

三种燃料在亚燃冲压燃烧室中的 高空点火特性

王建培, 李 娜, 李江宁

(中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为评估三种液体燃料(航空煤油(RP-3)、高热氧化安定性燃油(RP-3+100)以及煤基合成油(LUAN))的点火特性,在一种小型亚燃冲压燃烧室中开展了高空点火试验。研究表明:三种燃料在所选的试验条件下,均可以实现可靠点火。随着入口气流温度、压力的增加,三种燃料的点火当量比范围增加;随着入口气流速度的增加,三种燃料的点火当量比范围减小。RP-3+100 在不同条件下均具有最高的点火当量比范围,RP-3 与 LUAN 的点火当量比范围较为接近。当入口气流温度、压力和速度发生改变时,RP-3+100 点火当量比范围随外界参数改变的变化程度最低,RP-3 点火当量比范围随外界参数改变的变化程度最高。

关 键 词: 点火当量比范围; 高空点火; 航空燃料; 亚燃冲压发动机; 冲压燃烧室; 蒸发式稳定器

中图分类号: V235.2 **文献标志码:** A

High-altitude ignition characteristics of three fuels in ramjet combustor

WANG Jianpei, LI Na, LI Jiangning
(Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shengyang 110015, China)

Abstract: To investigate the ignition characteristics of three liquid fuels (aviation kerosene (RP-3), high thermal oxidation stability fuel (RP-3+100), high-density liquid hydrocarbon fuel (LUAN)), high-altitude ignition simulated experiment in a small-scale ramjet combustor was conducted. The results showed that the three fuels can be ignited successfully under all selected conditions. With the increase of temperature and pressure of inlet air, the range of ignition equivalence ratio of three fuels became wider. But the increased velocity narrowed the range of ignition equivalence ratio. The range of ignition equivalence ratio of RP-3+100 was the widest among the three fuels at any time. RP-3 and LUAN had a similar range of ignition equivalence ratio. As the extraneous factors, like temperature, pressure, and velocity, changed, RP-3+100 had the narrowest variation of the range of the ignition equivalence ratio, while RP-3 was the widest one.

Key words: range of ignition equivalence ratio; high-altitude ignition; jet fuel; ramjet engine; ramjet combustor; vapor flame holder

航空煤油是喷气发动机使用的主要液体燃料,广泛应用于各种飞机。目前我国各类飞机普遍采用 3 号喷气燃料(RP-3)^[1]对燃烧室进行供油,同时对飞机润滑系统和燃料系统进行冷却。

随着航空发动机技术的不断进步,喷气式飞机的飞行速度越来越快。当飞机以超声速飞行时,飞机的表面将会被加热,燃料油箱的温度将会增加,燃油温度也随之升高。在高温和氧气的作用下,燃料发生化学反应,生成固态不溶解沉淀物,堵塞喷嘴、管路等部件,对发动机的性能产生影响^[2-3]。为了保证飞机的安全飞行,航空燃油必须具备良好的热氧化安定性,降低燃料的热氧化程度。为此,通过向航空煤油中添加特定的添加剂,提升燃料的热氧化安定性,形成了高热氧化安定性燃油^[2-3]。

我国是典型的多煤少油能源结构,通过制备煤基合成高密度燃油可以降低对石油的依赖程度^[4-6],保证燃料的安全供给。同时,通过制备高密度合成油,可以在有限的油箱内携带更多地燃油,有效提升飞机的续航性能^[5-6]。

涡轮基组合循环发动机(turbine-based combined cycle, TBCC)由燃气涡轮发动机和冲压发动机组合而成,实现了从低马赫数到高马赫数的飞行^[7-8]。TBCC 作为未来空天飞机的一种重要动力选择,越来越多的国家、研究机构投入到这项研究工作中^[7-11]。

配装 TBCC 的飞机,在高马赫数飞行时,飞机表面被加热,高热氧化安定性燃油将会以优异的热氧化安定性,满足 TBCC 的使用需求。而当 TBCC 携带高密度合成燃油后,可以有效提升飞机的航程。因此,有必要对高热氧化安定性燃油以及煤基合成高密度燃油在 TBCC 中的应用进行研究。

