

文章编号: 1000-8055(2022)10-2335-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220277

预燃级旋流数对中心分级燃烧室点火性能影响

刘 岩¹, 惠 鑫¹, 王建臣¹, 王欣尧², 韩 猛¹

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究预燃级旋流数对中心分级燃烧室点火性能的影响规律, 对采用 3 种不同内外旋流强度预燃级的中心分级燃烧室进行了常温常压、常温低压的贫油点火试验, 获得了贫油点火边界曲线。点火试验结果表明内弱旋流外强旋流预燃级点火性能最好, 增大预燃级内旋流强度不利于点火。研究进一步采用米氏散射技术测量了 3 种方案预燃级出口的燃油空间分布特性, 测量结果表明增大预燃级内旋流强度会使喷雾张角增大, 降低预燃级外旋流强度可以减小喷雾张角, 内弱旋流外强旋流预燃级设计能够让油雾在燃烧室中心轴线和壁面点火嘴附近都有充足的分布, 从而改善燃烧室点火性能。

关 键 词: 点火性能; 中心分级燃烧室; 预燃级旋流数; 油雾空间分布; 喷雾张角

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of swirl number of pilot stage on ignition performance of centrally-staged combustor

LIU Yan¹, HUI Xin¹, WANG Jianchen¹, WANG Xinyao², HAN Meng¹

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the influence of pilot stage swirl intensity on ignition performance, ignition tests using a centrally-staged combustor equipped with three different pilot stages with different inner/outer swirl numbers were carried out at atmospheric temperature and sub-and atmospheric pressures, and the ignition boundaries were obtained. The ignition test results showed that the ignition performance of inner weak swirl and outer strong swirl pilot stage had the best ignition performance, and increasing the inner swirl intensity was not conducive to ignition. The spatial distributions of the fuel spray at the outlet of the three configurations of pilot stage were measured by using the Mie scattering technology. The measurement results showed that increasing the inner swirl intensity can increase the spray angle, and reducing the outer swirl intensity can reduce the spray angle. The pilot stage with inner weak swirl and outer strong swirl led to proper fuel distribution near the central axis of the combustor and near the ignitor, thereby improving the ignition performance. The results are useful for improving ignition performance of centrally-staged combustors.

Keywords: ignition performance; centrally-staged combustor; swirl number of pilot stage; fuel distribution; spray angle

随着科学技术的发展, 人们对飞机飞行性能要求也不断提升, 在兼顾低排放的同时, 航空发

动机燃烧室进口压力和温度均在不断提高, 这对降低污染物的排放提出了更高的要求。国际民航

收稿日期: 2022-04-29

作者简介: 刘岩(1996—), 男, 硕士生, 主要从事低排放燃烧室研究。E-mail: lyliuyan@buaa.edu.cn

通信作者: 王建臣(1986—), 男, 助理研究员, 博士, 主要从事航空发动机低排放燃烧研究。E-mail: wangjianchen@buaa.edu.cn

引用格式: 刘岩, 惠鑫, 王建臣, 等. 预燃级旋流数对中心分级燃烧室点火性能影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2335-2343. LIU Yan, HUI Xin, WANG Jianchen, et al. Effect of swirl number of pilot stage on ignition performance of centrally-staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2335-2343.

组织制定了越来越严格的民用航空发动机污染排放适航标准^[1]。因此,各发动机制造商需要不断发展先进的低排放燃烧技术,才能满足日益严格的发动机污染排放标准。

目前主要的低排放燃烧组织方式有贫油头部燃烧和富油头部燃烧^[2]。与富油头部相比,贫油头部燃烧技术在降低 NO_x 等污染排放中有着更大的潜力^[3]。在贫油头部燃烧技术中,中心分级燃烧以其特有的燃烧组织方式成为低排放燃烧室中广受青睐的一种设计。中心分级燃烧技术采用了气动和燃油同时分级进行燃烧的理念,中心为预燃级,采用扩散燃烧方式,用于保证小工况状态的燃烧效率,并在大工况下为主燃级提供稳定的点火源和辅助燃烧;外围是主燃级,采用贫油预混燃烧方式,用于大工况组织燃烧、降低 NO_x 等污染排放及形成均匀的出口温度分布等^[4]。

