

RP-3 和 RP-5 燃油对全环直流燃烧室 点火性能的影响

张靖旋, 汤卓, 王利, 张德宝

(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要:以某全环直流燃烧室为研究对象,分别采用 RP-3 和 RP-5 燃油在模拟高空环境的点火试验台上开展全环直流燃烧室高空环境点火试验,对比两种燃油下的点火性能差异。结果表明:全环直流燃烧室单油路气动雾化喷嘴供油压力为 0.05 MPa 时可实现完全雾化;与采用 RP-3 燃油相比采用 RP-5 燃油时,燃烧室点火边界范围窄 23%,燃烧室着火时间长 0.6~5.5 s,燃烧室联焰时间长 0.1~5.1 s,周向联焰时间短 0~3.7 s;采用 RP-3 燃油时燃烧室点火高度可达 6 km,采用 RP-5 燃油时燃烧室点火高度达 5.5 km。

关键词:燃油;气动雾化喷嘴;全环直流燃烧室;高空点火;性能差异

中图分类号:TK221

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2025.04.007

[引用本文格式]张靖旋,汤卓,王利,等. RP-3 和 RP-5 燃油对全环直流燃烧室点火性能的影响[J]. 热能动力工程,2025,40(4):64-72. ZHANG Jingxuan, TANG Zhuo, WANG Li, et al. Effect of RP-3 and RP-5 jet fuel on ignition performance of full annular direct-flow combustor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(4):64-72.

Effect of RP-3 and RP-5 Jet Fuel on Ignition Performance of Full Annular Direct-Flow Combustor

ZHANG Jingxuan, TANG Zhuo, WANG Li, ZHANG Debao

(AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, China, Post Code: 412002)

Abstract: Taking a full annular direct-flow combustor as research object, high altitude ignition tests of full annular direct-flow combustor using RP-3 and RP-5 jet fuels were conducted on simulated high altitude ignition test rig, respectively, and the ignition performance difference between two jet fuels was compared. The results show that the airblast atomizer with single oil circuit in full annular direct-flow combustor can be totally atomized at fuel pressure of 0.05 MPa. By using RP-5 jet fuel, the combustor ignition boundary is 23% narrower, the kernel forming time is 0.6-5.5 s longer, the combustor flame expansion time is 0.1-5.1 s longer, and the light-round-time of different jet fuels is 0-3.7 s shorter compared with using PR-3 jet fuel. The combustor ignition altitude of RP-3 can achieve 6 km, while that of RP-5 can achieve 5.5 km.

Key words: jet fuel, airblast atomizer, full annular direct-flow combustor, high altitude ignition, performance difference

引言

发动机的点火性能作为考核发动机性能的一个

重要指标,要保障发动机点火起动的性能及在高空熄火后能迅速再点火,发动机燃烧室必须具备良好的点火性能。而高空、高原的低温、低压环境条件对燃烧室点火性能有很大的影响,从而影响发动机起

动,如大气温度变化将引起空气密度变化、燃油密度变化、燃油粘性变化等^[1-2]。

目前航空发动机普遍采用环形燃烧室结构,环形燃烧室的点火和火焰传播特性受到不同点火模式、点火特性、点火可靠性、燃料特性、燃烧稳定性及喷雾燃烧等许多因素的影响^[3]。

国产3号喷气燃料(以下简称RP-3燃油)是目前我国航空领域常用的燃料。国产5号喷气燃料(以下简称RP-5燃油)RP-5与RP-3燃油热值接近,但其闪点较RP-3高、密度也更大,因此相同的油箱可装载更多的燃油量,可提高续航性。樊玮鹏等人^[4]开展了JP-5蒸汽-空气预混气体爆燃及燃烧抑制特性试验,获得了可燃物浓度、容积等因素对火焰传播速度、温度的影响。任伟等人^[5]通过分析得出RP-5燃油的蒸发性能优于RP-3燃油,而燃烧完全性劣于RP-3燃油,排烟和积碳也更大。

燃油雾化特性方面,王家俊等人^[6]对离心喷嘴在不同进口燃油温度(-40~80℃)下进行雾化特性试验,试验结果表明,离心喷嘴的雾化粒径值SMD在低温区间随燃油温度升高而减小。于小兵等人^[7]开展了不同供油压力下RP-3和RP-5燃油对双油路离心喷嘴雾化特性的影响试验研究,研究表明,双油路同时供油时,RP-5燃油的SMD大于RP-3燃油,且油滴速度也显著高于RP-3燃油。

试验件高空点火特性研究方面,陈能坤等人^[8]研究了燃油温度对高空点火性能的影响,研究表明,随着温度和压力降低,着火的速度-压力边界急剧缩小,导致高空再点火难度增大。祁斌等人^[9]采用不同燃油进行发动机低温起动性能试验,试验表明,采用RP-5燃油时,发动机最低能在-20℃下起动成功,而采用RP-3燃油时,发动机可在-40℃起动成功。王良等人^[10]开展了全环回流燃烧室在不同燃油下的高空点火试验,试验表明,RP-3燃油的点火边界比RP-5燃油宽20%,RP-5燃油在-40℃时不能点火成功。王凯兴等人^[11]对燃烧室进行高空低温低压点火试验及数值模拟研究,结果表明,燃烧室进口空气压力对点火边界的影响远高于进气温度的影响。张险等人^[12]以全环回流燃烧室为研究对

