

文章编号: 1000-8055(2023)06-1299-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210532

某型全环燃烧室点火特性试验

丁国玉¹, 马 丹², 高 雅¹, 陶焰明¹, 刘达兵¹

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 中国航发南方工业有限公司, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 对某型全环燃烧室进行了模拟地面起动和高空状态下的点火性能试验, 研究表明: 着火及联焰油气比均随燃烧室进口马赫数的增大而减小; 随着模拟点火高度增加, 点火变得越来越困难, 特别是在试验工况中的低进口马赫数状态下; 着火、联焰边界对应的油气比均随换算参考速度的增加而减小, 且符合幂函数的函数形式, 通过拟合得到着火、联焰边界对应的油气比与换算参考速度之间的函数关系式, 经与试验值对比, 着火、联焰边界预估值的误差大多分别不超过 10% 和 15%。

关 键 词: 全环燃烧室; 着火边界油气比; 联焰边界油气比; 点火特性; 换算参考速度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on ignition performance of a full annular combustor

DING Guoyu¹, MA Dan², GAO Ya¹, TAO Yanming¹, LIU Dabing¹

(1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. South Industry Company Limited,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Experiments were conducted to study the ignition performance on a full annular combustor by simulating the ground start and high-altitude ignition parameters. The test results showed that the fuel-air ratio of both the stable flame establishment and the flame propagation from the ignition dome to the unburned dome decreased with the increasing inlet airflow Mach number; ignition became more and more difficult with the increase of simulating ignition height, especially at low inlet Mach number condition; the fuel-air ratio of stable flame establishment limit and the light around limit decreased with the increase of corrected reference velocity, and there was a power function relationship between them; the functional relationship was obtained by fitting; if compared with the test values, the errors of the estimated fuel-air ratio of stable flame establishment limit and light around limit were mostly less than 10% and 15%, respectively.

Keywords: full annular combustor; fuel-air ratio of stable flame establishment limit;
fuel-air ratio of the light around limit; ignition performance;
corrected reference velocity

对航空发动机而言, 迅速、可靠起动极其关键, 特别是在低温、低压等恶劣条件下的可靠起动。从燃烧的角度来讲, 发动机的可靠起动首先

需要燃烧室的可靠点火作为支撑。对于航空发动机燃烧室的点火问题, 其本质上是气液两相间的液雾强迫点火和火焰传播问题。

收稿日期: 2021-09-22

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0007-0032)

作者简介: 丁国玉(1985—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事航空发动机燃烧室和燃烧理论的研究。E-mail: dgy812@163.com

引用格式: 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.

在航空发动机燃烧室点火方面,国内外开展了大量的研究,对燃烧室点火设计具有较好的指导作用。这些研究工作主要体现在:①点火基础研究。Lefebvre 在点火基础研究方面做了较为全面的工作,系统研究了压力、温度、速度、油雾参数、油气比等对点火的影响^[1],并根据多个型号发动机燃烧室的点火数据建立了燃气轮机燃烧室的点火经验关系式^[2];Read 等^[3]对低温、低压条件下燃烧室中受湍流作用影响的点火过程及流场结构进行了分析。②单头部/多头部燃烧室点火。近些年在单头部/多头部燃烧室点火方面开展了大量的点火试验研究,研究了各级旋流器旋流数^[4-5]、空气流量分配^[6]、预燃级旋流组织^[7]、套筒出口形状^[8]、主燃孔轴向位置^[9]等对点火性能的影响。③全环燃烧室点火。李继保等^[10]对某全环燃烧室开展了贫油点熄火试验研究,发现火焰筒头部局部富油可拓宽贫油点熄火边界;赵明龙等^[11]对比了单头部、扇形和全环燃烧室的点火性能,并基于 Lefebvre 点火模型,通过数据拟合获得了各试验件贫油点火边界的经验公式,并得到它们之间的换算方程;王高峰等、令狐昌鸿等^[12-13]总结了环形燃烧室周向点火机理基础研究进展,并采用高速摄像技术对 16 头部环形燃烧室的点火和火焰传播过程进行了试验研究,分析了两种不同点火模式下点火过程的火焰形态和发光强度;Boileau 等^[14]采用大涡模拟的方法对一个环形回流燃烧室的点火过程进行了数值仿真,为预测点火,许多研究者^[15-17]也开展了基于大涡模拟的点火仿真;肖为等^[18]基于点火恢复时间建立了燃烧室点火边界预测模型,并对预测模型的精度进行了验证。从已有的研究来看,在全环燃烧室点火方面开展的研究还比较少,主要原因在于开展全环燃烧室点火试验代价较大,尤其是模拟高空点火试验,而仿真计算模型又缺乏试验数据校核。此外,国内外对全环燃烧室高空点火性能及其变化规律的研究相对较少,尤其是在工程上缺少精度较高的经验/半经验公式。