目前国际上针对中心分级低排放燃烧室做了大量的研究,其中最具有代表性的有 GE 公司 (General Electric Company) GEnx 发动机 TAPS (twin annular pre-mixing swirler) 方案以及 R-R (Rolls-Royce) 公司 Lean-Burn 方案。GE 公司的公开资料显示, GEnx TAPS 燃烧室 NO_x 排放水平比 CAEP (Committee on Aviation Environmental Protection) /6 标准低 52%, 同时保证良好的 CO、UHC (unburned hydrocarbons) 和冒烟排放^[5-6]。Lean-Burn 是 R-R 公司研制的低排放燃烧室,该燃烧室 NO_x 排放比 CAEP/2 标准低 70% 以上,具有极好的减排性能^[7]。在国内,北京航空航天大学付镇柏、林宇震等^[8-12]研发了一种具有高效降低污染物排放的燃烧室方案——TeLESS (technology of low emission of stirred swirl) 方案,并针对 TeLESS 燃烧室系统地进行了流场、油雾场、燃烧组分场以及燃烧室性能的研究。研究结果表明 TeLESS 燃烧室 NO_x 排放比 CAEP/6 标准降低了 50%。

中心分级燃烧室相对复杂的结构设计不可避免地带来了复杂的点火问题,由于主预燃级分层旋流的作用,中心分级燃烧室的点火比常规燃烧室更困难。早在 20 世纪 80 年代,以 Lefebvre 等为代表的学者就对使用气态燃料和液态燃料的燃烧室点火性能进行了大量的试验研究,提出了燃烧室贫油点火的理论和预测燃烧室点火极限的关系式^[13],这对于当今中心分级燃烧室的设计与评估仍有着重大意义。Kobayashi 等^[14]对中心分级燃烧室常压点火进行了研究,选取了预燃级唇边

长度和预燃级内旋流器的叶片角作为研究对象,发现预燃级唇边长度和预燃级内旋流器叶片角对预燃级单独喷油时的油雾场影响很大,点火性能差异由于油雾分布不同导致。Read^[15]对 Lean-Burn 燃烧室开展了核心火团发展的研究,研究发现点火成功的条件是核心火团能够持续足够的时间并迁移到燃油喷嘴下游。Mosbach 等^[16]使用光学测量手段对一种贫油中心分级燃烧室的高空点火过程进行了研究,重点关注了核心火团的传播途径,发现对于一个成功的火焰稳定过程,其必要条件是初始火焰核心能到达上游区域。最近,王波等^[17-18]对北京航空航天大学发展的第二代中心分级低排放燃烧室 TeLESS-II 的分层旋流点火过程进行了研究,得到了点火能够成功时的核心火团的发展过程,并针对结构参数研究了主燃级叶片角度对燃烧室点火特性的影响,研究发现主燃级叶片角度较大时点火性能较好。吴浩玮等^[19]研究了预燃级内旋流对中心分级燃烧室点火性能的影响,发现预燃级无旋流会破坏回流区结构,影响燃油核心区的分布,对点火不利,但缺乏预燃级有旋时旋流数强弱对点火的影响研究。

上述对于中心分级燃烧室的研究侧重于低排放方面,点火方面则主要是研究核心火团的生成和传播。对于点火特性的影响参数研究集中在头部结构参数方面,直接针对预燃级旋流强度等气动参数的相关研究相对较少,同时缺乏对预燃级内外旋流的综合考量。本文针对采用预燃级双轴向旋流器单头部方案的扇形中心分级燃烧室,通过改变预燃级内外旋流强度的组合,对 3 种不同方案进行了常温常压和常温低压点火性能以及常温常压油雾分布的试验研究,获得不同空气压降下的贫油点火油气比,并结合油雾的空间分布总结预燃级不同内外旋流强度组合方案对燃烧室点火性能的影响机制。

1 试验方案介绍

本文试验研究对象为中小型发动机用中心分级燃烧室,燃烧室中心距离发动机轴线较小,火焰筒外环最大周长与内环最大周长之比为 1.9,选取单头部扇形火焰筒进行测试,实物如图 1 所示。头部由预燃级和主燃级组成,中心为预燃级,为两级轴向结构,外侧是主燃级。该中心分级燃烧室的气量分配为:头部预燃级占 6.8%,其中内旋占 2.04%,外旋占 4.76%,主燃级占 58.6%,其余部