象,采用气动雾化喷嘴进行地面点火试验,结果表明,采用气动雾化喷嘴,增加气流速度有利于燃烧室地面点火。

在环形燃烧室周向点火过程方面,国内外众多学者进行了研究。Machover等人^[13-14]和令狐昌鸿等人在环形燃烧室模型中均观察到“锯齿形传播”周向点火联焰模式。另外,国外学者关于点火模式、喷嘴间距、燃料种类、点火位置等因素对环形燃烧室周向点火时间的影响,也均做了深入研究。文献^[15-18]研究表明,周向点火时间随喷嘴间距的缩短而减小,不同点火模式的周向点火时间不同,气态燃料较液体燃料的周向点火时间短,而点火位置的变化对点火时间影响不明显。

目前文献研究中,未有学者采用全环直流燃烧室进行不同燃油下的高空点火试验研究。因此,本研究以小型全环直流燃烧室为研究对象,采用RP-3燃油和RP-5燃油分别进行高空点火试验,对比分析全环直流燃烧室在两种燃油下的高空点火性能差异。

1 研究方法

1.1 研究对象

本文试验研究对象为小型全环直流燃烧室。该燃烧室采用单油路气动雾化喷嘴对燃油进行雾化。全环直流燃烧室结构及内部流动示意图如图1所示。

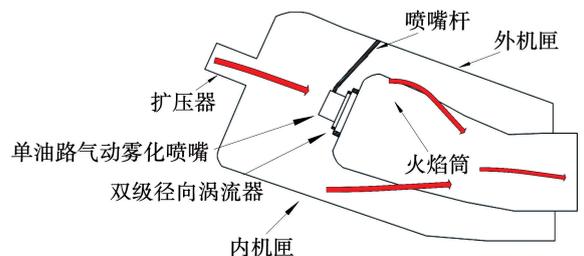


图1 全环直流燃烧室结构示意图

Fig.1 Structural diagram of a full annular direct-flow combustor

1.2 试验系统简介

1.2.1 试验系统简介

图2为喷嘴雾化试验系统结构示意图。试验系

统包括供排气系统、供油系统和喷雾室。试验时,将喷嘴放入喷雾室进行喷嘴雾化试验。

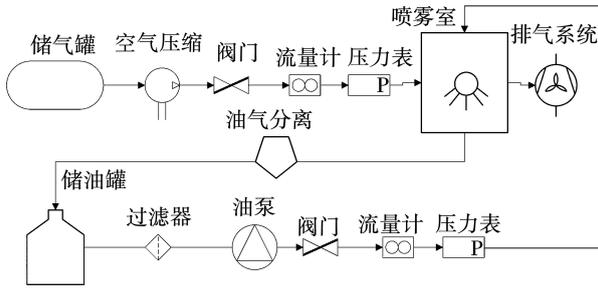


图 2 喷嘴雾化试验系统结构示意图

Fig.2 Structural diagram of atomization experimental system of airblast atomizer

图 3 为单油路气动雾化燃油喷嘴结构示意图。该喷嘴由喷孔、壳体、涡流片等组成。燃油经过喷嘴杆进入,后通过喷嘴带有的涡流片之后从喷孔喷出,空气从喷嘴壳体上的防积碳孔进入,在喷嘴出口处与燃油混合,增强雾化,防止喷口积碳。分别选取单个喷嘴件和喷嘴匹配涡流器的组合件进行雾化特性试验。

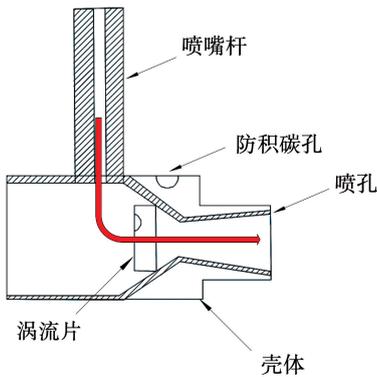


图 3 单油路气动雾化喷嘴结构示意图

Fig.3 Structural diagram of an airblast atomizer with single oil circuit

1.2.2 喷雾测量系统及方法

图 4 为喷雾测量系统。测量系统主要包括高分辨率的 CCD 相机、LED 灯、喷雾室。图 5 为喷雾锥角测量方法。以喷嘴中心点为测量中心,喷雾测量系统通过通过设定固定的测量距离 d 来确定喷雾在该测量距离上的分布位置,从而测量计算角度 α 。