本文针对某型发动机燃烧室开展全环燃烧室模拟地面起动和高空点火试验,通过对试验数据的分析与处理,得到着火、联焰边界曲线,为更全面地认识全环燃烧室点火过程、点火性能规律变化与工程上实用的点火性能预测提供技术支持。

1 燃烧室模型、试验系统和研究参数

1.1 燃烧室模型

研究中设计了某型燃烧室全环模型,图 1 为

燃烧室模型示意图。该燃烧室为环形回流燃烧室,由火焰筒、燃烧室机匣、燃油总管、燃油喷嘴、点火电嘴等组成,其中在位于燃烧室外环通道的燃烧室机匣上布有引气环。在该燃烧室中,火焰筒头部布有若干进气孔和旋流片,这种设计一方面是为了在火焰筒头部形成冲击+气膜冷却,以保护火焰筒头部不被烧蚀,另一方面可在火焰筒内头部区域形成切向流动,有利于头部联焰;燃油喷嘴轴向位置位于主燃孔与冲击气膜孔之间,轴向位置位于两主燃孔正中间,为双油路离心喷嘴,全环共有 6 个燃油喷嘴,该喷嘴主要由喷嘴座、隔热罩、主/副喷口和油滤网等零件组成;全环燃烧室采用一个点火电嘴点火,该点火电嘴为高能点火电嘴,点火能量不小于 2 J,火花频率不小于 1.9 Hz,点火电嘴位于火焰筒外壁面,轴向位置上与燃油喷嘴位置基本一致,周向位置上位于相邻两个燃油喷嘴中间;火焰筒壁面上开有主燃孔、掺混孔和冷却孔,其中火焰筒壁面冷却方式为多斜孔冷却。

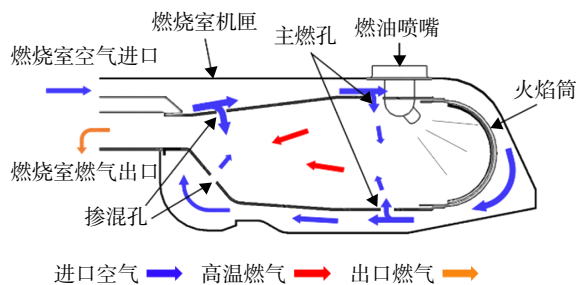


图 1 燃烧室模型

Fig. 1 Combustor model

1.2 试验系统

图 2 为试验系统示意图,试验系统主要包括燃烧室全环试验件、供气系统、供油系统、点火系统和测试系统。供油系统由油泵、阀门和喷嘴组成,试验所用燃油为 RP-3 航空煤油;点火系统含高能点火器、电缆和点火电嘴;测试系统包括测试装置、补偿导线和数据采集设备等,空气流量采用标准质量流量喷嘴测量,燃油流量采用质量流量计测量,燃烧室进出口压力参数通过压力传感器进入 PSI9016 压力测量系统进行测量,燃烧室进出口温度参数测量采用热电偶接入 VXI 总线测试系统(VXIbus testing system)。试验中所有压力、温度、流量等测量参数均通过 PSI9016 压力测量系统、VXI 数据采集系统进入数据采集计算机进行采集处理,试验中所用测量设备的测量范围及精度如表 1 所示。