在串联式 TBCC 中,当发动机工作在飞行包线高空左边界时,加力/冲压燃烧室入口气流温度、压力以及速度较低,燃油雾化蒸发效果差,点火困难,是加力/冲压燃烧室点火设计的难点。而加力/冲压燃烧室高空左边界的点火能力决定了飞机在高空低速飞行的加速性能。因此,有必要对加力/冲压燃烧室的高空点火行为进行研究。

由于军用战机对加力接通时间具有严格要求,在加力/冲压燃烧室点火设计中,通常在贫、富油点火边界内选择一点火当量比,进行阶跃式供油设计,让燃烧室快速达到设计点火油气比,实现加力/冲压燃烧室的快速、可靠点火。

在工程设计中,由于发动机对加力/冲压燃烧室压力突增存在要求,以及燃油系统最小供油量的限制,初始供油点火当量比通常不是化学恰当油气比。为了满足发动机总体以及加力/冲压燃烧室自身点火的需求,加力/冲压燃烧室的点火当量比(富油点火当量比减去贫油点火当量比的值)范围越宽,初始供油点火当量比的可选择性越多,点火过程抵御初始供油压力波动的能力越强,加力/冲压燃烧室点火可靠性越高,点火性能越优异。

本文将对航空 3 号煤油(RP-3)、一种高热氧化安定性燃油(RP-3+100)以及一种煤基合成高密度燃油(LUAN)在一种小型亚燃加力/冲压燃烧室中开展高空点火试验研究,获取三种燃料在不同温度、压力和速度条件下的点火特性,评估高热氧化安定性燃油(RP-3+100)以及煤基合成高密度燃油(LUAN)在加力/冲压燃烧室中的点火性能。

1 试验系统及试验工况

依据发动机总体设计需求,设计了图 1 所示的试验件,为了简化说明,后文将对加力/冲压燃烧室统一称为冲压燃烧室。冲压燃烧室由供油系统、稳定器、点火系统以及机匣组成。在冲压燃烧室中,采用了一种蒸发式稳定器作为火焰稳定装置,点火过程在稳定器后方回流区内开展,其结构见图 2。

本试验在环形试验通道中开展,试验系统见图 3。试验中,气体温度由电加热系统控制,气体压力和速度由供气系统、排气系统共同保证。试验件筒体开有观察窗,通过高速摄像机可以实时观测试验件内点火燃烧情况。

点火具体过程为:当入口气流参数达到预定值后,通过供油系统快速向试验件内部供油,油量达到设定值后,点火电嘴进行点火。此时,通过观察窗观测点火试验情况,当火焰持续稳定后,认定点火成功。不断调整供油量,获取该状态下的贫、富油点火当量比。为了保证试验的准确性,每组试验重复三次以上。

试验点火当量比 ϕ 计算公式如下:

$$\phi = \frac{\dot{m}_f}{f_a \dot{m}_a} \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_f$ 为燃烧室点火成功时的燃油流量, $\dot{m}_a$ 为空气流量, f_a 为化学恰当油气比。本试验进气为纯净空气,RP-3 的化学恰当油气比为 0.068,为简化计算将 RP-3+100 以及 LUAN 的化学恰当油气比也取为 0.068。