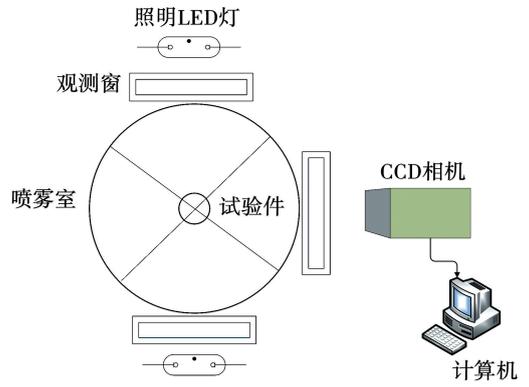


图 4 喷雾测量系统示意图

Fig.4 Schematic diagram of spray measurement system

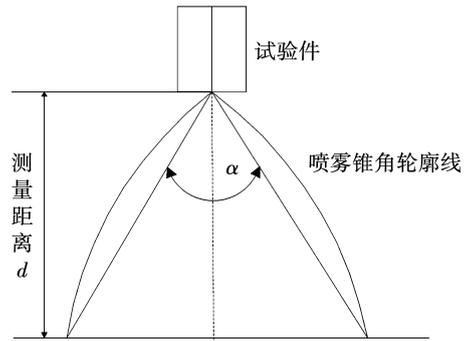


图 5 喷雾锥角测量方法

Fig.5 Spray cone angel measuring method

1.3 点火试验系统

1.3.1 试验系统简介

燃烧室模拟高空点火试验在低温低压燃烧室试验台进行。试验台系统主要由低温进气装置、稳压器、高空试验舱、燃气冷却器、点火系统等,如图 6 所示。

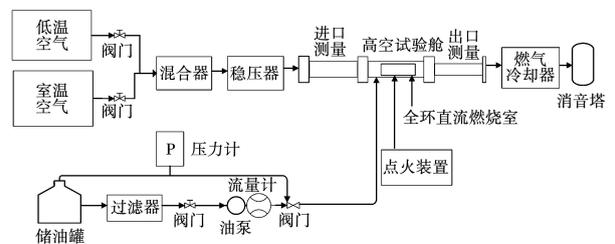


图 6 低温低压试验系统结构示意图

Fig.6 Structural diagram of low temperature and low pressure test system

1.3.2 点火测量系统及方法

总静压测量方案和试验系统如图 7 所示,燃烧

室进口空气流量、燃油流量均采用流量计测量。压力数值通过压力表进行测量,进出空气压力采用3支总压管测量,共6个测点;进口静压通过壁面周向均匀分布的静压孔测量,共3测点。出口总压通过3支总压耙进行测量,共9测点。出口静压通过3支静压孔进行测量,共3测点。进出口空气温度采用热电偶测量,其中进口截面探针数量为3支,每支2测点,共6测点,出口截面探针数量为3支,每支5测点,共15测点,进出口探针测点均为等环面分布^[19]。点火电嘴的火花能量是0.6J,火花频率为2~5 Hz,火花直径为5 mm。

试验时,点火电嘴先工作,后供燃油。若点火成功,则降低燃油流量继续试验,否则增加燃油流量继续试验。点火成功后,记录燃烧室进口空气压力、温度和流量参数,供油后检测燃烧室出口温度变化。

针对该全环直流燃烧室点火性能定义:(1)当燃烧室出口探针中只要有一支温度升高则视为点火着火成功,并定义从供油开始到燃烧室出口温度开始上升的时间为着火时间。(2)结合该全环直流燃烧室温度分布曲线,判断当每支温度探针均有温升且平均温度大于100℃则视为点火联焰成功,并定义从供油开始到点火联焰成功的时间为点火联焰时间^[20]。(3)根据文献[3],定义从着火成功开始到点火联焰成功截止的时间间隔为周向联焰时间。(4)判断当燃烧室出口平均燃气温度>500℃则视为点火起动作成功。

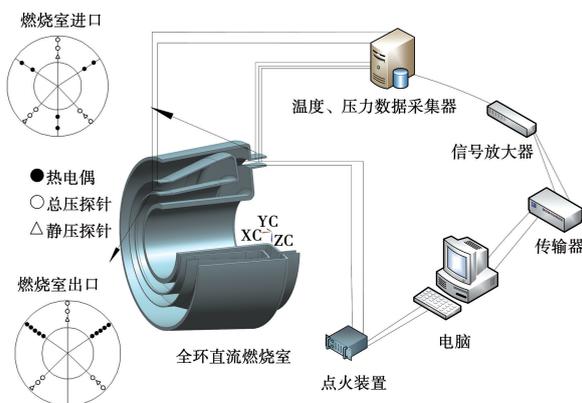


图7 点火测量示意图

Fig. 7 Schematic diagram of ignition measurement

1.4 高空点火试验

全环直流燃烧室在使用 RP-3 燃油和 RP-5 燃油条件下的高空点火进气温度范围为 -40 ~ 0℃, 空气流量范围为 0.12 ~ 0.40 kg/s, 试验参数如表 1 所示。

表1 燃烧室进口空气参数

Tab. 1 Combustor inlet air parameters

高度 H / km	空气流量 W_a / $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	空气总温 T_{t3} / $^{\circ}\text{C}$	空气总压 p_{t3} / kPa
0	0.20 ~ 0.40	0, -20, -30, -40	101
3	0.20 ~ 0.40	-4.5	70.1
4.5	0.15 ~ 0.30	-14	57.7
5.5	0.15 ~ 0.30	-20, -40	50.5
6	0.12 ~ 0.25	-24	47.2

为综合分析不同状态下的高空点火试验结果,采用换算参考速度 $V_{r,c}$ 来表示燃烧室的进气状态,换算参考速度 $V_{r,c}$ 与进口空气流量 W_a 、进口空气总压 p_{t3} 、进口空气总温 T_{t3} 成正比。计算公式为:

$$V_{r,c} = \frac{\dot{W}_a p_{t3} T_{t3}}{\rho_3 A_r p_0 T_0} \quad (1)$$

式中: \dot{W}_a —进口空气流量, kg/s; p_{t3} —进口空气总压, kPa; T_{t3} —进口空气总温, K; ρ_3 —进口空气密度, kg/m^3 ; A_r —燃烧室参考截面面积, m^2 ; p_0 —大气压力, 取值 101 kPa; T_0 —大气温度, 取值 288 K。

