

RP-3 航空煤油模拟替代燃料燃烧特性的实验

刘靖¹, 胡二江¹, 黄佐华¹, 曾文²

- (1. 西安交通大学 能源与动力工程学院 动力工程多相流国家重点实验室, 西安 710049;
2. 沈阳航空航天大学 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 在定容弹中实验测试了初始压力分别为 0.1、0.3 MPa、初始温度分别为 390、400、420 K、当量比范围为 0.8~1.5 时 RP-3 航空煤油模拟替代燃料的层流燃烧特性, 并对比分析了模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油的层流燃烧速率。结果表明, 模拟替代燃料层流燃烧火焰的马克斯坦长度随初始压力或当量比的降低逐渐增大, 表明火焰稳定性逐步增强; 初始温度对火焰稳定性的影响不明显; 随初始温度的升高或初始压力的降低, 模拟替代燃料的层流燃烧速率逐渐升高; 随着当量比的逐渐增大, 模拟替代燃料的层流燃烧速率先增大后降低, 在当量比为 1.2 时达到最大; 在相同工况下, 模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油的层流燃烧速率吻合较好。

关 键 词: RP-3 航空煤油; 模拟替代燃料; 层流燃烧速率; 马克斯坦长度; 影响因素
中图分类号: V231.2; TK401 **文献标志码:** A

Experiment on combustion characteristics of surrogate fuel for RP-3 aviation kerosene

LIU Jing¹, HU Erjiang¹, HUANG Zuohua¹, ZEGN Wen²

- (1. State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering,
School of Energy and Power Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for
Aircraft Propulsion System, Liaoning Province,
Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;)

Abstract: The laminar combustion characteristics of surrogate fuel for RP-3 aviation kerosene were investigated experimentally in a constant volume bomb. The experiments were performed at initial pressures of 0.1, 0.3 MPa, initial temperatures of 390, 400, 420 K, and over the equivalence ratio range of 0.8—1.5. Furthermore, the laminar combustion velocities of the surrogate fuel and RP-3 aviation kerosene were contrastively analyzed. Results showed that decreasing the initial pressure or equivalence ratio increased the stability of the flame front, which was established by increased Markstein length. The effect of the initial temperature on the Markstein length was not clear. Increasing the initial temperature or de-

收稿日期:2019-06-09

基金项目:国家自然科学基金(51676132)

作者简介:刘靖(1995—),女,博士生,主要从事碳氢燃料基础燃烧特性研究。

通信作者:曾文(1977—),男,教授,博士后,主要从事航空发动机燃烧过程与排放物生成的数值研究。

E-mail:zengwennew@126.com

引用格式:刘靖,胡二江,黄佐华,等. RP-3 航空煤油模拟替代燃料燃烧特性的实验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2677-2685.

LIU Jing, HU Erjiang, HUANG Zuohua, et al. Experiment on combustion characteristics of surrogate fuel for RP-3 aviation kerosene[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2677-2685.

creasing the initial pressure led to an increase in the laminar combustion velocity of the surrogate fuel. With the increase of equivalence ratio, the laminar combustion velocity illustrated an increase initially and then decreased gradually, and the highest value was measured at the equivalence ratio was 1.2. Furthermore, the laminar combustion velocity of the surrogate fuel agreed well with that of RP-3 aviation kerosene under the same conditions.

Key words: RP-3 aviation kerosene; surrogate fuel; laminar combustion velocity; Markstein length; influence factor

考虑到研发成本与研发周期,数值计算在航空发动机的研制过程中应该发挥重要的作用。但是,航空发动机燃烧室中雾化、混合、流动、燃烧过程却是一个复杂的多物理场湍流混合与化学反应过程,而目前在航空发动机燃烧过程与排放物生成规律的数值计算中,一般把 $C_{12}H_{23}$ 作为航空煤油的替代燃料^[1],同时采用其单步或简单多步燃烧反应机理,虽然可以在一定程度上预测燃烧室的温度场以及进出口温升,但无法对燃料的着火过程、燃烧过程中各种重要中间组分与主要污染物的产生和消耗进行准确的预估,因此数值计算的精度偏低,无法发挥其重要作用,严重制约了发动机燃烧室的设计和优化进程。为了更准确地掌握航空发动机燃烧室中的燃烧细节和污染物生成规律,进一步提高航空发动机燃烧室燃烧与排放性能的数值计算准确性,充分发挥数值计算在航空发动机研制过程中的重要作用,构建准确的航空燃料的燃烧反应机理势在必行^[2-3]。

作为一种实际碳氢燃料,航空煤油一般由几百种成分组成,要针对每种成分构建其燃烧反应机理,该燃烧反应机理将十分庞大。如果耦合如此复杂的燃烧反应机理与 CFD 计算模型,对航空发动机燃烧室内的流动、燃烧与污染物生成特性进行完整、准确的数值计算难度极大。但是,如果仅考虑航空煤油中的几种主要组成成分(占比较高且能综合反映出所有组分的平均特性),构建其模拟替代燃料(其物理特性如密度、黏度、分子量、化学分子式、十六烷值、低热值等以及化学特性如着火延迟特性、燃烧特性、化学反应速率等,须与航空煤油相似),并形成该模拟替代燃料的燃烧反应机理^[4-6],在目前计算机技术发展水平下将切实可行。