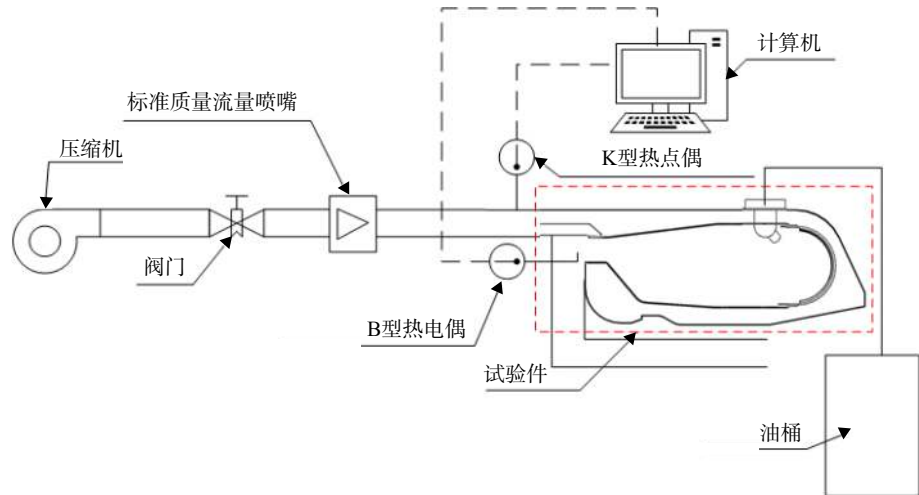


图 2 全环燃烧室试验系统示意图
Fig. 2 Experimental system diagram of full annular combustor

表 1 主要测试设备 Table 1 Main measurement device			
参数名称	测试设备	测量范围	精度
进出口压力	PSI9016	$(0.2\sim1.5)\times10^5\text{ Pa}$	$\pm0.5\%$
进口温度	K 型热电偶	$(-60\sim100)\text{ }^\circ\text{C}$	$\pm1\text{ }^\circ\text{C}$
出口温度	B 型热电偶	$(100\sim1\,700)\text{ }^\circ\text{C}$	$\pm5\text{ }^\circ\text{C}$
燃油流量	流量计	$(1\sim100)\text{ g/s}$	$\pm0.5\%$
空气流量	质量流量喷嘴	$(0.05\sim2.0)\text{ kg/s}$	$\pm1.0\%$
燃油温度	K 型热电偶	$(-60\sim100)\text{ }^\circ\text{C}$	$\pm1\text{ }^\circ\text{C}$

图 3 为进口测点分布示意图，进口总压通过 3 支沿周向 120°均布的总压管测量，每支 1 点，共 3 点；进口静压通过 3 个沿周向均布的壁面静压孔进行测量，共 3 个测点；图 4 为出口测点分布示意图，出口总压通过 3 支沿周向 120°均布的梳状总压耙进行测量，每支 3 个测点，共 9 点；出口静压通过梳状总压耙上的静压孔进行测量，每支 1 个测点，共 3 点；进口总温通过 3 支沿周向均布的热电偶进行测量，每支 1 点，共 3 点；出口总温通过 3 支沿周向均布的梳状热电偶进行测量，每支 4 个测点，共 12 点。其中，进口参数测量位置位

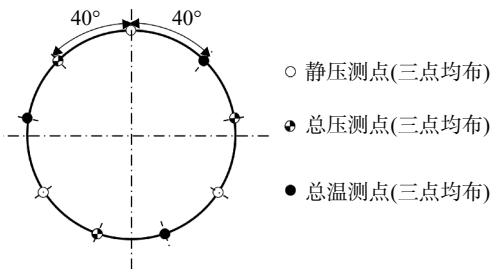


图 3 进口测点分布示意图
Fig. 3 Diagram of inlet measuring points

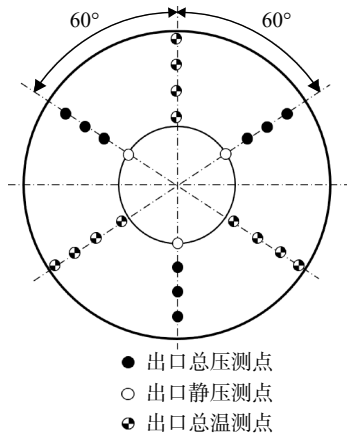


图 4 出口测点分布示意图
Fig. 4 Diagram of outlet measuring points

于燃烧室进口上游 60 mm 处，出口参数测量位置位于燃烧室出口截面。

1.3 参数及方法

研究中开展了模拟地面起动和模拟高空点火状态下点火性能试验，如表 2 所示，主要包括 5 个状态：模拟地面点火、模拟 4 500 m 点火、模拟 6 000 m 点火、模拟 7 500 m 点火和模拟 8 500 m 点火。对于不同的状态，还考察了燃烧室进口空气流量对点火性能的影响。

