准确的结果。因此,本文中的无拉伸火焰传播速度采用 Chen 和 Ju 等提出的外推方法计算 (Nonlinear 2)。

图5显示了在初始温度420K,初始压力0.1MPa时,本文测量的RP-3航空煤油层流燃烧速度与其它

文献中航空煤油的数据的对比结果。在浓混合气一侧,本文的结果与 Vukadinovic 等^[21]、Kumar 等^[22]和刘宇等^[23]的数据较为吻合;而在稀混合气一侧,本文测量的层流燃烧速度较其他文献中偏低,这可能是由于在计算燃料的密度比等参数时采用了不同的化学反应机理导致的。

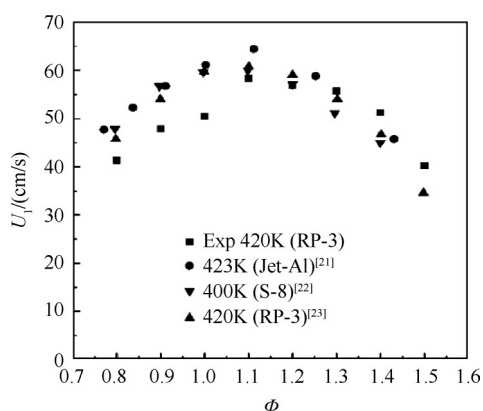


Fig. 5 Extraction and fitting of flame radius in flame image

3 试验结果及分析

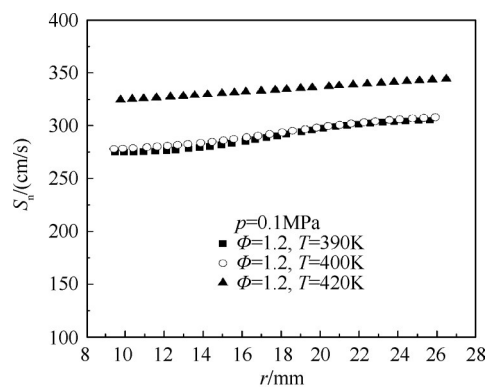
3.1 火焰发展特性

拉伸火焰传播速度直观地描述了火焰面的发展过程:随着反应时间推进,球形火焰面的半径逐渐增大,火焰半径对时间的变化率即拉伸火焰传播速度。图 6(a)为初始压力为 0.1MPa 时, $\Phi=1.2$ 的五组分混合燃料/空气混合气的拉伸火焰传播速度随半径的变化。在图示工况下,拉伸火焰传播速度随着火焰半径增大而呈现缓慢增大的趋势,且随着初始温度从 390K 升高到 420K,拉伸火焰传播速度逐渐增大。初始温度为 420K 时,拉伸火焰传播速度与半径的关系更接近线性。

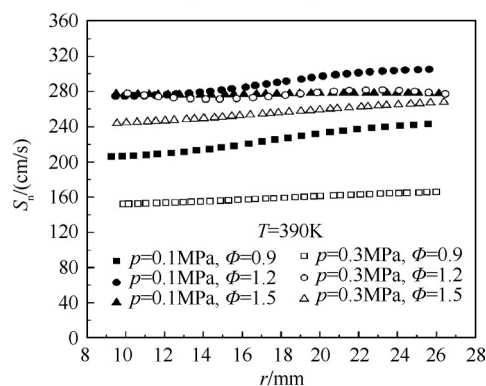
图 6(b)显示了初始压力以及当量比对拉伸火焰传播速度的影响。初始温度 390K 时, 0.1MPa 和 0.3MPa 的初始压力下,不同当量比混合气的拉伸火焰传播速度随着球形火焰面的发展有增大的趋势。其中初始压力 0.1MPa, $\Phi=1.5$ 时与初始压力 0.3MPa, $\Phi=1.2$ 时的拉伸火焰传播速度的数值大小和变化趋势非常接近,均受到球形火焰面发展程度最小的影响。当火焰面发展到一定程度后 ($r>12\text{mm}$),对于 $\Phi=0.9, 1.2$ 和 1.5 的三种混合气,压力 0.1MPa 时拉伸火焰传播速度曲线位置都高于压力 0.3MPa 时的速度曲线。由此可知,初始压力的升高抑制了火焰面的发展。并且可以观察到 Φ 不大于 1.2 的工况下,随着火焰半径增大,这种抑制作用逐渐增强;在 $\Phi=1.5$