国外学者针对 Jet A、Jet A-1、JP-8、JP-10、TR0 等型号航空煤油的物理化学特性、成份组成等提出了多种单组分、双组分及多组分模拟替代燃料,构建了多种骨架、简化与详细反应机理,并

完成了实验验证^[7-11]。近些年来,国内学者针对我国广泛使用的 RP-3 航空煤油,提出了多种模拟替代燃料,并构建了其燃烧反应机理^[12-15]。但是,这些模拟替代燃料仅部分物理特性、或者部分化学特性与 RP-3 航空煤油吻合,物理与化学特性完全吻合的模拟替代燃料还鲜见报道,所构建的燃烧反应机理也不成熟,适用范围较窄,准确性还有待验证。曾文等^[16]对 RP-3 航空煤油的主要组成成分与物理特性进行了实验测试与分析,提出了其模拟替代燃料的遴选指标,确定了由 14% 正癸烷/10% 正十二烷/30% 异十六烷/36% 甲基环己烷/10% 甲苯(此处的百分数表示摩尔分数)组成的 RP-3 航空煤油模拟替代燃料,并实验测试了该模拟替代燃料的主要物理特性。结果发现,该模拟替代燃料的平均分子量、氢碳比、十六烷值与低热值、不同温度下密度与动力黏度变化趋势等主要物理特性与 RP-3 航空煤油非常吻合。

本文在定容弹中完成了多工况条件下该模拟替代燃料的层流燃烧特性实验测试,并与 RP-3 航空煤油相应工况条件下的燃烧特性进行了对比分析,为该模拟替代燃料的化学特性(燃烧特性)的验证提供了重要的实验数据,同时,也将为 RP-3 航空煤油燃烧反应机理的构建与验证提供重要支撑。

1 实验装置与原理

实验装置如图 1 所示。定容弹如图 2 所示,为不锈钢材质的圆柱体,内径为 180 mm,长为 215 mm,容积约为 5 500 cm³。容弹弹体缠绕加热带对容弹内的气体进行加热,加热带功率为 2.4 kW。容弹两端视窗直径为 180 mm,装有厚为 80 mm 的透明石英玻璃来提供光学通路。Hu 等^[17]对该实验装置进行了详细描述,在此不再赘述。