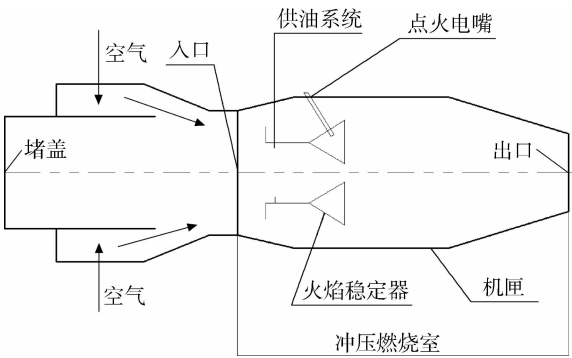


图 1 冲压燃烧室结构简图

Fig. 1 Sketch of the ramjet combustor

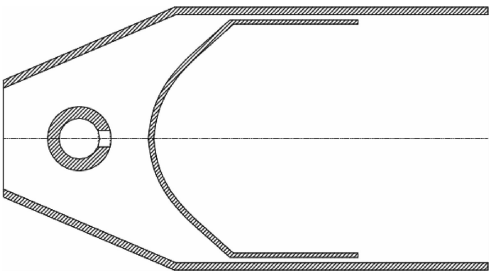


图 2 蒸发式稳定器结构简图

Fig. 2 Sketch of the vapor flame holder

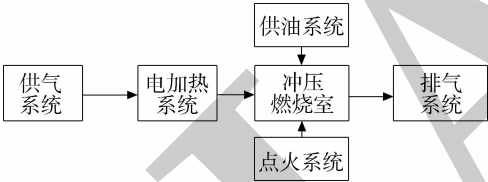


图 3 试验系统图

Fig. 3 Sketch of the experimental system

点火当量比范围 $\Delta\phi$ 定义如下：

$$\Delta\phi = \phi_i - \phi_p \quad (2)$$

式中 ϕ_i 为富油点火当量比, ϕ_p 为贫油点火当量比。

试验需要考察入口气流温度(T)、压力(p)以及无量纲速度(V)对燃料点火特性的影响,具体试验工况见表 1。

表 1 试验条件

Table 1 Experimental conditions

工况	温度/K	压力/kPa	速度
1	390	81	1.0
2	480	81	1.0
3	373	73.3	1.0
4	373	99.4	1.0
5	373	73.3	1.6

三种液体燃料分别为航空燃油(RP-3)、高热氧化安定性燃油(RP-3+100)和一种煤基合成高密度燃油(LUAN)。其中,前两种燃油的密度为 0.83 g/mL,煤基燃油的密度为 0.87 g/mL; RP-3+100 的热氧化温度比 RP-3 高 50K,LUAN 的热氧化温度未知。

2 结果与讨论

2.1 三种燃料在不同条件下的点火特性

在选定的高空试验状态点,三种燃料均实现了可靠点火,点火成功图像如图 4 所示。这表明设计的冲压燃烧室在高空具有优良的点火性能,可以满足冲压燃烧室高空点火需求。

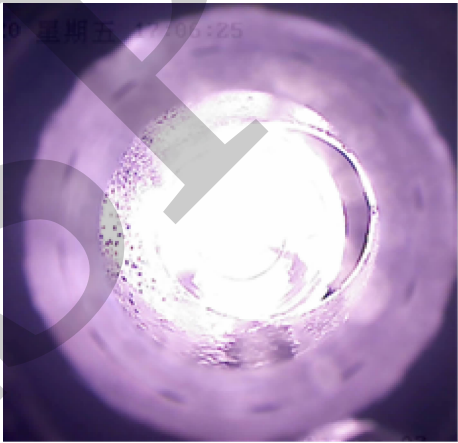
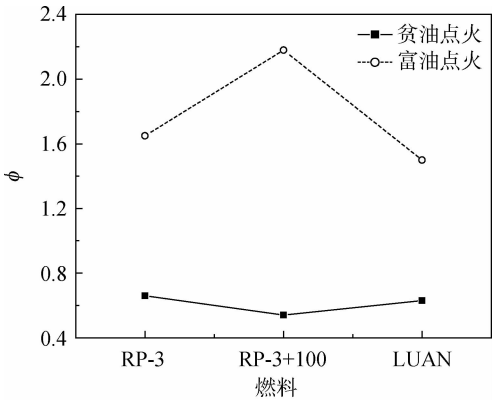


图 4 冲压燃烧室点火成功照片

Fig. 4 Picture of successful ignition of ramjet combustor

为了对比三种燃料在燃烧室中的点火特性,将三种燃料在不同试验条件下的点火边界绘制于图 5。由图可知,在所选定的所有试验工况下,RP-3+100 均具有最小的贫油点火当量比以及最大的富油点火当量比。RP-3 与 LUAN 两种燃料