试验研究中确定燃烧室贫油点火边界的方法如下：保持燃烧室进口空气参数不变，起动点火电嘴的同时开始计时，并开始数采燃烧室进出口参数，2~3 s 后给燃烧室按等流量方式供油，如果点火成功，则保持燃烧室进口空气参数不变，逐步减少燃油流量，继续进行点火试验，直到点火不成功为止；如果点火不成功，则继续保持燃烧

表 2 点火试验状态参数
Table 2 Ignition test parameters

状态名称	进口空气流量/ (kg/s)	进口空气 总温/℃	进口空气 总压/kPa
模拟地面起动	0.100	室温	室压
	0.200		
模拟 4 500 m	0.137	-14.3	57.7
	0.206		
模拟 6 000 m	0.073	-24.0	47.2
	0.112		
模拟 7 500 m	0.169	-33.8	38.3
	0.062		
模拟 8 500 m	0.091	-40.3	33.1
	0.137		

室进口空气参数不变,逐步增加燃油流量,继续进行点火试验,直到点火成功为止。

需要说明的是,由于该试验件为燃烧室全环试验件,从点火的过程来看,全环燃烧室成功点火主要存在两个步骤:第一步是高能点火器打火形成核心火团后,核心火团点燃点火电嘴对应头部的主燃区,形成稳定火焰,本文将该过程称为着火;第二步是着火头部向未燃头部的火焰传播,待所有的头部都出现稳定的火焰,即认为点火成功,本文将该过程称为联焰。也就是说,本文所说的点火包括着火和联焰两个过程,试验中判断着火、联焰成功的标准如下:从供油开始到燃气温度开始上升时的时间不超过 20 s,则认为着火成功;从供油开始到燃烧室出口热电偶每支温度测点均有不低于 250 ℃ 温升的时间不超过 35 s,即认为联焰成功。

2 试验结果及分析

下文中的着火/联焰边界对应的油气比是指着火/联焰边界对应的燃油流量与所在状态下空气流量的比值,特此说明。

2.1 着火、联焰特性

在航空发动机起动过程中,点火电嘴对应的头部着火与整个燃烧室的联焰成功对发动机起动成功至关重要,也是发动机起动成功的必要条件。图 5、图 6 分别示出了着火、联焰边界对应的油气比随燃烧室进口马赫数的变化,由图可以看出

1) 在试验参数范围内,随着燃烧室进口马赫数增大,各状态下着火边界对应的油气比均呈现

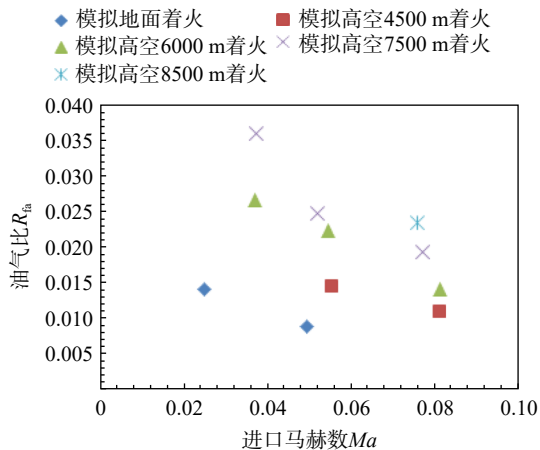


图 5 着火边界对应的油气比随进口马赫数的变化

Fig. 5 Fuel-air ratio of stable flame establishment limit versus inlet Mach number