2 喷嘴雾化试验结果

图 8 为采用 RP-3 燃油的喷嘴雾化特性试验结果。由图可见,喷嘴匹配涡流器时,供气压差 (ΔP_1) 0 Pa、供油压差 (ΔP_2) 1.0 MPa 时,油滴仍未雾化;当供气压差 1 000 Pa、供油压差 0.05 MPa 时,未匹配涡流器也可实现燃油基本雾化,但有较少的液滴出现;当供气压差 1 000 Pa、供油压差 0.05 MPa,喷嘴匹配涡流器时,燃油可完全雾化。喷嘴雾化特性试验可知,实际点火试验中,全环直流燃烧室可在较低的供油压力下实现点火成功。

图 9 为单油路离心喷嘴和双油路离心喷嘴的特性试验图。由图 9 可见,单、双离心喷嘴在低油压时油雾存在明显油道或液滴,未实现完全雾化。



(a) 喷嘴+涡流器 $\Delta P_1=0$ Pa $\Delta P_2=1.0$ MPa
 (b) 单喷嘴 $\Delta P_1=1000$ Pa $\Delta P_2=0.05$ MPa
 (c) 喷嘴+涡流器 $\Delta P_1=1000$ Pa $\Delta P_2=0.05$ MPa

图 8 喷嘴雾化特性试验

Fig. 8 Atomization experiment of airblast atomizer



(a) 单油路供油 $\Delta P_2=0.05$ MPa
 (b) 单油路供油 $\Delta P_2=0.10$ MPa
 (c) 双油路供油 $\Delta P_2=0.10$ MPa
 (d) 双油路供油 $\Delta P_2=0.30$ MPa

图 9 单、双油路离心喷嘴雾化特性试验

Fig. 9 Atomization experiment of centrifugal airblast atomizer with single and dual oil circuits

通过喷嘴雾化特性试验,得到单油路气动雾化燃油喷嘴的雾化特性,获得其与单油路离心喷嘴、双油路离心喷嘴在低油压时的不同之处。单油路气动雾化燃油喷嘴在低油压时可完全雾化从而实现点火成功,在全环燃烧室进行点火试验时,可快速将供油压力调至可点火状态。

3 点火试验结果与分析

3.1 点火试验结果

喷嘴雾化特性试验完成后,按照表 1 给出的试验参数对全环直流燃烧室进行高空点火试验,获取不同燃油的点火边界及最大点火高度,试验结果如表 2 所示。由表 2 可见:

(1) 该燃烧室在 0 km(地面)时低温点火性能较好。在 0 km 状态,当进口空气温度分别为 0, -20, -30 和 -40 °C 时,通过调整油气比,采用 RP-3 燃油和 RP-5 燃油均能着火和联焰成功。

(2) 当进口空气温度为 -40 °C,进口空气压力为 50.5 kPa 时,采用 RP-3 燃油可以着火、联焰成功,而采用 RP-5 燃油在油气比达到 0.071 时,仍不

能着火成功。这是由于在低温低压条件下,RP-5 燃油的雾化效果比 RP-3 更差,着火难度更大。

表 2 不同状态下点火边界试验结果

Tab. 2 Ignition boundary test results under different states

H/ km	$P_{13}/$ kPa	$T_{13}/$ °C	$W_a/kg \cdot s^{-1}$	油气比 FAR		RP-3		RP-5	
				RP-3	RP-5	着火	联焰	着火	联焰
0	101	0	$W_{a,1}$	0.031	0.045	✓	✓	✓	✓
0	101	0	$W_{a,2}$	0.016	0.021	✓	✓	✓	✓
0	101	0	$W_{a,3}$	0.012	0.015	✓	✓	✓	✓
0	101	-20	$W_{a,1}$	0.018	0.026	✓	✓	✓	✓
0	101	-20	$W_{a,2}$	0.013	0.020	✓	✓	✓	✓
0	101	-30	$W_{a,1}$	0.020	0.034	✓	✓	✓	✓
0	101	-30	$W_{a,2}$	0.017	0.026	✓	✓	✓	✓
0	101	-40	$W_{a,1}$	0.023	0.042	✓	✓	✓	✓
0	101	-40	$W_{a,2}$	0.020	0.025	✓	✓	✓	✓
3	70.1	-4.5	$W_{a,1}$	0.028	0.038	✓	✓	✓	✓
3	70.1	-4.5	$W_{a,2}$	0.019	0.025	✓	✓	✓	✓
4.5	57.7	-14	$W_{a,1}$	0.031	0.044	✓	✓	✓	✓
4.5	57.7	-14	$W_{a,2}$	0.032	0.052	×	×	×	×
5.5	50.5	-20	$W_{a,1}$	0.046	0.062	✓	✓	×	×
5.5	50.5	-20	$W_{a,2}$	0.030	0.059	✓	✓	✓	✓
5.5	50.5	-20	$W_{a,3}$	0.028	0.062	✓	✓	×	×
5.5	50.5	-40	$W_{a,1}$	0.050	0.071	✓	✓	×	×
6	47.2	-24	$W_{a,1}$	0.043	0.073	✓	✓	×	×
6	47.2	-24	$W_{a,2}$	0.042	0.058	✓	✓	×	×