(a) $T=390\text{ K}$, $p=81\text{ kPa}$, $V=1.0$

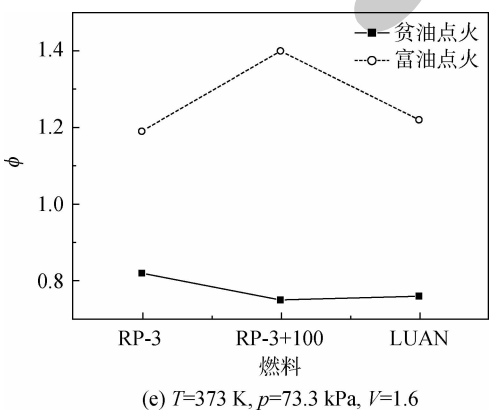
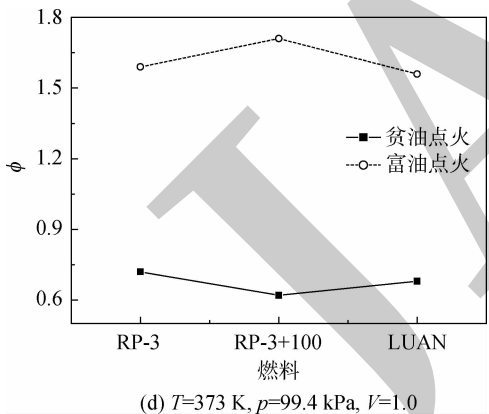
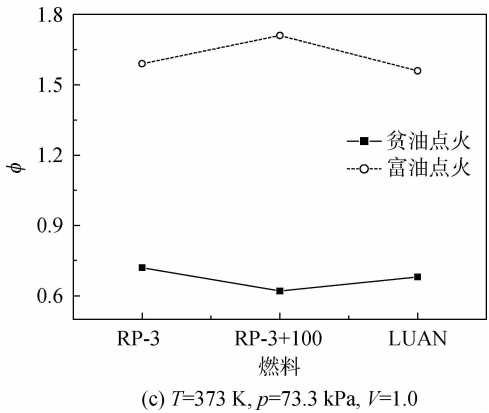
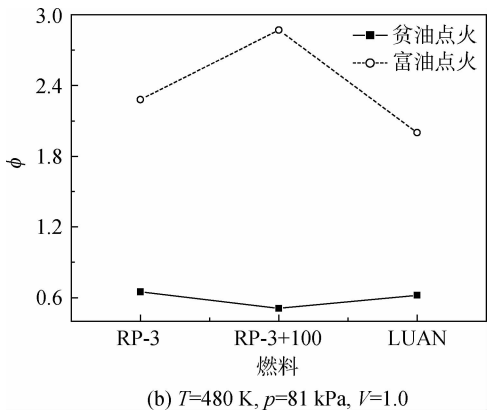


图 5 三种燃料在不同试验条件下的点火边界
Fig. 5 Ignition limit of three fuels under different experimental conditions

的贫、富油点火当量比在各种工况下差异较小。

对 RP-3+100 和 RP-3 的点火性能进行对比分析可知,通过向 RP-3 中添加一定量的添加剂形成 RP-3+100 后,燃料在冲压燃烧室内的贫、富油点火边界发生改变,点火当量比范围增加,燃料点火性能增强。而 RP-3 与 LUAN 在所选的试验条件下,具有相似的点火边界,高空点火性能较为接近。

2.2 三种燃料的在不同温度条件下的点火特性

为了研究三种燃料在不同温度下的点火特性,图 6 中给出了三种燃料在温度(T)为 390 K 和 480 K 两种条件下的贫、富油点火边界。由图可知,随着入口气流温度的升高,三种燃料的贫油点火当量比降低,富油点火当量比升高,且富油点火当量比增加的程度大于贫油点火当量比降低的程度。

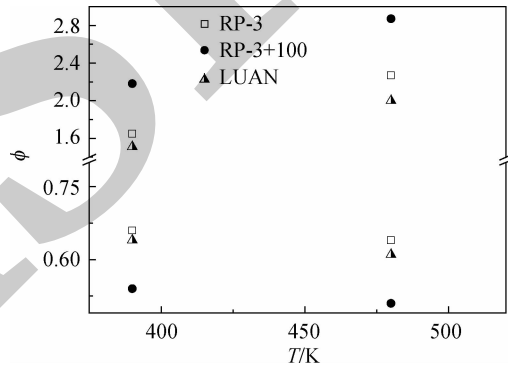


图 6 三种燃料在不同入口气流温度下的点火边界
Fig. 6 Ignition limit of three fuels under different temperatures