时逐渐减弱。

将上述初始温度和初始压力对模拟替代燃料拉伸火焰传播速度影响的结果与初始温度和初始压力对 RP-3 航空煤油拉伸火焰传播速度的影响进行对比,发现结果是一致的^[24]。



(a) Initial temperature



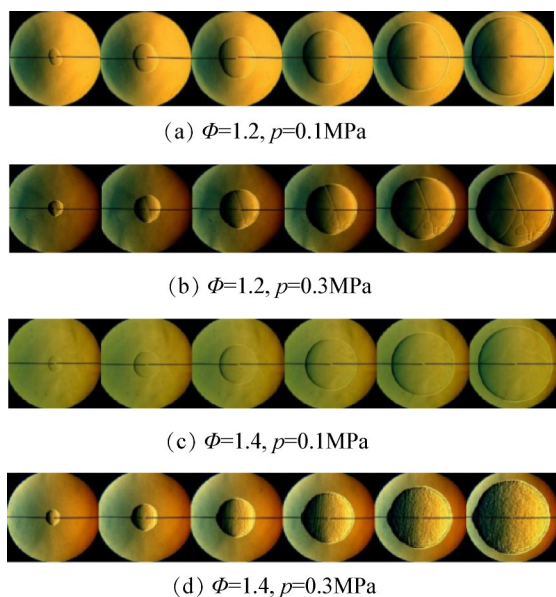
(b) Initial pressure and equivalence ratio

Fig. 6 Influence parameters on stretched flame speed

3.2 火焰稳定性

图 7 为初始温度 390K, $\Phi=1.2$ 和 1.4 时,在不同初始压力下采集的纹影图像(光路调整可能使不同工况图像存在明暗差异)。初始压力为 0.1MPa 时,不同当量比下的火焰面在发展过程中始终保持光滑,未出现破碎情况。当初始压力增大至 0.3MPa 时, $\Phi=1.2$ 和 1.4 两种工况下的火焰面均在火焰发展初期就出现了不同程度的破碎,其中 $\Phi=1.2$ 时,火焰面上的裂纹数量较少,而 $\Phi=1.4$ 时,火焰面在发展过程中的破碎程度较为严重,出现了大量的细胞状结构,与此同时,火焰锋面已变得十分不稳定。该火焰锋面的稳定特性与 RP-3 航空煤油一致^[24]。

为了量化火焰锋面的不稳定程度,本文对各试验工况下的马赫斯坦长度进行了计算。马赫斯坦长度 L_b 是火焰锋面上由于质量与热量的不等扩散作用导致的火焰结构改变而引起的火焰锋面速率的偏离现象的表征^[25]。因此除了层流燃烧速度之

Fig. 7 Flame image ($T=390\text{K}$)

外, L_b 也是燃料燃烧特性的重要表征参数。图8显示了温度和压力变化对五组分混合燃料 L_b 的影响。如图所示, 在单个工况的曲线中, L_b 随着混合气浓度的增大而减小, 火焰面的不稳定程度加剧。这是由于混合气浓度增大时, 混合气中的燃料分子增加, 质量扩散对火焰温度的影响逐渐增大, 热量扩散与质量扩散的不等性更加明显, 火焰前锋面的热扩散不稳定性加剧。此外, 在 390~420K 内, 温度变化对火焰面稳定性的影响并不明显。

从图8中还可以看出, 在 390K 的初始温度下, 0.3MPa 时的 L_b 远小于 0.1MPa 时的, 这是由于压力变化对混合气的热膨胀率和路易斯数的影响较小, 但对火焰厚度会产生较大的影响, 压力增大致使火焰厚度减小, 从而减弱了球形火焰面曲率对火焰面的稳定作用, 使得火焰面的不稳定程度加剧。与此同时, 在压力为 0.3MPa 的试验数据中, 当量比较大一侧 L_b 急剧下降, 与图7中火焰照片呈现的现象一致。可见, 高浓度混合气的火焰稳定性对压力变化更为敏感。