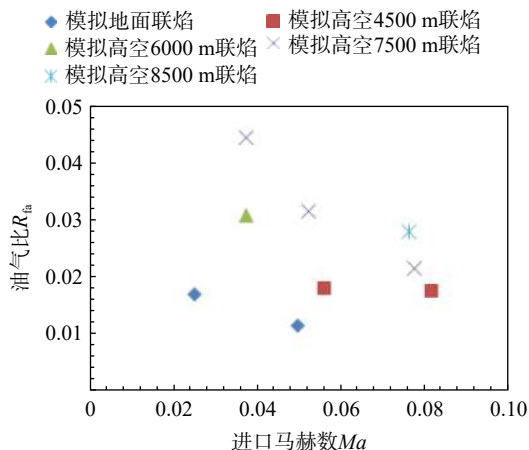


图 6 联焰边界对应的油气比随进口马赫数的变化

Fig. 6 Fuel-air ratio of light around limit versus inlet Mach number

下降的趋势,这就意味着:对应不同的点火高度,随着空气流量的增加,点火难度降低。分析认为这种规律特性是受两方面共同作用的结果:一方面,空气流量增加意味火焰筒头部区域平均流速增大,由于速度增加加速了核心火团向附近区域的散热,故不利于核心火团的形成和存活,另外速度增加对火焰稳定也是不利的,因此,空气流量增大存在对着火不利的影响;另一方面,空气流量增加以后,点火时所需的燃油流量亦会增加,那么点火时燃油喷嘴的供油压差会得到提高,对离心喷嘴而言,供油压差提高可以改善低供油压差时的燃油雾化粒度索太尔平均直径(SMD),同时流速的增加也会进一步强化气动力对燃油雾化的效果,这都会使得 SMD 进一步减小,而 SMD 越小,按照液滴蒸发 D^2 (D 为液滴直径)定律,油珠更易蒸发,从而就会使得核心火团温度高、释

热速率大,着火也就会变得更容易。从试验结果来看,燃油雾化的作用占据主导地位,从而呈现出着火油气比随进口马赫数增加而减小的趋势。

2) 随着模拟点火高度增加,着火、联焰油气比有所增加,也就意味着点火变得越来越困难,特别是在试验工况中的低进口马赫数下,点火十分困难,例如在 8 500 m 高度下,低进口马赫数下不能实现点火。这主要是由于随着模拟点火高度的增加,燃烧室进口压力、温度均降低,相同马赫数下的空气流量亦减小,一方面会使得燃油雾化粒径增大、燃油的蒸发比例减小,另一方面化学反应速率降低,这对点火均是不利的,因此高空点火比较困难。

3) 着火边界对应的油气比与联焰边界对应的油气比(记为 R_{fa})随进口马赫数的变化规律是一致的,但相同进口参数下联焰边界对应的油气比更高,这主要是由于:一方面,火焰传播过程中会受到空气流动的影响对外散热,着火边界对应的油气比所释放的热量不足以为未燃头部点火提供足够的能量;另一方面,着火时燃烧效率较低,尤其是在高空状态下,这也意味着已燃头部向外散出的热量不足,因此要实现联焰,需要已燃头部释放更高的热量才可以作为其它未燃头部点火源所具备的能量。

2.2 点火性能综合分析

为更全面地分析着火特性和联焰特性,充分考虑各个状态下进口压力、温度、空气流量对着火和联焰特性的影响,引入换算参考速度这一概念,换算参考速度的计算公式如下:

$$V_c = \frac{q_{m,a}}{\rho A_p} \cdot \frac{p_{t3}}{101\,325} \cdot \frac{t_3 + 273.15}{288.15} \quad (1)$$

其中 V_c 为换算参考速度,单位为 m/s; $q_{m,a}$ 为燃烧室进口空气流量,单位为 kg/s; ρ 为空气密度,单位为 kg/m³; A_p 为燃烧室参考截面面积,单位为 m²; p_{t3} 为燃烧室进口总压,单位为 Pa; t_3 为燃烧室进口总温,单位为 ℃。

图 7 示出的是着火/联焰边界对应的油气比随换算参考速度的变化,可以看出:由于换算参考速度综合考虑了空气流量、进口压力、进口温度对点火性能的影响,在引入换算参考速度后,着火/联焰边界对应的油气比随换算参考速度的变化呈现出规律性,均是随换算参考速度的增加而减小。对本文研究的燃烧室全环试验件而言,可将换算参考速度大致分为 3 个区域:① V_c 不超