由相关文献[12-14]可知,入口气流温度 T 与最小点火能量 E 之间的关系如下:

$$E \propto \exp(-\alpha T) \tag{3}$$

式中 α 为对给定燃料的一个常数。由式(3)可得:入口气流温度越高,点火所需的最小点火能量 E 越低。

在本试验条件下,入口气流温度、压力和速度较低,点火过程为气液两项燃烧过程,燃烧释放的热量还需要加热液态的油珠,实现燃油的蒸发。当入口气流温度升高后,液态油珠气化所需的热量降低,对燃烧释热量的需求下降。

当入口气流温度升高后,燃料点火所需的最小点火能量 E 减少,燃油蒸发所需的热量降低,较小的燃烧释热量就可以实现燃料的点火。因此,在贫油点火过程中,所需的燃油流量减少,贫

油点火当量比降低;在富油点火过程中,可以加入更多的燃油,富油点火当量比升高。

与贫油点火相比,在富油点火过程中,稳定器回流区内油珠的比例更高,油珠蒸发所需的热量更多。因此,当入口气流温度升高后,富油点火过程中油珠气化所需的热量下降程度将大于贫油点火过程热量需求下降的程度,富油点火当量比增加的程度将大于贫油点火当量比降低的程度。

当冲压燃烧室入口气流温度升高后,三种燃料的贫油点火当量比降低,富油点火当量比升高,点火当量比范围($\Delta\phi$)增加(图 7),点火性能增强。

入口气流压力 p 的 $1\sim 2$ 次方成反比,即

$$E \propto \frac{1}{p^{1\sim 2}} \tag{4}$$

随着入口气流压力的升高,点火过程所需的最小点火能量降低。较低的贫油点火当量比以及较高的富油点火当量比就可以实现燃烧室的点火。

在本试验所选的试验条件下,燃油雾化效果差,抑制了点火过程的开展。当入口气流压力升高后,燃油的雾化效果增强,有利于点火过程的开展,进而导致贫油点火当量比降低,富油点火当量比升高。

当入口气流压力升高后,燃料点火所需的最小点火能量 E 降低,同时燃油雾化效果增强,燃料的点火当量比范围增加(图 9),点火性能增加。

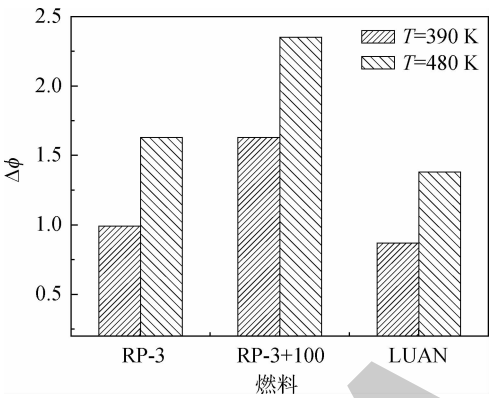


图 7 三种燃料在不同入口气流温度下的点火当量比范围($p=81\text{ kPa}$, $V=1.0$)

Fig. 7 Range of ignition equivalence ratio of three fuels under different temperatures ($p=81\text{ kPa}$, $V=1.0$)

2.3 三种燃料的在不同压力条件下的点火特性

图 8 给出了三种燃料在不同入口气流压力条件下的点火边界。由图可知,当入口气流压力由 77.3 kPa 升高至 99.4 kPa ,贫油点火当量比降低,富油点火当量比升高。