在定容弹中,中心电极点火形成火焰核心后,其逐步以球形往四周传播。但是,受点火电极与已燃气体浮力的作用,火焰面往往呈现椭球体形

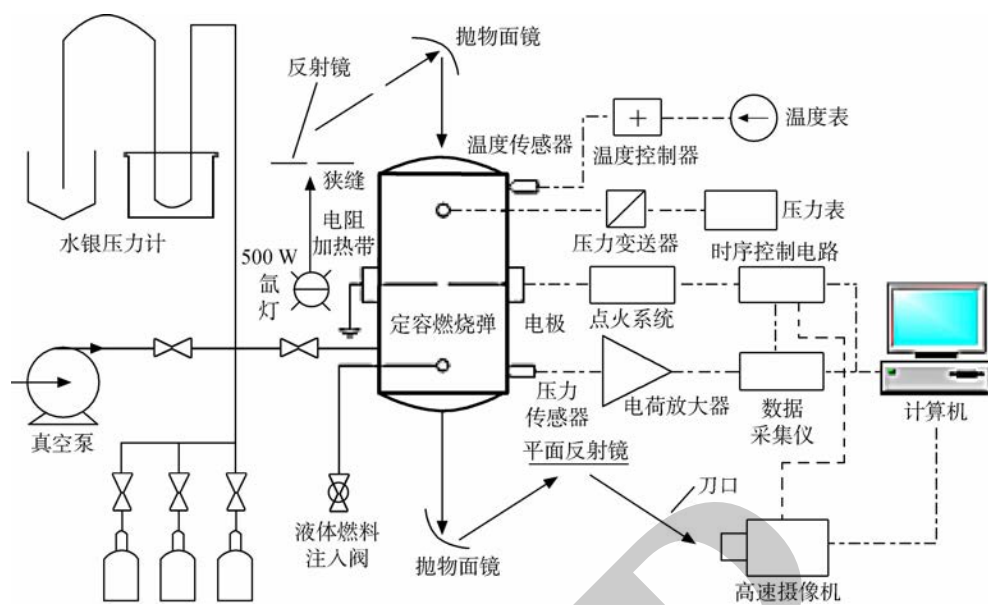


图 1 实验系统布置图

Fig. 1 Schematic diagram of the experimental system

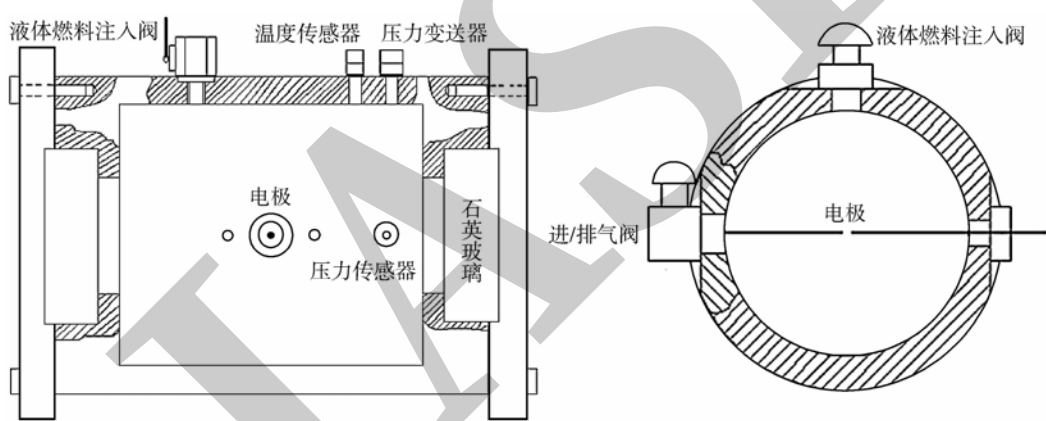


图 2 定容弹示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the constant volume chamber

状。为了避免火焰初期点火能量的影响和火焰半径很大时气体浮力对实验准确性的影响^[18],本论文根据实验经验和其他文献中的数据,选用最小火焰半径为 9 mm 和最大火焰半径为 26 mm 范围内的火焰图像来进行测量。

在球形扩散火焰理论中,拉伸火焰传播速率为火焰半径对时间的变化率

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

式中 r 为从火焰图像中测得的球形火焰半径, t 为时间。

由于火焰面的曲率以及流动不稳定性的影响,球形火焰前锋面将受到拉伸作用。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

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

式中 α 为火焰面拉伸率, A 为面积。

根据球体的表面积公式,可以推导出

$$\alpha = \frac{2dr}{r dt} = \frac{2S_n}{r} \tag{3}$$

当球形火焰前锋面受到的拉伸作用较小时,球形扩散火焰的无拉伸火焰传播速度 S_l 可由下式得到:

$$S_l - S_n = L_b \alpha \tag{4}$$

但是,当球形火焰前锋面受到的拉伸作用较大时,无拉伸火焰传播速率与拉伸火焰传播速率之间将不再是线性关系。Chen^[19]提出了一种非线性外推法,本论文中,无拉伸火焰传播速率通过该方法获得

$$S_n = S_l - \frac{2S_l L_b}{r} \tag{5}$$

在理想的一维层流预混燃烧火焰中,假设火焰面为等面积稳态流,则根据质量守恒定律

$$A\rho_u u_l = A\rho_b S_l \tag{6}$$

式中 ρ_u 与 ρ_b 分别为未燃区与已燃区混合气的密度。

ρ_u 由混合气的初始状态计算得出, ρ_b 根据化学热平衡计算得出。根据下式即可得到层流燃烧速率:

$$U_l = (\rho_b S_l)/\rho_u \tag{7}$$

2 火焰发展特性

在定容弹中完成了初始压力 p 分别为 0.1、0.3 MPa、初始温度 T 分别为 390、400、420 K、当量比 ϕ 范围为 0.8~1.5 条件下该模拟替代燃料层流燃烧特性的实验测试。

图 3、图 4 与图 5 显示了不同初始压力、初始温度与当量比下模拟替代燃料的火焰发展特性。

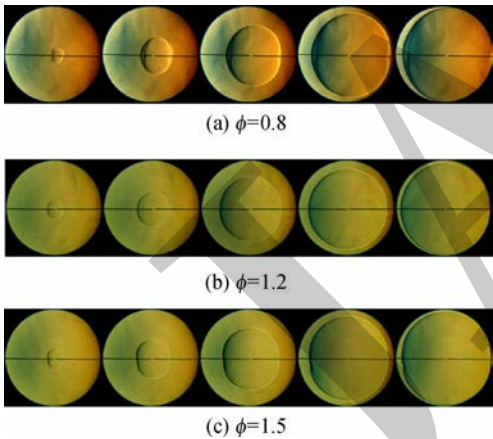


图 3 模拟替代燃料的火焰发展特性
($p=0.1\text{ MPa}, T=390\text{ K}$)

Fig. 3 Flame development characteristics of surrogate fuel ($p=0.1\text{ MPa}, T=390\text{ K}$)

从图 3 与图 5 可以看出,当初始压力为 0.1 MPa,初始温度分别为 390、420 K 时,在各当量比条件下,火焰前锋面在发展过程中始终保持光滑;但是,当初始压力升高至 0.3 MPa 时,从图 4 可以看出,当量比为 0.9 时,火焰前锋面在发展过程中保持光滑,但是当量比为 1.2 与 1.5 时,火焰前锋面在发展过程中逐渐出现裂纹与褶皱,表面已不光滑,说明此时火焰稳定性变差。该火焰发展特征与 RP-3 航空煤油相同^[20]。主要原因为:在碳氢燃料的层流燃烧过程中,存在热扩散、流体动力