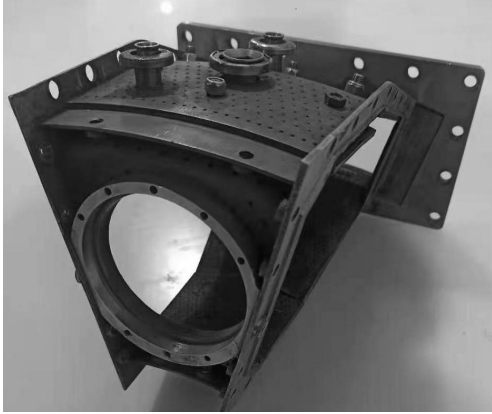


图 1 单环腔火焰筒试验件

Fig. 1 Single annular combustor

分为冷却用气。

本文试验采用的燃烧室头部方案结构如图 2 所示, 主要由主燃级旋流器、预燃级旋流器(分内外旋流两级)、文氏管、预燃级喷嘴 4 部分组成。为了研究不同预燃级内外旋流强度组合对中心分级燃烧室点火性能的影响, 本文将预燃级内外旋流强度作为自变量进行试验研究, 同时保持旋流器有效面积、叶片旋向等其他因素不变, 探究其对中心分级燃烧室点火性能的影响规律。

旋流数是航空发动机燃烧室头部的重要参数, 它表征了旋流空气的切向动量与轴向动量之比, 用来描述旋流的强弱, 是衡量旋流器旋流强度的重要准则。对于轴向旋流器, 旋流数计算公式为

$$G_{\theta} = \int_{R_i}^{R_o} w r \rho u \cdot 2\pi r dr = 2\pi \rho u^2 \tan \alpha \frac{R_o^3}{R_i^3} \quad (1)$$

$$G_x = \int_{R_i}^{R_o} u^2 p \cdot 2\pi r dr = \pi \rho u^2 (R_o^2 - R_i^2) \quad (2)$$

$$S_{i/o} = \frac{G_{\theta}}{G_x R_o} = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - (R_i/R_o)^3}{1 - (R_i/R_o)^2} \right] \tan \alpha \quad (3)$$

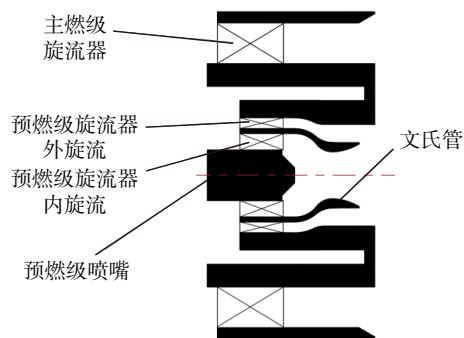


图 2 头部方案结构

Fig. 2 Dome configuration

式中 G_{θ} 为旋流器出口角(切向)动量的轴向通量; G_x 为旋流器出口轴向通量动量; R_i 为旋流器内径; R_o 为旋流器外径; w 为气流切向速度; r 为径向坐标; ρ 为气流密度; u 为气流流速; α 为叶片安装角; S_i 和 S_o 分别为内外旋流数, $S_{i/o}$ 表示内旋流数或者外旋流数。

为保证设计参数的准确性, 还需用计算流体力学软件 Fluent 进行数值模拟, 用来验证旋流器有效面积和旋流数的设计正确性, 最后进行迭代修改直到完成准确设计。

本次试验预燃级喷嘴采用空气雾化喷嘴, 在 0.05 MPa 喷射油压时喷嘴雾化锥角打开为 75.8° 。火焰筒点火嘴位置位于头部端壁下游 57.6 mm 处, 插入深度为点火嘴末端与火焰筒内壁面齐平。燃料采用的 RP-3 航空煤油。试验时主燃级不供油, 煤油从预燃级中心喷嘴喷入燃烧室进行点火。研究所用方案共有 3 种, 各方案的具体参数如表 1 所示。