3.3 层流燃烧速度

无拉伸火焰传播速度由如图4所示的非线性外推法经过拉伸校正得出, 继而通过公式(7)得到五组分混合燃料的层流燃烧速度。图9为初始压力 0.1MPa 和 0.3MPa 时, 不同温度下的五组分混合燃料的无拉伸火焰传播速度。图中数据显示, 初始压力 0.1MPa 的工况下, 随着 Φ 从 0.8 增加到 1.5, 不同温度下的无拉伸火焰传播速度均呈先增大后减小的趋势, 最大值在 $\Phi=1.2$ 左右。同时, 一个明显的交叉点

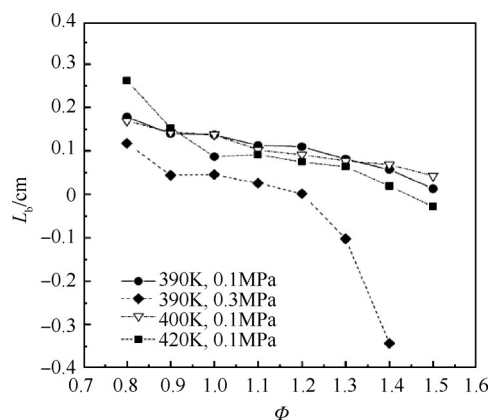


Fig. 8 Markstein length of surrogate fuel

出现在 $\Phi=1.3$ 处, 以该点为界, 稀混合气一侧的拉伸火焰传播速度随着初始温度的增大而增大。而在浓混合气一侧, 初始温度为 420K 时的曲线的斜率增大, 无拉伸火焰传播速度受当量比变化的影响更加明显。经推测, $\Phi=1.3$ 处交叉点可能源自混合燃料中不同组分的扩散特性和燃烧特性对温度的敏感性差异, 这种现象常在组分的分子量具有较大差距的混合燃料中出现^[26]。

从图9中还可可见, 初始温度为 390K 时, 初始压力为 0.3MPa 时的速率曲线明显低于相同初温下初始压力 0.1MPa 的速率曲线, 说明压力增大使无拉伸火焰传播速度明显降低。同时速率峰值的位置左移, 即增大压力能使混合气在更稀的浓度获得最大的无拉伸火焰传播速度。

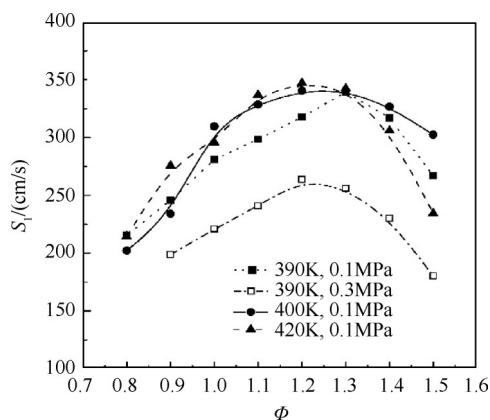


Fig. 9 Unstretched flame speed of surrogate fuel

图10包含了初始温度 390K、初始压力 0.1MPa 和 0.3MPa 时以及初始温度 420K, 初始压力 0.1MPa 时的层流燃烧速度, 以及与同工况下 RP-3 航空煤油的层流燃烧速度进行对比的结果。可以看出, 随着 Φ 增加, 混合燃料的层流燃烧速度先增大后减小。其中, 初始温度对五组分混合燃料的层流燃烧速度的影响

与图10中初始温度对无拉伸火焰传播速度的影响类似,同样压力对层流燃烧速度的影响更为明显。虽然压力的升高会一定程度上增强反应活性,加快未燃气的消耗速率,但压力增大同时会使气体密度增大,火焰传播更加困难,这种共同作用最终使得层流燃烧速度减小。在部分工况下,模拟替代燃料层流燃烧速度较RP-3航空煤油层流燃烧速度存在一定偏差。在低当量比情况下部分工况差异较小,误差在可接受范围内;但在高压工况下部分差异较大,这可能是高压下混合燃料的输运特性造成的,也有可能是因为各种组分的燃烧速度对压力有不同的敏感性引起的,具体原因有待进一步的研究。通过图10中的对比结果可见,在图示工况下,该五组分模拟替代燃料的层流燃烧速度与目标燃料RP-3航空煤油的层流燃烧速度相似度很高。在初始温度为420K,初始压力为0.1MPa时,五组分混合气在 $\Phi=1.2$ 的工况下达到峰值56.991cm/s,与RP-3航空煤油在该工况下的数值56.971cm/s非常接近。说明在相同试验工况下,曾文等^[13]提出的五组分燃料(包含摩尔分数为14%正癸烷、10%正十二烷、30%异十六烷、36%甲基环己烷和10%甲苯)与RP-3航空煤油的层流燃烧速率基本吻合。