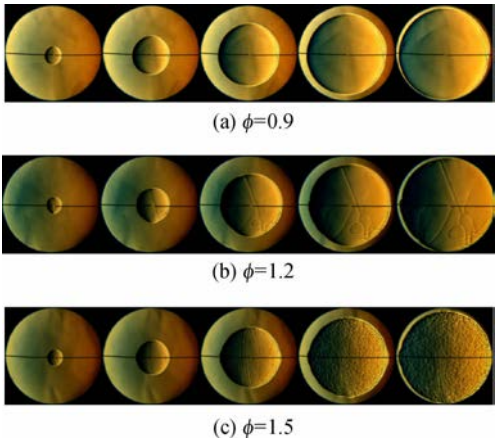


图 4 模拟替代燃料的火焰发展特性
($p=0.3\text{ MPa}, T=390\text{ K}$)

Fig. 4 Flame development characteristics of surrogate fuel ($p=0.3\text{ MPa}, T=390\text{ K}$)

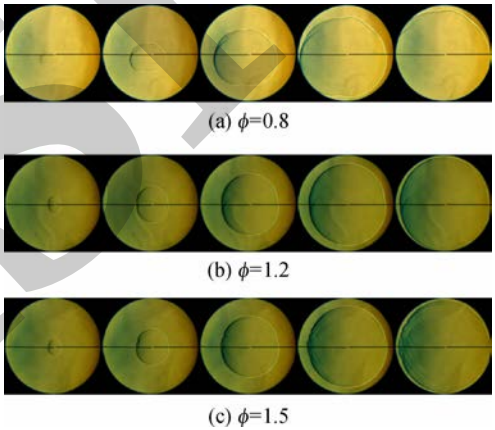


图 5 模拟替代燃料的火焰发展特性
($p=0.1\text{ MPa}, T=420\text{ K}$)

Fig. 5 Flame development characteristics of surrogate fuel ($p=0.1\text{ MPa}, T=420\text{ K}$)

学、浮力 3 种火焰不稳定性。当初始温度和当量比一定时,路易斯数不随初始压力的变化而变化,因此热扩散不稳定性受压力影响不大。当层流燃烧速率小于 0.15 m/s 时将出现浮力不稳定性,本文中的模拟替代燃料在各初始工况下的层流燃烧速率均大于 0.15 m/s,因此不存在浮力不稳定性。流体动力学不稳定性受热膨胀系数和火焰厚度影响,当初始压力升高时,热膨胀系数变化较小,而火焰厚度减小,流体动力学不稳定性增强。