表 1 预燃级方案设计参数

Table 1 Design parameters of pilot stage scheme

方案	内旋流数	外旋流数	类型
A	0.4	0.8	内弱旋外强旋
B	0.6	0.8	内中旋外强旋
C	0.8	0.6	内强旋外中旋

2 试验系统

2.1 点火试验

常温常压点火试验系统主要由气路系统、测量段、试验段、排气段和油路系统 5 部分组成。图 3 为常压点火系统简图, 气路系统主要由离心风机、调节阀、燃烧室进口测量段组成。离心风机产生的空气通过标准孔板测量质量流量后进入试验测试段, T_3 和 T_4 分别表示燃烧室进口和出口温度, p_3 为燃烧室进口气流压力。孔板测量误差为 $\pm 1\%$ 。油路系统是通过高压氮气瓶形成的高压将航空煤油从油罐压出, 出口由截止阀控制油路开关, 并通过质量流量计测量燃油的质量流量 $\dot{m}$, p_t 用来表示油压示数。质量流量计选用精度较高的科氏流量计(型号 DMF-1-1-B), 精度为 0.2%, 采用误差传递函数计算油气比的误差为 $\pm 1.02\%$ 。点火时只有预燃级供油工作, 采用高能点火器的电火花点火方式, 点火器储能为 12 J, 频率为 6 Hz, 同时在燃烧室出口处安装了一支热电偶, 用于测

试出口温度,判断点火成功与否。点火控制时间为 10 s,点火器工作时间 10 s 内出口温度突然升高则认为点火成功。

在常温常压下进行点火试验时,控制火焰筒压降依次为 1%~4%,初始点火油气比一般在 0.04 左右,每个压降下逐渐改变供油量的大小,直到找出可点燃的最小点火油气比,并在点火边界附近重复试验找到能每次点着的最小点火油气比。

通过测得的不同压降下的最小点火油气比绘制点火边界线。

本文还进行了 3 种方案常温进口压力为 35.7 kPa 工况下的点火试验,试验系统采用真空泵产生低压,获得低压状态进口参数。除此之外,常温低压点火系统与常温常压点火系统类似,本文不再赘述,详细系统图可见文献 [2]。此外低压点火流程以及后续处理与常压点火保持一致。

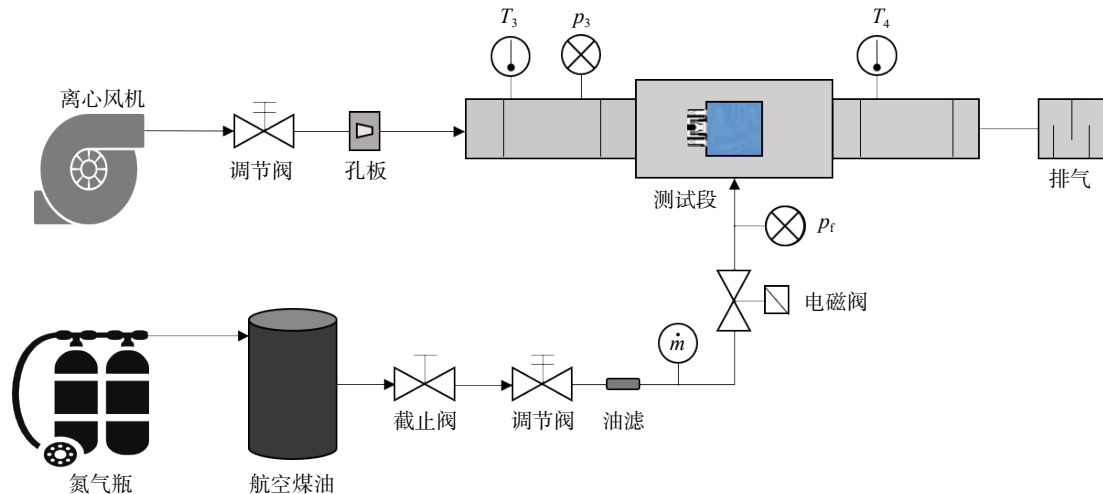


图 3 常压点火系统简图

Fig. 3 Schematic of atmospheric ignition system

2.2 常压油雾场 PMie 试验

为深入分析预燃级内外旋流强度对中心分级燃烧室点火的影响规律,本文还在常压工况下进行了 3 种方案的米氏散射(PMie)油雾分布特性试验。PMie 测雾是基于液滴对光的散射原理,散射光强度与液滴表面积成正比^[20],可以通过散射光的强度判断油雾的空间分布。本文所用中心分

级燃烧室燃油雾化 PMie 测量试验系统主要包括图像采集系统、中心分级燃烧室试验测量段、质量流量计、供油系统,光路系统以及进排气段等部件组成,图 4 为常压油雾场 PMie 测量系统简图。气路空气从中压压气机的稳压气罐流入空气管路,通过标准孔板测量后(测量误差为 $\pm 1\%$)流入试验测量段, Δp 为燃烧室进出口气流压差。供油系统