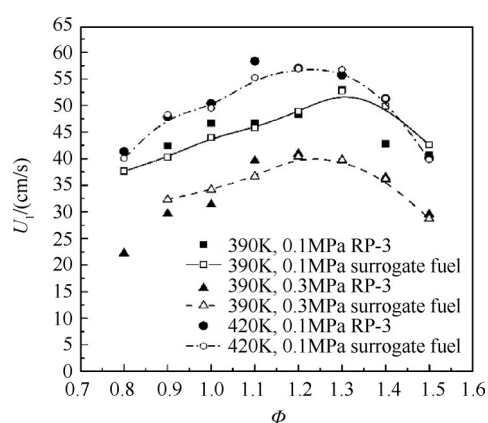


Fig. 10 Laminar flame speed of surrogate fuel and RP-3 kerosene

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)随着混合气浓度增大,拉伸火焰传播速度先增大后减小。在混合气当量比相同的工况中,升高初始压力可以促进球形火焰面的传播;而增大初始压力不利于火焰面的发展。

(2)随着当量比增加,五组分混合气的马克斯坦长度减小,火焰前锋面的状态逐渐趋于不稳定。初始温度从390K升高到420K的变化对马克斯坦长度

的影响较小,火焰前锋面的光滑程度相似。当量比和初始温度相同的工况中,增大初始压力使火焰厚度减小,使得球形火焰面的曲率不足以稳定火焰前锋面的变形趋势,马克斯坦长度明显降低,火焰面出现破碎的现象。其中,高浓度混合气的火焰稳定性对压力变化更为敏感。

(3)在本文全部试验工况下,无拉伸火焰传播速度在当量比0.8~1.5内都呈现先增大后减小的趋势,峰值出现在当量比1.2左右。初始压力为0.1MPa时,混合气中各组分的扩散特性和燃烧特性对温度的敏感性差异导致不同温度下的无拉伸火焰传播速度在当量比1.3处出现了交叉,当量比为1.3时,初始温度为390K,400K和420K的混合气具有相同的无拉伸火焰传播速度。另外,增大初始压力时无拉伸火焰传播速度明显降低,峰值位置对应的混合气当量比减小。

(4)五组分模拟替代燃料的层流燃烧速度受当量比、温度和压力的影响与无拉伸火焰传播速度相似。通过与RP-3航空煤油的试验数据进行对比,发现在试验工况下,该五组分混合燃料与RP-3航空煤油的层流燃烧速度基本吻合。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Bray K. Laminar Flamelets in Turbulent Combustion Modeling [J]. *Combustion Science and Technology*, 2016, 188(9): 1372-1375.
- [2] Ranzi E. A Wide-Range Kinetic Modeling Study of Oxidation and Combustion of Transportation Fuels and Surrogate Mixtures[J]. *Energy & Fuels*, 2006, 20(3): 1024-1032.
- [3] Dooley S, Won S H, Heyne J, et al. The Experimental Evaluation of a Methodology for Surrogate Fuel Formulation to Emulate Gas Phase Combustion Kinetic Phenomena [J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159(4): 1444-1466.
- [4] Mensch A, Santoro R J, Litzinger T A, et al. Sooting Characteristics of Surrogates for Jet Fuels [J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(6): 1097-1105.
- [5] DuBois T G, Nieh S. Selection and Performance Comparison of Jet Fuel Surrogates for Autothermal Reforming[J]. *Fuel*, 2011, 90(4): 1439-1448.
- [6] Alekseev V A, Soloviova-Sokolova J V, Matveev S S, et al. Laminar Burning Velocities of N-Decane and Binary Kerosene Surrogate Mixture [J]. *Fuel*, 2017, 187(1): 429-434.
- [7] Ranzi E, Fassoldati A, Grana R, et al. Hierarchical and Comparative Kinetic Modeling of Laminar Flame Speeds