注:“✓”表示燃烧室着火/联焰成功,“×”表示燃烧室着火/联焰失败, $W_{a,1}, W_{a,2}, W_{a,3}$ 取 0.12 ~ 0.4 kg/s 的不同流量。

(3) 当燃烧室进口空气温度在 0 ~ 30 °C 时,采用 RP-3 燃油时均可通过调整油气比实现点火成功。当燃烧室进气温度 -24 °C、进口空气压力 47.2 kPa 时,采用 RP-5 燃油均点火失败。但燃烧室进气温度 -20 °C、进口压力 50.5 kPa 以及进气温度 -20 °C、进气空气压力 101 kPa 时的试验条件下,采用 RP-5 燃油均可点火成功。因此可认为,进口空气的压力对点火性能的影响比温度的影响大。

(4) 采用 RP-3 燃油的燃烧室点火最高高度可达 6 km,采用 RP-5 燃油的燃烧室点火最高高度达 5.5 km,但在 5.5 km、-40 °C 时,也未能点火成功,只在 5.5 km、-20 °C 时点火成功。

3.2 点火边界对比

图10是两种燃油在不同状态参数下的点火边界曲线对比。对不同状态参数下燃烧室点火边界进行拟合,得到点火油气比边界拟合关系式分别如下:

$$FAR_{RP-3} = 0.3323 \cdot (V_{c,r})^{-1.24} \quad (2)$$

$$FAR_{RP-5} = 0.2657 \cdot (V_{c,r})^{-1.295} \quad (3)$$

其中,RP-3为燃油点火边界的拟合误差, R^2 值

为0.9218;RP-5燃油点火边界的拟合误差 R^2 值为0.9276。由图10可以得出如下结论:

(1) 采用RP-3燃油燃烧室点火边界油气比在0.012~0.051范围内;采用RP-5燃油的燃烧室点火边界油气比在0.015~0.045范围内,RP-5燃油的点火边界范围区域比RP-3燃油窄23%左右。这表明相同状态参数下,RP-3燃油的点火性能较RP-5好,这是因为RP-5燃油的闪点较高,燃油蒸气难以生成,点火难度增大。

(2) 两种燃油的点火边界曲线随着换算参考速度增大,点火边界油气比先快速减小,后缓慢减小,最终逐渐趋于重合。

(3) 随着换算参考速度增大,RP-5燃油的点火边界曲线减小速率较RP-3燃油快,这表明RP-5燃油的点火边界受压力、温度影响更大。

3.3 点火时间对比

图11是燃烧室采用RP-3燃油和RP-5燃油的着火时间对比。由图可知:采用RP-5燃油的着火时间整体上比采用RP-3燃油长;采用RP-3燃油时,燃烧室着火时间在3.2~9.6s之间,采用RP-5燃油时,燃烧室着火时间在5.2~12.4s之间。