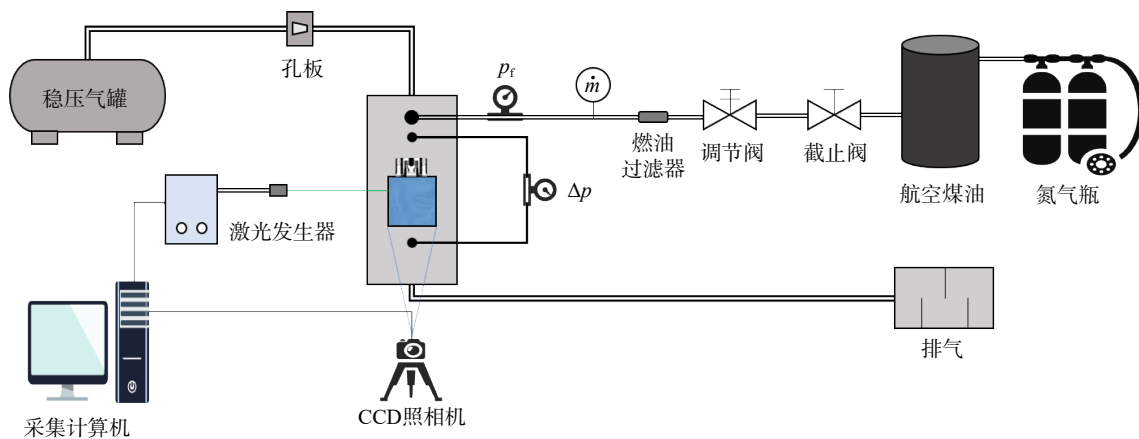


图 4 PMie 测量系统简图

Fig. 4 Schematic of PMie measurement system

由航空煤油、氮气瓶、燃油质量流量计、燃油过滤器、燃油喷嘴和燃油管道组成。航空煤油通过氮气瓶增压后, 经过科氏流量计(型号 DMF-1-1-B)测量其质量流量 $\dot{m}$, 测量精度为 0.2%, 随后通过燃油过滤器, 过滤掉燃油中杂质, 最后经燃油喷嘴喷入燃烧室内进行喷雾试验, p_f 用来表示油压示数。同理油雾场油气比的误差采用误差传递函数计算为 $\pm 1.02\%$ 。

激光发生器采用 LWGL-532-10W 型片光激光器, 其最大输出功率为 10 W, 试验所用功率为 2.1 W。试验段限制域由四块透光玻璃拼成, 无火焰筒。玻璃横向宽度与点火火焰筒上下壁面的最大宽度相同。激光从侧面进入限制域后聚焦在限制域中心截面上, 然后从限制域正面采用 CCD (charge coupled device) 照相机进行原始照片采集, 再经过后处理获得最终试验结果。

3 试验结果分析

3.1 点火结果

贫油点火油气比 f_{lio} 是评价燃烧室点火性能的重要指标, 其定义公式为

$$f_{\text{lio}} = \frac{\dot{m}_{\text{f,lio}}}{\dot{m}_{\text{a,lio}}} \quad (4)$$

式中 $\dot{m}_{\text{f,lio}}$ 为试验中最低点火燃油质量流量, $\dot{m}_{\text{a,lio}}$ 为点火时的空气质量流量。贫油点火油气比将是本文衡量方案点火性能的直接指标。

进行常温常压点火试验时, 燃烧室进口表压为 1~4 kPa, 进口温度为常温, 进口空气质量流量为 0.01~0.15 kg/s。试验时先设定进口空气质量流量调节至合适压降, 待燃油质量流量稳定后开始点火, 若点火成功, 逐步减小燃油质量流量, 直至得到最小能够点火成功的油气比。在最小能够点火成功的油气比工况下, 需要重复点火 3 次以上, 才可确定该油气比为该工况下的贫油点火油气比。以点火油气比为纵坐标, 火焰筒进出口压降为横坐标, 将 3 种方案 A、B、C 不同压降下的贫油点火油气比整理成随进出口压降变化的曲线, 其试验结果如图 5 所示。

由图 5 知, 在常压条件下, A 方案的贫油点火油气比相较于 B 和 C 方案要低, 特别是压降较大的情况下(3%~4% 压降), 这也是燃烧室正常工作工况下的压力损失。A 方案贫油点火油气比边界曲线呈现先减小后增大的趋势, 在 3% 压降时达到最小值 0.013 9, 然后又随着压降增大而逐渐