- of Hydrocarbon and Oxygenated Fuels [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2012, 38(4): 468–501.
- [8] Wu Y, Modica V, Yu X, et al. Experimental Investigation of Laminar Flame Speed Measurement for Kerosene Fuels: Jet A-1, Surrogate Fuel, and Its Pure Components[J]. *Energy & Fuels*, 2018, 32(2): 2332–2343.
- [9] 郑 东, 于维铭, 钟北京. RP-3 航空煤油替代燃料及其化学反应动力学模型[J]. *物理化学学报*, 2015, 31(4): 636–642.
- [10] 曾 文, 李海霞, 马洪安, 等. RP-3 航空煤油模拟替代燃料的化学反应详细机理[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(12): 2810–2816.
- [11] 颜应文, 戴 超, 李井华. RP-3 航空煤油替代燃料简化机理及其验证[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 2878–2887.
- [12] 陈登炳, 刘云鹏, 方 文, 等. 一种 RP-3 航空煤油的三组分替代燃料简化机理构建与验证[J]. *推进技术*, 2019, 40(3): 691–698. (CHEN Deng-bing, LIU Yun-peng, FANG Wen, et al. A Simplified Mechanism Model of Three Component Surrogate Fuels for RP-3 Aviation Kerosene and Its Verification[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(3): 691–698.)
- [13] 曾 文, 刘 靖, 张治博, 等. 一种新的 RP-3 航空煤油模拟替代燃料[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(10): 2314–2320.
- [14] Burke M P, Chen Z, Ju Y, et al. Effect of Cylindrical Confinement on the Determination of Laminar Flame Speeds Using Outwardly Propagating Flames [J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(4): 771–779.
- [15] Bradley D, Gaskell P H, Gu X J. Burning Velocities, Markstein Lengths, and Flame Quenching for Spherical Methane-Air Flames: a Computational Study [J]. *Combustion and Flame*, 1996, 104(1–2): 176–198.
- [16] Wu C K, Law C K. On the Determination of Laminar Flame Speeds from Stretched Flames[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1985, 20(1): 1941–1949.
- [17] Kwon O C, Rozenchan G, Law C K. Cellular Instabilities and Self-Acceleration of Outwardly Propagating Spherical Flames[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2002, 29(2): 1775–1783.
- [18] Bechtold J K, Matalon M. The Dependence of the Markstein Length on Stoichiometry [J]. *Combustion and Flame*, 2001, 127(1/2): 1906–1913.
- [19] Kelley A P, Law C K. Nonlinear Effects in the Extraction of Laminar Flame Speeds from Expanding Spherical Flames [J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(9) : 1844–1851.
- [20] Chen Z. On the Extraction of Laminar Flame Speed and Markstein Length from Outwardly Propagating Spherical Flames [J]. *Combustion and Flame*, 2011, 158(2) : 291–300.
- [21] Vukadinovic V, Habisreuther P, Zarzalis N. Influence of Pressure and Temperature on Laminar Burning Velocity and Markstein Number of Kerosene Jet A-1: Experimental and Numerical Study[J]. *Fuel*, 2013, 111(9): 401–410.
- [22] Kumar K, Sung C J, Hui X. Laminar Flame Speeds and Extinction Limits of Conventional and Alternative Jet Fuels[J]. *Fuel*, 2011, 90(3): 1004–1011.
- [23] 刘 宇, 孙 震, 汤 卓. 初始温度对 CH₄/RP-3 航空煤油混合燃料层流燃烧特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(2): 99–107.
- [24] 曾 文, 陈 欣, 马洪安, 等. RP-3 航空煤油层流燃烧特性的实验[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(12): 2888–2896.
- [25] Guenoche H, Markstein G. *Nonsteady Flame Propagation* [M]. New York: Pergamon Press, 1964.
- [26] Baloo M, Dariani B M, Akhlaghi M, et al. Effects of Pressure and Temperature on Laminar Burning Velocity and Flame Instability of Iso-Octane/Methane Fuel Blend [J]. *Fuel*, 2016, 170(4): 235–244.

(编辑:梅 瑛)