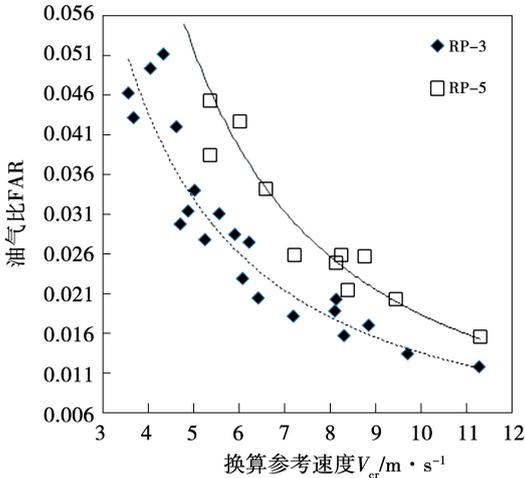


图10 高空点火边界对比

Fig. 10 High altitude ignition boundary comparison

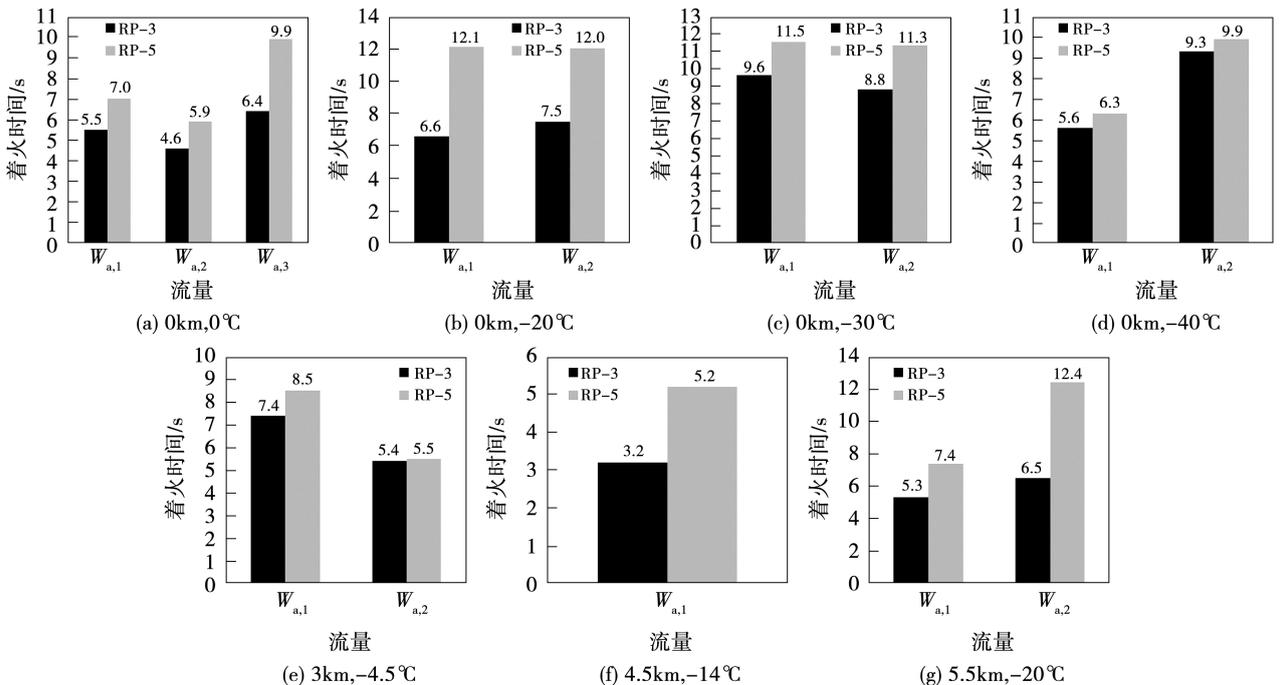


图11 不同燃油着火时间对比

Fig. 11 Comparison of kernel forming time of different jet fuels

图 12、图 13 分别是 RP-3 燃油和 RP-5 燃油在点火边界上联焰时间对比和周向联焰时间对比。其

中,由于采用 RP-5 燃油在 6 km 点火高度、-24 ℃ 状态下未点火成功,因此在此状态未进行对比。

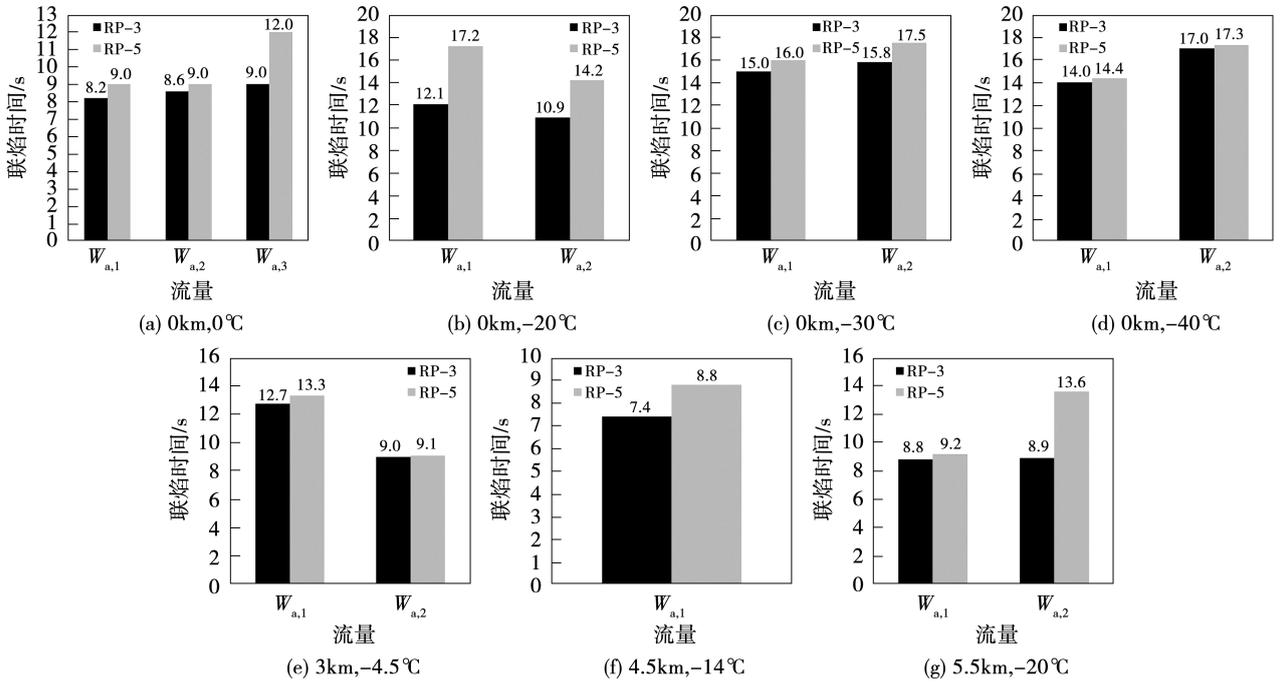


图 12 不同燃油联焰时间对比

Fig. 12 Comparison of flame expansion time of different jet fuels

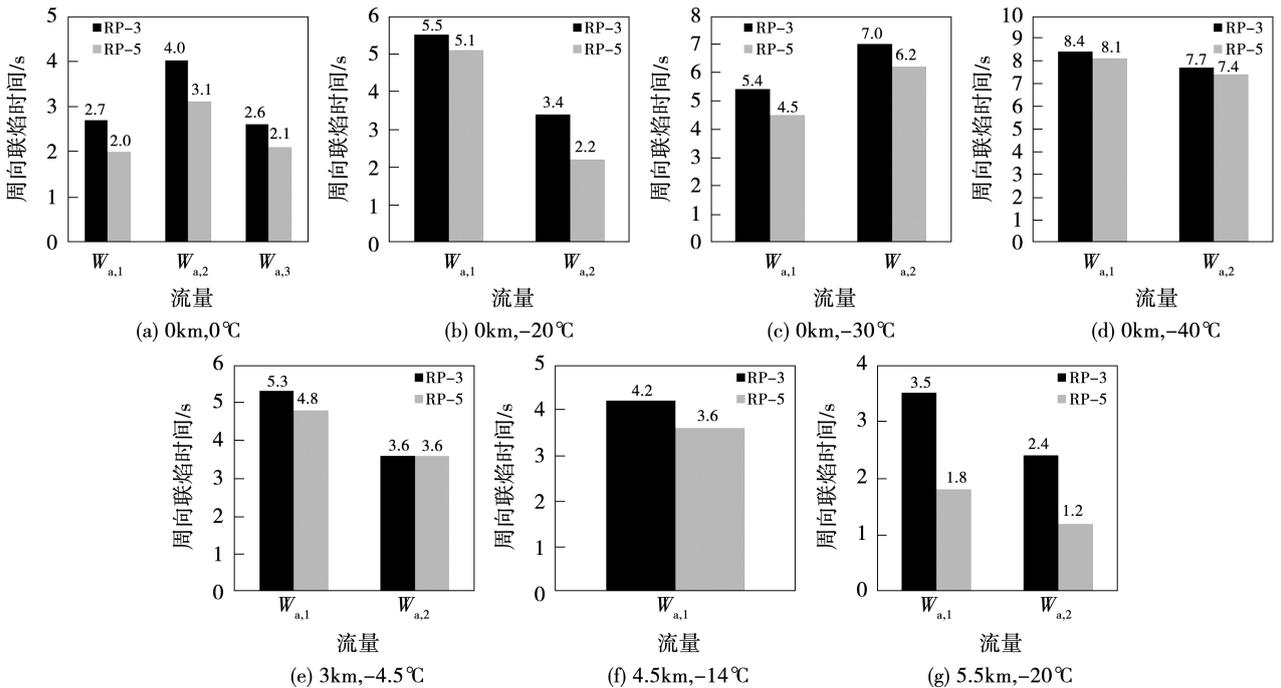


图 13 不同燃油周向联焰时间对比

Fig. 13 Comparison of light-round-time of different jet fuels

由图12~图13可知:采用RP-5燃油时的燃烧室联焰时间整体上长于RP-3燃油,而周向联焰时间整体短于RP-3燃油。图12显示采用RP-3燃油时燃烧室的联焰时间范围为8.2~15 s,采用RP-5燃油时燃烧室的联焰时间范围为9~17.5 s。图13显示采用RP-3燃油时燃烧室周向联焰时间范围为2.4~8.4 s,采用RP-5燃油时燃烧室周向联焰时间范围为1.2~7.4 s;而文献[1]中有关RP-5燃油虽然着火时间长,但燃烧速率更快的研究结论,恰好解释了为何RP-5燃油的燃烧室周向联焰时间更短。