图 6 显示了不同初始压力、初始温度以及当量比下火焰半径随时间的变化趋势。

当初始压力为 0.1 MPa、初始温度为 420 K 时,随着当量比增加,火焰半径增长速率先增大后减小,在当量比为 1.2 时达到最大,在当量比为

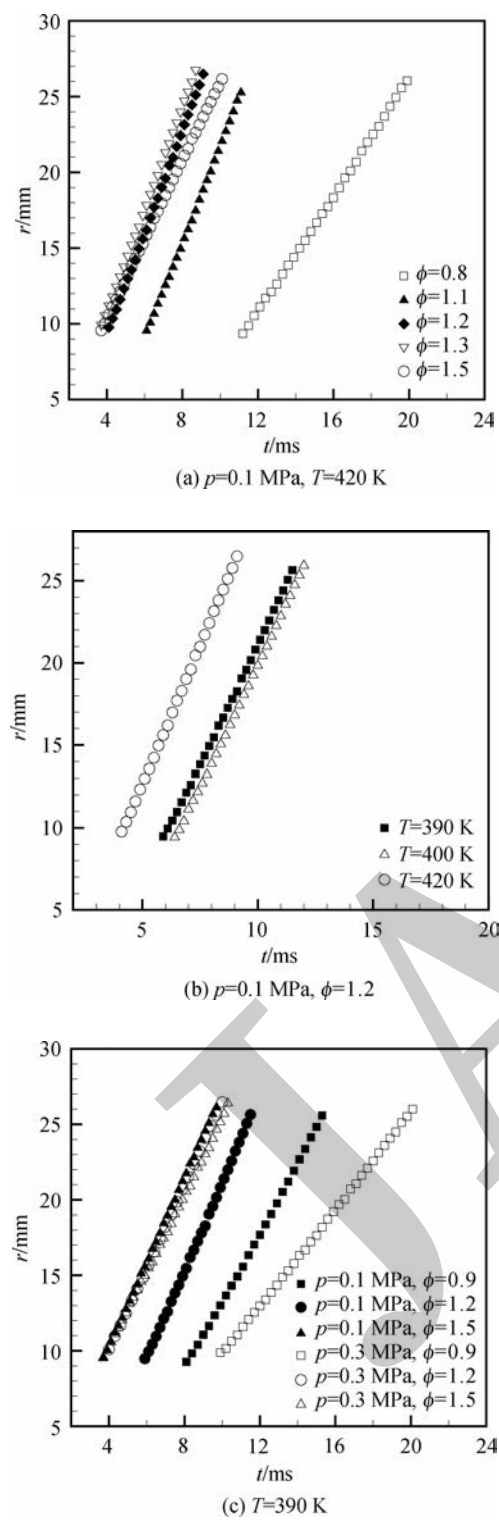


图 6 火焰半径随时间的变化趋势

Fig. 6 Variation trend of flame radius with time

0.8 时最小。当初始温度分别为 390、400 K 时, 火焰半径增长速率差异不明显, 但是当初始温度上升至 420 K 时, 火焰半径增长速率获较大升高。随着初始压力的升高, 火焰半径增长速率逐渐变缓, 且当量比越小, 初始压力对火焰半径增长速率影响越明显。

图 7 显示了不同火焰半径下模拟替代燃料层流燃烧火焰的拉伸火焰传播速率。随着当量比的增加, 拉伸火焰传播速率先增加后降低, 在当量比为 1.2 时达到最大; 当初始温度分别为 390、400 K

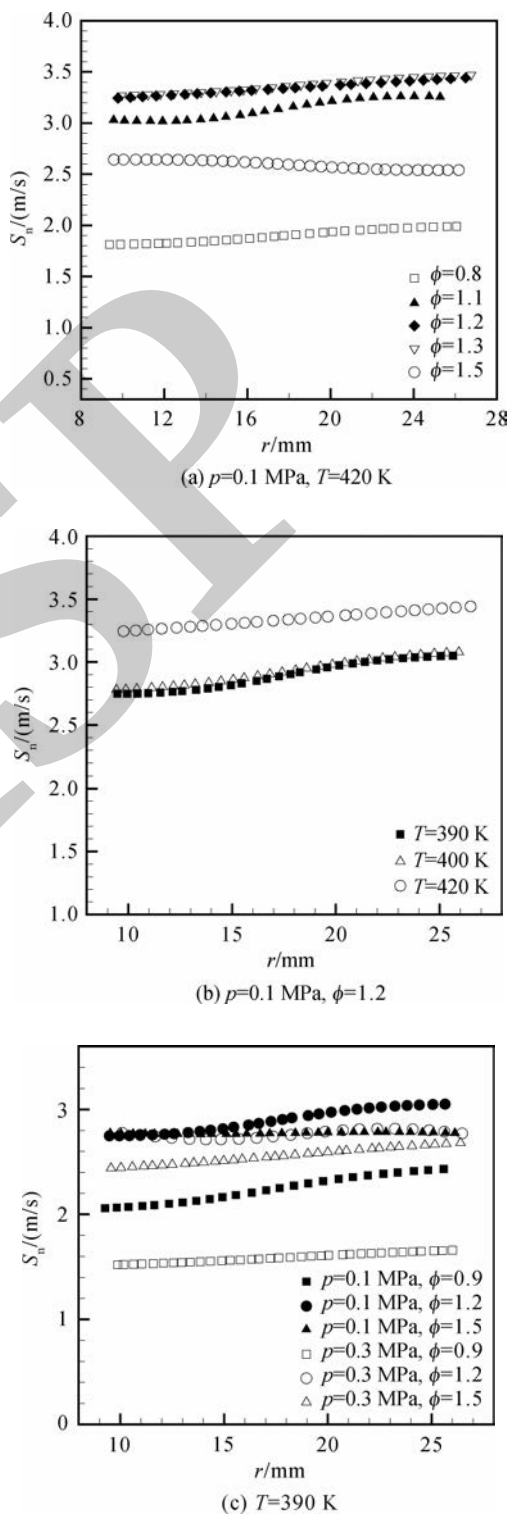


图 7 拉伸火焰传播速率随火焰半径的变化趋势

Fig. 7 Variation trend of stretched flame velocity with flame radius

时,拉伸火焰传播速率随火焰半径的变化趋势基本相同,但当初始温度升高至 420 K 时,拉伸火焰传播速率明显增大。

同时,随着初始压力的升高,拉伸火焰传播速率逐渐降低,且当量比越小时,该变化趋势越明显。

图 8 显示了不同拉伸率下模拟替代燃料层流燃烧火焰的拉伸火焰传播速率。根据式(5)与图 7,可获得不同工况条件下模拟替代燃料层流燃烧火焰的马克斯坦长度 L_b 以及无拉伸火焰传播速率 S_u 。当初始压力为 0.1 MPa、初始温度为 420 K、当量比分别为 0.8、1.1、1.2 时,马克斯坦长度为正值,说明火焰较为稳定,当量比为 1.5 时,马克斯坦长度为负值,说明此时火焰不稳定。当初始温度分别为 390、400 K 时,拉伸火焰传播速率随拉伸率的变化趋势基本相同,说明在此工况下无拉伸火焰传播速率与马克斯坦长度基本相同,但当初始温度升高至 420 K 时,无拉伸火焰传播速率明显增大,但马克斯坦长度值变化不明显;随着初始压力的升高,无拉伸火焰传播速率与马克