过 1 m/s 的区域,本文称之为剧变区,在这个区域,随着换算参考速度的减小,着火/联焰边界对应油气比急剧增加。② 过渡区,对应换算参考速度为 1~1.5 m/s 的区域,在该区域,随换算参考速度的变化,着火/联焰边界对应油气比的变化幅度有所减小,变化率不再像剧变区那么大。③ 当换算参考速度超过 1.5 m/s 后,着火/联焰边界对应油气比随换算参考速度的变化趋于平缓,变化的幅度较小,本文将该区域称之为缓变区。从上述变化规律来看,着火/联焰边界对应油气比与换算参考速度之间的函数关系可按幂函数进行拟合,由此得到着火/联焰边界对应油气比与换算参考速度之间的函数关系式。

着火边界函数关系

$$R_{fa,1} = 0.0215 V_c^{-0.864} \quad (2)$$

联焰边界函数关系

$$R_{fa,2} = 0.0257 V_c^{-0.767} \quad (3)$$

采用上述两个经验公式反算各状态下的着火边界和联焰边界,并与试验值对比(如图 8、图 9

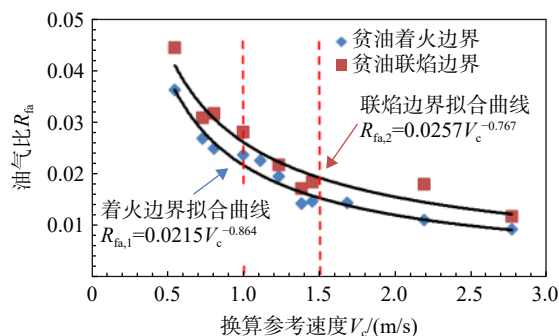


图 7 着火/联焰边界对应的油气比随换算参考速度的变化
Fig. 7 Fuel-air ratio of stable flame establishment limit/light around limit versus corrected reference velocity

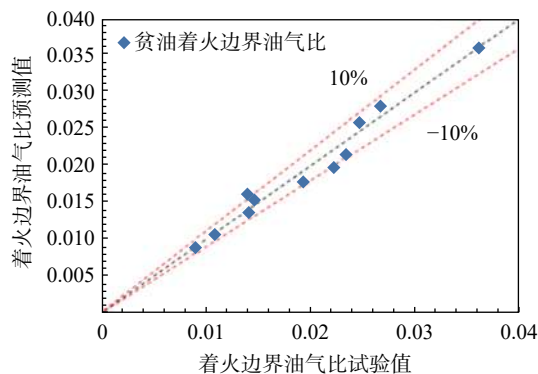


图 8 试验与计算着火边界油气比的对比
Fig. 8 Comparison between test value and calculation value of fuel-air ratio of stable flame establishment limit

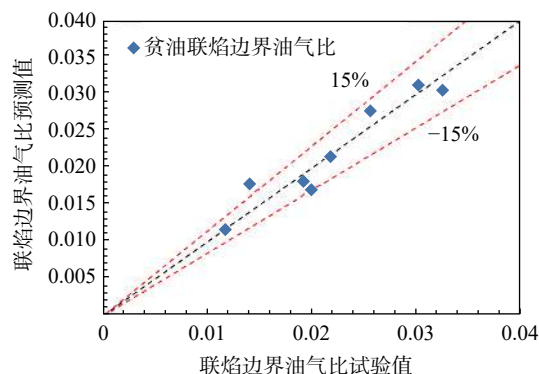


图9 试验与计算联焰边界油气比的对比

Fig. 9 Comparison between test value and calculation value of fuel-air ratio of light around limit

所示), 可以看出: 着火边界的预估值的误差为 $\pm 10\%$, 联焰边界的预估值的误差为 $\pm 15\%$ 。可见, 上述函数关系式对于该燃烧室试验件的贫油点火性能具有较高的预测精度。

3 结 论

研究中设计了某型燃烧室全环试验件, 针对地面起动和高空点火对应的状态参数, 开展了不同燃烧室进口空气流量下的贫油点火特性试验研究, 在本文研究的参数范围内, 获得了如下结论:

1) 该燃烧室可实现模拟高空点火高度 8 500 m 的着火、联焰, 在模拟高空点火高度为 8 500 m 的进口状态参数下, 当燃烧室进口马赫数为 0.076 时, 该型燃烧室的着火、联焰边界对应的油气比均不超过 0.03。