4 结论

本文对RP-3和RP-5燃油在全环直流燃烧室的点火性能进行试验研究,得到以下结论:

(1) 喷嘴雾化试验中发现采用单油路气动雾化喷嘴,可在低至0.05 MPa的供油压力下实现燃油完全雾化,从而在较低的供油压力下实现成功点火。

(2) 采用RP-5燃油的全环直流燃烧室点火性能总体上比采用RP-3燃油时差。采用RP-3燃油的燃烧室点火高度可达6 km,采用RP-5燃油的燃烧室点火高度达5.5 km,但在5.5 km、-40℃时,也未能点火成功,只在5.5 km、-20℃时点火成功。

(3) 在相同条件、两种燃油均使得燃烧室点火成功时,采用RP-5燃油的燃油量比RP-3燃油多。采用RP-3燃油时,燃烧室的点火边界油气比为0.012~0.051,采用RP-5燃油时,燃烧室的点火边界油气比为0.015~0.045。RP-5燃油的燃烧室点火边界范围比RP-3燃油窄23%左右。

(4) 通过对比50.5 kPa、-20℃,47.2 kPa、-24℃与101 kPa、-20℃3种状态,可知当温度相当时,空气压力对点火边界油气比和点火性能的影响较大。说明燃烧室进口空气压力参数对点火边界的影响比空气温度和燃油温度的影响大。

(5) 采用RP-3燃油时,燃烧室着火时间在3.2~9.6 s之间,采用RP-5燃油时,燃烧室着火时间在5.2~12.4 s之间。相同进气状态下相比,RP-5燃油的着火时间比RP-3燃油长。

(6) 采用RP-3燃油时,燃烧室联焰时间在8.2~

15 s之间。采用RP-5燃油时,燃烧室联焰时间在9~17.5 s之间。采用RP-3燃油时,燃烧室周向联焰时间在2.4~8.4 s之间。采用RP-5燃油时,燃烧室周向联焰时间在1.2~7.4 s之间。RP-5燃油的联焰时间虽较RP-3燃油长,但周向联焰时间较RP-3燃油短,表明RP-5燃油的燃烧速度更快,火焰传播更快。

参考文献:

- [1] ZHENG L, LU C B, AN G J, et al. Comparative study on combustion and explosion characteristics of high flash point jet fuel[J]. Procedia Engineering, 2014, 84: 377-383.
- [2] 郭 昕, 杨志军. 航空发动机高、低温起动及高原起动试验技术探讨[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 327-330.
GUO Xin, YANG Zhijun. Study of aeroengine starting tests at high/low temperatures and at plateau[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 327-330.
- [3] 王高峰, 夏一帆, 叶沉然, 等. 环形燃烧室周向点火机理基础研究进展[J]. 实验流体力学, 2019, 33(1): 14-28.
WANG Gaofeng, XIA Yifan, YE Chenran, et al. Progress on light-round ignition dynamics in annular combustor[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(1): 14-28.
- [4] 樊玮鹏, 邵 治. 高闪点航空煤油爆燃与抑爆剂释放动力学特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2021.
FAN Weipeng, GAO Ye. Study on the dynamic characteristics of high flash point aviation kerosene deflagration and deflagration suppression agent release[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2021.
- [5] 任 伟, 王 涛. RP-3和RP-5煤油对飞机动力装置和燃油系统试飞的影响[J]. 工程与试验, 2014, 54(1): 49-51.
REN Wei, WANG Tao. Effects of RP-3 and RP-5 kerosene on flight test of aircraft power plant and fuel system[J]. Engineering and Test, 2014, 54(1): 49-51.
- [6] 王家骏, 桂 韬, 邱 伟, 等. 燃油温度对离心喷嘴雾化特性影响的试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(8): 1643-1654.
WANG Jiajun, GUI Tao, QIU Wei, et al. Experiment on the influence of fuel temperature on the atomization characteristics of centrifugal nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1643-1654.
- [7] 于小兵, 陈 思, 何小民, 等. RP-5和RP-3燃油对离心喷嘴雾化特性影响分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1058-1066.
YU Xiaobing, CHEN Si, HE Xiaomin, et al. Effects analysis of RP-3 and RP-5 fuels on atomization characteristics of pressure-swirl atomizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5):

- 1058 - 1066.
- [8] 陈能坤,周 雁. 燃油增温对高空低压点火性能影响的实验研究[J]. 推进技术,1996,17(6):69 - 72.
CHEN Nengkun,ZHOU Yan. Effect of advanced fuel temperature on the high altitude ignition performance[J]. Journal of Propulsion Technology,1996,17(6):69 - 72.
- [9] 祁 斌,刘 涛,杨彩琼,等. 某型涡轴发动机高低温起动性能试验与分析[J]. 航空动力学报,2021,36(10):2029 - 2035.
QI Bin,LIU Tao,YANG Caiqiong,et al. Test and analysis on high and low temperature starting performance of a turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(10):2029 - 2035.
- [10] 王 良,李 维,刘丽娟,等. RP-3 和 RP-5 燃油对全环回流燃烧室点火性能影响研究[J]. 推进技术,2022,43(8):206 - 214.
WANG Liang,LI WEI,LIU Lijuan,et al. Ignition performance of reverse flow combustor using RP-3 and RP-5 jet fuel full annular[J]. Journal of Propulsion Technology,2022,43(8):206 - 214.
- [11] 王凯兴,徐 纲,刘富强. 燃烧室高空低温低压点火试验及数值模拟研究[D]. 北京:中国科学院大学,2021.
WANG Kaixing,XU Gang,LIU Fuqiang. Ignition and numerical simulation study of combustor under high altitude conditions with low temperature and low pressure[D]. Beijing:Universiti of Chinese Academy of Sciences,2021.
- [12] 张 险,陈 剑,袁 汀,等. 全环回流燃烧室等离子体点火试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2018,31(2):37 - 46.
ZHANG Xian,CHEN Jian,YUAN Ting,et al. Experimental investigation of plasma ignition in an annular reverse-flow combustor[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2018,31(2):37 - 46.
- [13] MACHOVER E,MASTORAKOS E. Spark ignition of annular non-premixed combustors[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,2016,73:64 - 70.
- [14] MACHOVER E,MASTORAKOS E. Experimental investigation on spark ignition of annular premixed combustors[J]. Combustion and Flame,2017,178:148 - 157.
- [15] 令狐昌鸿,王高峰,钟 亮,等. 环形旋流燃烧室模型点火过程的实验[J]. 航空动力学报,2018,33(7):1767 - 1778.
LINGHU Changhong,WANG Gaofeng,ZHONG Liang,et al. Experiment on ignition process in annular swirling combustor model[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(7):1767 - 1778.
- [16] CORDIER M,VANDEL A,RENOU B,et al. Experimental and numerical analysis of an ignition sequence in a multiple-injectors burner[R]. ASME GT2013 - 94681,2013.
- [17] PRIEUR K,DUROX D,BEAUNIER J,et al. Ignition dynamics in an annular combustor for liquid spray and premixed gaseous injection[J]. Proceedings of the Combustion Institute,2017,36(3):3717 - 3724.
- [18] BOURGOUIN J F,DUROX D,SCHULLER T,et al. Ignition dynamics of an annular combustor equipped with multiple swirling injectors[J]. Combustion and Flame,2013,160(8):1398 - 1413.
- [19] 丁国玉,马 丹,高雅,等. 某型全环燃烧室点火特性试验[J]. 航空动力学报,2023,38(6):1299 - 1305.
DING Guoyu,MA Dan,GAO Ya,et al. Experiment on ignition performance of a full annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2023,38(6):1299 - 1305.
- [20] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion: Alternative fuels and emissions[M]. US: Hemisphere Publishing Corporation,1983.

(姜雪梅 编辑)