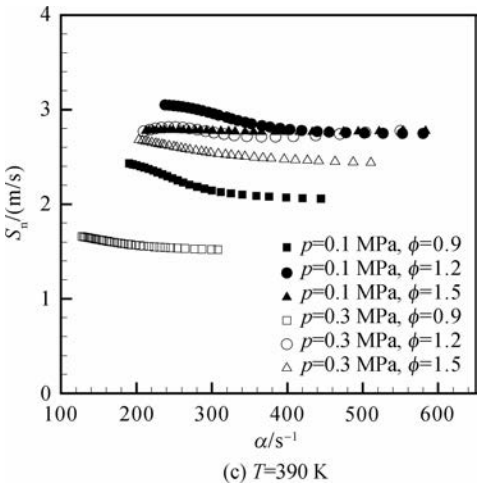


图 8 拉伸火焰传播速率随拉伸率的变化趋势
Fig. 8 Variation trend of stretched flame velocity with flame stretch rate

斯坦长度逐渐降低,且当量比越小时,该变化趋势越明显。

3 层流燃烧特性

图 9 显示了不同工况条件下模拟替代燃料层流燃烧火焰的马克斯坦长度。

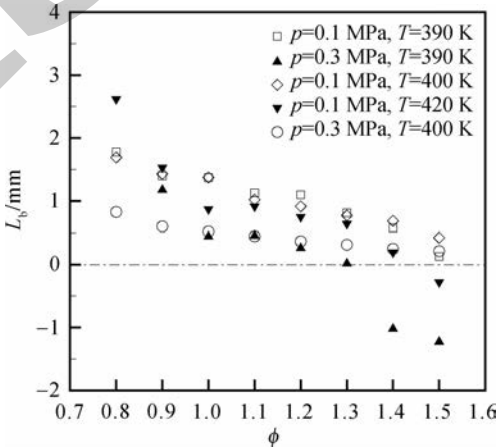
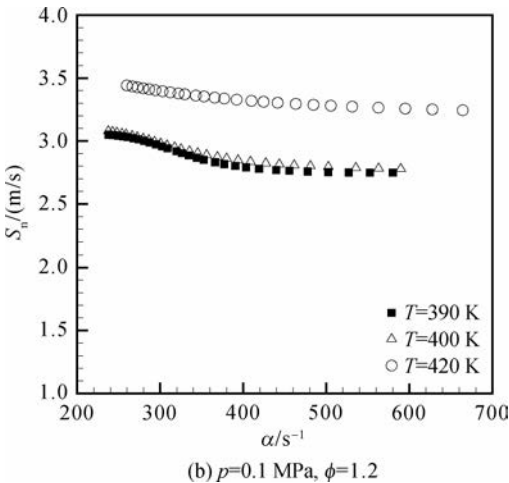
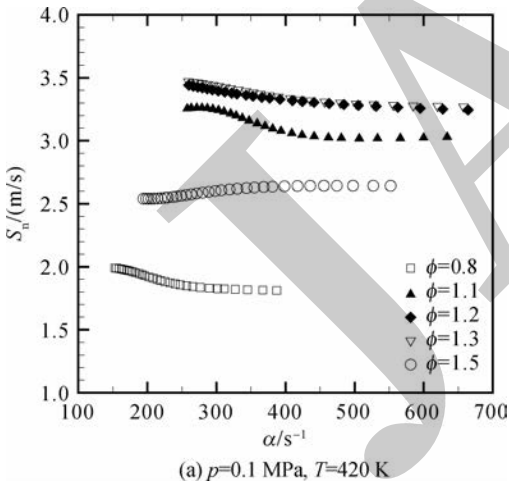


图 9 马克斯坦长度随当量比的变化趋势
Fig. 9 Variation trend of Markstein length with equivalence ratio

从图 9 可以看出,马克斯坦长度随当量比的增加逐渐变小,说明火焰稳定性逐渐变差;同时,当初始压力为 0.3 MPa、初始温度为 390 K、当量比为 1.4 与 1.5 时马克斯坦长度为负值,说明此时火焰不稳定,容易熄灭。随着初始压力的升高,马克斯坦长度逐渐变小;初始温度对马克斯坦长度的影响较小。

图 10 对比了相同工况条件下模拟替代燃料

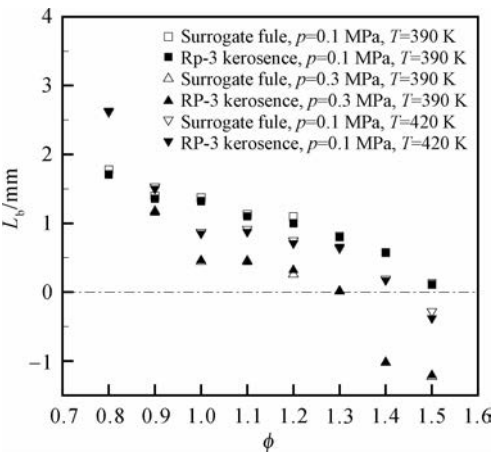


图 10 模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油的马克斯坦长度对比

Fig. 10 Comparison of Markstein lengths of the surrogate fuel and RP-3 aviation kerosene