由相关文献[15-16]可知,最小点火能量 E 与

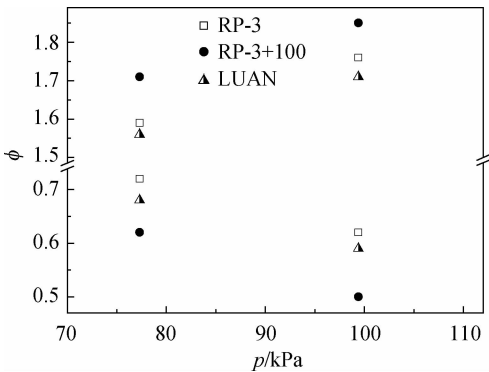


图 8 三种燃料在不同入口气流压力下的点火边界

Fig. 8 Ignition limit of three fuels under different pressures

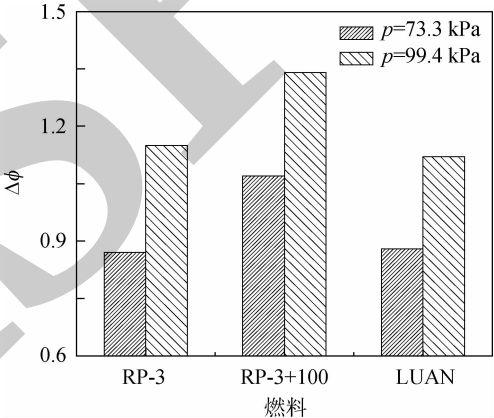


图 9 三种燃料在不同入口气流压力下的点火当量比范围($T=373\text{ K}$, $V=1.0$)

Fig. 9 Range of ignition equivalence ratio of three fuels under different pressures ($T=373\text{ K}$, $V=1.0$)

2.4 三种燃料的在不同速度条件下的点火特性

当燃烧室入口气流速度增加后,三种燃料的贫油点火当量比增加,富油点火当量比降低,点火边界变窄,如图 10 所示。

相关文献研究[17-18]表明,燃料点火所需的最小点火能量 E 随气流速度的增加线性增加。当入口气流速度增加后,燃料点火所需最小点火能量 E 增加,点火过程需要燃料燃烧释放更多的热量,进而导致贫油点火当量比增加,富油点火当量比降低。

依据前文可知,在本试验条件下,燃料的雾化效果较差,抑制了点火过程的开展。当气流速度增加后,燃油的雾化效果增强,将促进点火的开展。

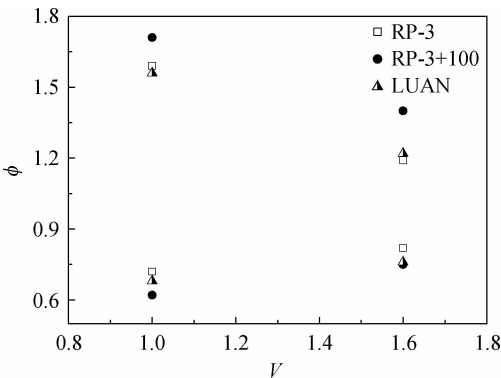


图 10 三种燃料在不同入口气流速度下的点火边界

Fig. 10 Ignition limit of three fuels under different velocities

在本试验所研究的范围内,随着气流速度的增加,三种燃料在燃烧室内的点火边界变窄,这表明最小点火能量增加对点火的恶化程度要大于雾化效果增强对点火改善的程度。

当入口气流速度增加后,三种燃料的点火边界变窄,点火当量比范围降低(图 11),点火性能下降。

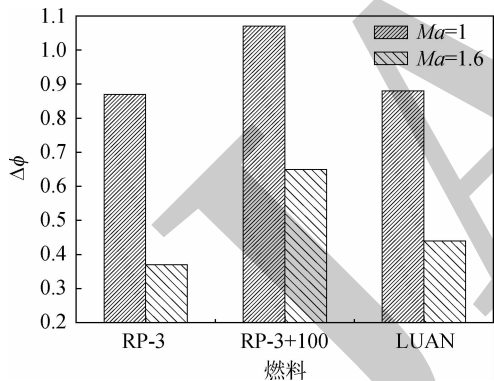


图 11 三种燃料在不同入口气流速度下的点火当量比范围($T=373\text{ K}$, $p=73.3\text{ kPa}$)

Fig. 11 Range of ignition equivalence ratio of three fuels under different velocities ($T=373\text{ K}$, $p=73.3\text{ kPa}$)