2) 在试验参数范围内, 各状态下着火/联焰边界对应的油气比均随进口马赫数的增大而减小。

3) 随着模拟高空点火高度增加, 着火/联焰边界对应的油气比均有所增加, 特别是在试验工况中的低进口马赫数状态下, 着火/联焰十分困难, 当模拟点火高度超过 7 500 m 时, 较低的进口马赫数状态下无法成功点火。

4) 各状态下着火/联焰边界对应的油气比均随换算参考速度的增大而减小, 从规律特性来看符合幂函数关系, 并由此得到了两者之间函数关系式。

参考文献:

[1] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Taylor and Francis, 1999.
[2] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

[3] READ R J, HOCHGREB S. Relight imaging at low temperature, low pressure conditions[R]. AIAA 2008-0957, 2008.
[4] 刘桂桂, 林宇震, 胡好生, 等. 旋流杯一级旋流数变化对点火性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1117-1121.
LIU Guigui, LIN Yuzhen, HU Haosheng, et al. Effect of swirl cup's primary swirl number on ignition performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics And Astronautics, 2015, 41(6): 1117-1121. (in Chinese)
[5] 代威, 林宇震, 张弛. 第2级径向旋流器旋流数对燃烧室点火和贫油熄火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1092-1098.
DAI Wei, LIN Yuzhen, ZHANG Chi. Effects of swirl number of second stage radial swirler on combustor ignition and lean blow-out performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1092-1098. (in Chinese)
[6] 代威, 林宇震, 许全宏, 等. 径向旋流器气量分配对点火熄火特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 608-615.
DAI Wei, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Influence of air split of a radial swirler on ignition and extinction characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 608-615. (in Chinese)
[7] 杨金虎, 刘存喜, 刘富强, 等. 分级燃烧室预燃级旋流组织对点火熄火性能影响的试验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 2050-2059.
YANG Jinhui, LIU Cunxi, LIU Fuqiang, et al. Experimental investigation of effects of pilot swirl flow organization on ignition and LBO performance for a staged combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 2050-2059. (in Chinese)
[8] 罗国良, 宋双文, 胡好生, 等. 旋流杯空气雾化喷嘴套筒出口形状对小型燃烧室点火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1708-1712.
LUO Guoliang, SONG Shuangwen, HU Haosheng, et al. Influence of the swirl cup flares design on the small combustor ignition performances[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1708-1712. (in Chinese)
[9] 杨谦, 林宇震, 代威, 等. 主燃孔轴向位置对低压点火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1057-1066.
YANG Qian, LIN Yuzhen, DAI Wei, et al. Ignition performance affected by axial position of primary holes at low pressure conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1057-1066. (in Chinese)
[10] 李继保, 刘大响. 局部富油供油扩展燃烧室贫油点火熄火边界研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 221-224.
LI Jibao, LIU Daxiang. A study of local rich fueling design for widening combustor lean ignition and blowout limits[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 221-224. (in Chinese)
[11] 赵明龙, 杨志民, 林宇震, 等. 单头部/扇形/全环燃烧室贫油点火性能换算[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1822-1826.
ZHAO Minglong, YANG Zhimin, LIN Yuzhen, et al. Conversion methods for lean ignition performances among single-sector, multi-sector and full annular combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1822-1826. (in Chinese)
[12] 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. (in Chinese)
[13] 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. (in Chinese)
- [14] BOILEAU M, STAFFELBACH G, CUENOT B, et al. LES of ignition sequence in a gas turbine engine[J]. *Combustion and Flame*, 2008, 154(1/2): 2-22.
- [15] LACAZE G, RICHARDSON E, POINSOT T. Large eddy simulation of spark ignition in a turbulent methane jet[J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(10): 1993-2009.
- [16] JONES W P, PRASAD V N. LES-PDF simulation of a spark ignited turbulent methane jet[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(1): 1355-1363.
- [17] SUBRAMANIAN V, DOMINGO P, VERVISCH L. Large eddy simulation of forced ignition of an annular bluff-body burner[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(3): 579-601.
- [18] 肖为, 江立军, 陈盛. 燃烧室电火花模型[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(1): 25-33.
- XIAO Wei, JIANG Lijun, CHEN Sheng. Spark ignition model for combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(1): 25-33. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)