与 RP-3 航空煤油层流燃烧火焰的马克斯坦长度。从图中可以看出,在相同工况条件下,两者吻合较好。

图 11 显示了不同工况条件下模拟替代燃料的层流燃烧速率,同时,与相应工况下 RP-3 航空

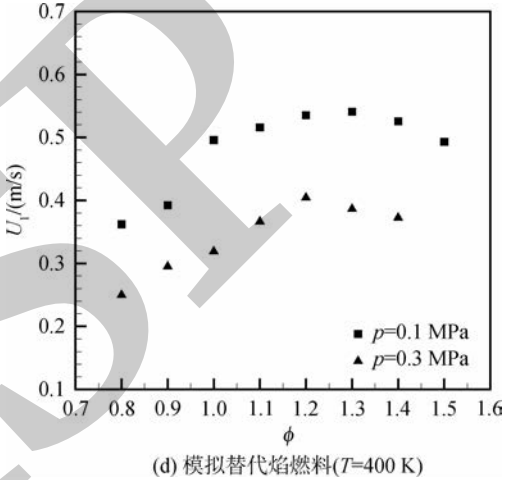
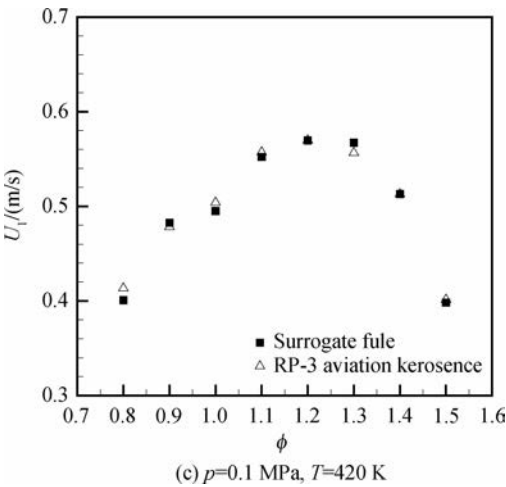
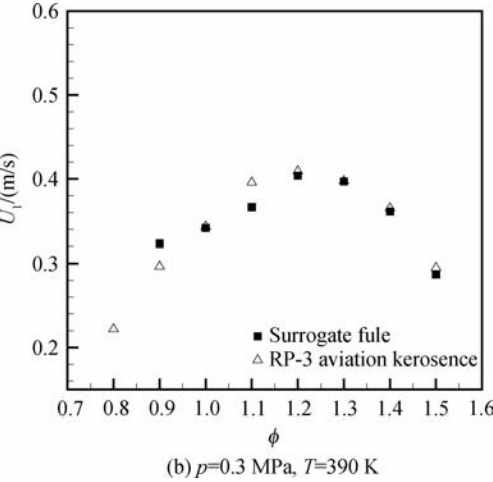
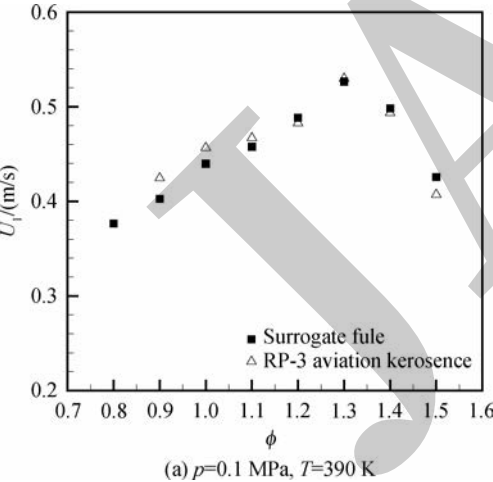


图 11 层流燃烧速率随当量比的变化趋势
Fig. 11 Variation trend of laminar combustion velocity with equivalence ratio

煤油的层流燃烧速率^[20]进行了对比。

从图 11 可以看出,模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油的层流燃烧速率随当量比的增加先增大后减小,在当量比为 1.2 时达到最大;随初始压力的降低或初始温度的升高而逐渐增大;同时,在相同工况条件下,模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油的层流燃烧速率吻合较好。

4 结 论

在定容弹中完成了 RP-3 航空煤油模拟替代燃料在不同工况条件(初始温度、初始压力、当量比)下层流燃烧特性的实验测试,获得了不同工况条件对其燃烧稳定性与层流燃烧速率的影响规律,并与 RP-3 航空煤油相应工况条件下的燃烧特性进行了对比分析。得到以下结论:

1) 当初始压力为 0.1 MPa,初始温度分别为 390、420 K 时,在各当量比条件下,火焰前锋面在

发展过程中始终保持光滑;但是,当初始压力升高至 0.3 MPa 时,在当量比为 0.9 的条件下火焰前锋面在发展过程中保持光滑,但是当量比为 1.2 与 1.5 时,火焰前锋面在发展过程中逐渐出现裂纹与褶皱,表面已不光滑,说明此时火焰稳定性变差。

2) 模拟替代燃料层流燃烧火焰的马克斯坦长度随当量比的增加或初始压力的升高逐渐变小,说明火焰稳定性变差;初始温度对该层流燃烧火焰的稳定性影响较小。

3) 模拟替代燃料的层流燃烧速率随着当量比的增加先增大后减小,在当量比为 1.2 时达到最大;随初始压力的降低或初始温度的升高而逐渐增大;同时,在相同工况下,模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油的层流燃烧速率吻合较好。

参考文献:

- [1] 郭艳龙,张宝诚,乔娟.某型航空发动机燃烧室排气污染物数值模拟[J].航空发动机,2008,34(4):38-41.
GUO Yanlong, ZHANG Baocheng, QIAO Juan. Numerical simulation of pollutant emissions from an aeroengine combustor[J]. Aeroengine, 2008, 34(4): 38-41. (in Chinese)
- [2] 马洪安,解茂昭,曾文,等.航空发动机燃烧室燃烧过程与排放物生成的反应动力学数值模拟[J].航空动力学报,2013,28(2):297-306.
MA Hongan, XIE Maozhao, ZENG Wen, et al. Reaction kinetic simulation of combustion process and emission formation in aero-engine combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 297-306. (in Chinese)
- [3] MASIOL M, HARRISON R M. Aircraft engine exhaust emissions and other airport-related contributions to ambient air pollution: a review [J]. Atmospheric Environment, 2014, 95(1): 409-455.
- [4] 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.
- [5] MENSCH A, SANTORO R J, LITZINGER T A, et al. Sooting characteristics of surrogates for jet fuels[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(3): 1097-1105.
- [6] DUBOIS T G, NIEH S. Selection and performance comparison of jet fuel surrogates for autothermal reforming[J]. Fuel, 2011, 90(4): 1439-1448.
- [7] 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.
- [8] ABIANEH O S, CHEN C P, MAHALINGAM S. Numerical modeling of multi-component fuel spray evaporation process[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 69: 44-53.
- [9] NARAYANASWAMY K, PITSCH H, PEPIOT P. A component library framework for deriving kinetic mechanisms for multi-component fuel surrogates: application for jet fuel surrogates[J]. Combustion and Flame, 2016, 163(1): 288-309.
- [10] KIM D, MARTZ J, VIOLI A. A surrogate for emulating the physical and chemical properties of conventional jet fuel[J]. Combustion and Flame, 2014, 161(4): 1489-1498.
- [11] MUNZAR J D, AKIH-KUMGEH B, DENMAN B M, et al. An experimental and reduced modeling study of the laminar flame speed of jet fuel surrogate components[J]. Fuel, 2013, 113(1): 586-597.
- [12] 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.
ZHENG Dong, YU Weiming, ZHONG Beijing. RP-3 aviation kerosene surrogate fuel and the chemical reaction kinetic model[J]. Acta Physico-Chimica Sinica, 2015, 31(4): 636-642. (in Chinese)
- [13] 徐佳琪,郭俊江,刘爱科,等. RP-3 替代燃料自点火燃烧机理构建及动力学模拟[J]. 物理化学学报, 2015, 31(4): 643-652.
XU Jiaqi, GUO Junjiang, LIU Aike, et al. Construction of autoignition mechanisms for the combustion of RP-3 surrogate fuel and kinetics simulation[J]. Acta Physico-Chimica Sinica, 2015, 31(4): 643-652. (in Chinese)
- [14] 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 Dengbing, LIU Yunpeng, 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. (in Chinese)
- [15] 刘宇,曾文,马洪安,等. RP-3 航空煤油 3 组分模拟替代燃料燃烧反应机理[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2055-2064.
LIU Yu, ZENG Wen, MA Hongan, et al. Combustion reaction mechanism of three-component simulation surrogate fuel for RP-3 kerosene[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9): 2055-2064. (in Chinese)
- [16] 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.
ZENG Wen, LIU Jing, ZHANG Zhibo, et al. A new surrogate fuel of RP-3 kerosene[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2314-2320. (in Chinese)
- [17] HU E J, HUANG Z H, HE J J, et al. Experimental and numerical study on laminar burning characteristics of premixed methane-hydrogen-air flames [J]. International Journal of Hydrogen and Energy, 2009, 34(11): 4876-

4888.

[18]

LAMOUREUX N,CHAUMEIX N D,PAILLARD C E.
Laminar flame velocity determination for H₂-air-He-CO
mixtures using the spherical bomb method[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,2003,27(4):385-393.

[19]

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.

[20]

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.
ZENG Wen,CHEN Xin,MA Hongan,et al. Experiment
on laminar combustion characteristics of RP-3 kerosene
[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30 (12): 2888-
2896. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)