2.5 三种燃料点火当量比对外界因素改变的变化程度

通过对三种燃料在不同温度、压力和速度下进行点火研究发现,当外界参数发生变化后,三种燃料的点火当量比范围发生变化。而点火当量比范围随外界参数改变的变化程度,可以表征燃料点火特性对外界参数的敏感程度。通过对点火当量比范围随外界参数改变的变化程度进行研究,可以对三种燃料在不同外界参数下的点火当量比

范围进行对比预测。为此,定义了燃料点火当量比范围随外界参数改变的变化程度 D

$$D = \frac{|\Delta\phi_2 - \Delta\phi_1|}{\Delta\phi_1} \times 100\% \tag{5}$$

式中 $\Delta\phi_1$ 为外界参数变化前的点火当量比范围, $\Delta\phi_2$ 为外界参数变化后的点火当量比范围。为了统一研究,将状态 1 设为低状态,状态 2 设为高状态。

由于温度、压力以及速度无法进行归一化处理,因此将不对三种因素的影响进行横向对比。图 12 中给出了三种燃料点火当量比范围随温度、压力和速度改变的变化程度 D 。由图可知,当温度、压力以及速度变化后,RP-3 点火当量比的变化程度 D 最大,RP-3+100 点火当量比的变化程度 D 最小,LUAN 点火当量比的变化程度 D 居中。

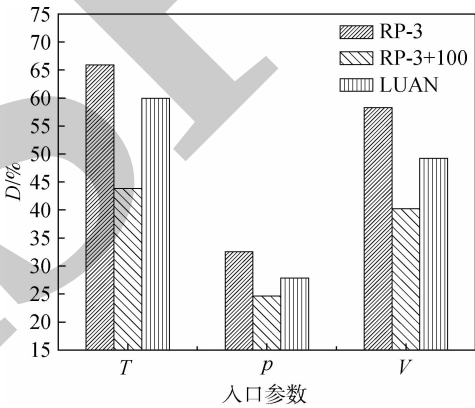


图 12 入口参数对三种燃料点火当量比范围变化程度的影响

Fig. 12 Change degree of range of ignition equivalence ratio with inlet parameters

当入口气流温度、压力以及速度增加后,RP-3+100 点火当量比范围变化程度 D 小于 RP-3。而在试验研究的低温、低压、低速条件下,RP-3+100 点火当量比范围大于 RP-3 点火当量比范围。因而可以推测,随着入口气流温度、压力和速度的增加,RP-3 的点火当量比范围将逐渐接近 RP-3+100,两种燃料的点火性能逐渐接近。两者在点火特性方面的差异主要体现在低温、低压和低速条件下。

LUAN 点火当量比范围变化程度 D 与 RP-3 较为相近。同时,在试验的低温、低压以及低速条件下,两者具有相近的点火当量比范围。可以推测,随着入口参数的提高,LUAN 与 RP-3 仍具有相近的点火性能,这为 LUAN 在亚燃冲压燃烧室中的应用提供了一个正向证据。

3 结 论

通过对三种燃料在一种小型亚燃冲压燃烧室中进行点火试验,获取了三种燃料在高空的点火特性,得出如下结论:

1) 在所选高空点火试验条件下,三种燃料均能在冲压燃烧室中可靠点火。其中,RP-3+100具有最大的点火当量比范围,RP-3与LUAN的点火当量比范围较为接近。

2) 在高空点火条件下,三种燃料点火当量比范围随着燃烧室入口气流温度和压力的升高而升高,随着入口气流速度的增加而降低。

3) 三种燃料点火当量比范围随着入口参数改变的变化程度不同,RP-3点火当量比范围随外界参数改变的变化程度最高,RP-3+100点火当量比变化范围随外界参数改变的变化程度最低,LUAN点火当量比变化范围随外界参数改变的变化程度居中。

参考文献:

- [1] 童升华. 国产燃油理化性能与易燃性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
TONG Shenghua. Research on physicochemical characteristics and flammability of domestic fuels[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [2] 贺越康,史永刚,林科宇,等. 喷气燃料热氧化安定性的研究综述[J]. 当代化工,2008,47(1):145-151.
HE Yuekang, SHI Yonggang, LIN Keyu, et al. Review on thermal oxidation stability of jet fuel[J]. Contemporary Chemical Industry, 2008, 47(1): 145-151. (in Chinese)
- [3] 张冬梅,张怀安,曹文杰,等. 喷气燃料热安定性对飞机发动机的影响[J]. 航空制造技术,2008(13):91-93.
ZHANG Dongmei, ZHANG Huaian, CAO Wenjie, et al. Effects of the heat stability of the jet fuel on the aero engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008 (13): 91-93. (in Chinese)
- [4] 邹吉军,张香文,王莅,等. 高密度液体碳氢燃料合成及应用进展[J]. 含能材料,2007,15(4):411-415.
ZOU Jijun, ZHANG Xiangwen, WANG Li, et al. Progress on the synthesis and application of high-density liquid hydrocarbon fuels[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2007, 15(4): 411-415. (in Chinese)
- [5] 潘伦,邓强,鄂秀天凤,等. 高密度航空航天燃料合成化学[J]. 化学进展,2015,27(11):1531-1541.
PAN Lun, DENG Qiang, E Xiutianfeng, et al. Synthesis chemistry of high-density fuels for aviation and aerospace propulsion[J]. Progress in Chemistry, 2015, 27(11): 1531-1541. (in Chinese)
- [6] 王鑫. 航空替代燃料的曙光[J]. 中国民用航空,2009,98

(2):64-67.

WANG Xin. CTL/GTL synthetic fuel, the dawn of the aviation alternative fuels[J]. China Civil Aviation, 2009, 98 (2): 64-67. (in Chinese)

- [7] MCNELIS N, BARTOLOTTA P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator[R]. AIAA-2005-3250, 2005.
- [8] BARTOLOTTA P A, MCNELIS B. High speed turbines: development of a turbine accelerator (RTA) for space access[R]. AIAA-2003-6943, 2003.
- [9] 王巍巍,郭琦,曾军,等. 国外 TBCC 发动机发展研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2012,25(3):58-61.
WANG Weiwei, GUO Qi, ZENG Jun, et al. TBCC technology research abroad[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(3): 58-61. (in Chinese)
- [10] 朱志新,何小民,薛冲,等. 涡轮基组合循环发动机超级燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报,2015,30(9):2115-2221.
ZHU Zhixin, HE Xiaomin, XUE Chong, et al. Experiment on performance of a hyper-combustor utilized in turbine based combined cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9): 2115-2221. (in Chinese)
- [11] 张冬青,宋文艳,柴政,等. 组合循环发动机飞机/发动机性能一体化分析[J]. 航空动力学报,2017,32(10):2498-2508.
ZHANG Dongqing, SONG Wenyan, CHAI Zheng, et al. Aircraft/engine performance integrated analysis on combined cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2498-2508. (in Chinese)
- [12] FOSTER H H. Ignition-energy requirements in a single tubular combustor[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA RM E51A24, 1951.
- [13] FOSTER H H, STRAIGHT D M. Effect of fuel volatility characteristics on ignition-energy requirements in a turbo-jet combustor[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA RM E52J21, 1951.
- [14] ARMSTRONG J C, WILSTED H D. Investigation of several techniques for improving altitude-starting limits of turbo-jet engines[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA RM E52I03, 1952.
- [15] METZLER A J. Minimum ignition energies of six pure hydrocarbon fuels of the C2 and C6 series[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA RM E52F27, 1952.
- [16] METZLER A J. Minimum spark-ignition energies of twelve pure fuels at atmospheric and reduced pressure[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA RM E53H31, 1953.
- [17] SWETT C C. Spark ignition of flowing gases I, energies to ignite propane-air mixtures in pressure range of 2 to 4 inches mercury absolute[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA RM E9E17, 1949.
- [18] SWETT C C. Spark ignition of flowing gases IV, theory of ignition of nonturbulent and turbulent flow using long-duration discharges[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA RM E54F29a, 1954.

(编辑:叶青、陈越)