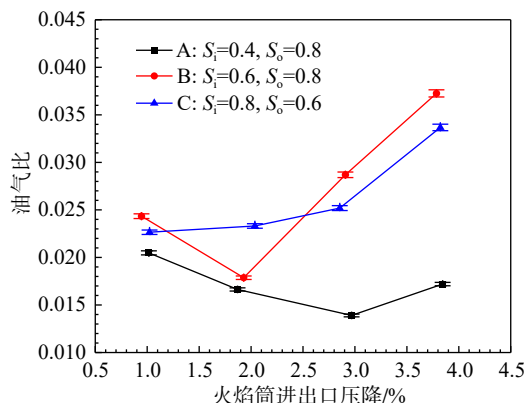


图 5 常压点火边界曲线

Fig. 5 Atmospheric ignition boundary

上升, 对应点火范围变窄。B 方案相较于 A 方案内旋流数从 0.4 增强到 0.6, 外旋流数不变。边界曲线与 A 方案类似先减小后增大, 在 2% 压降时点火油气比最小为 0.017 9, 之后点火性能恶化, 油气比显著提高, 至 3% 和 4% 压降时贫油点火油气比远高于 A 方案, 说明内旋流数的增强会恶化点火性能。C 方案是内强旋外中旋型旋流器, 贫油点火油气比随火焰筒压降呈逐渐增大的趋势, 对应点火边界随压降增大逐渐变窄。该方案最小点火油气比出现在 1% 压降附近, 整体点火性能介于 A 与 B 之间, 但与 B 方案相差不大。

对于中心分级燃烧室, 一般认为小压降时随着压降增大, 进口空气质量流量增加, 气动力增强, 这在一定程度上可以改善雾化。同时供油量的增加使雾化压力增加, 喷嘴的雾化质量进一步得到提高。这两者的综合作用使得燃油颗粒度索太尔平均直径(Sauter mean diameter, SMD)减小。但随着压降的进一步增大, 气动力显著增强, 回流区流速随之增大, 不利于初始火核生成和火焰的稳定, 而燃油雾化已经良好, 雾化质量不再有较大改善, 贫油点火油气比随之增大。A、B 方案都具有典型的中心分级燃烧室贫油点火曲线的特点。

进一步分析可以发现, 3 种方案预燃级内旋流数从 0.4 到 0.6, 再到 0.8 逐渐增大, 外旋流数从 A 和 B 方案的 0.8 到 C 方案的 0.6 适当降低, 对应的最低点火油气比压降从 3% 到 2%, 再到 1% 逐渐降低。可见预燃级内旋流强度的增大能够降低中心分级燃烧室最低点火油气比所对应的压降。这种现象可能是小压降下旋流强度的增大对油雾分布以及雾化的负影响小于较大压降下对油雾的负影响导致的, 使得油气比拐点出现的压降变小。

事实上从图5可以看到较大压降下(3%~4%)B、C方案与A方案点火边界曲线相差较大,小压降时(1%~2%)相差较小,这说明小压降时预燃级旋流强度对燃油雾化影响较小、大压降时影响更大的推论符合试验结果。

此外本文还模拟了高空8 km高度进口压力条件的点火试验。8 km高度进口压力为35.7 kPa,进口温度保持为常温,进口空气质量流量为0.01~0.04 kg/s。考虑到该燃烧室高空工作压降主要集中在2%附近,本文低压点火试验火焰筒压降变化范围控制为1%~3%,每0.5%压降间隔为一次工况点,试验的结果如图6所示。

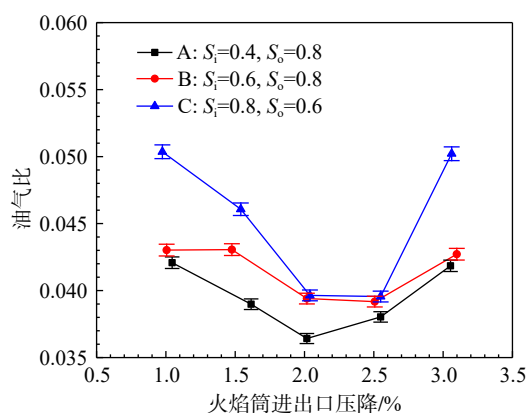


图6 常温低压点火边界曲线

Fig. 6 Ambient temperature and low pressure ignition boundary

高空低压的情况下,3种方案的油气比相较于常压情况均有上升,这主要是由于进口压力降低后,进口空气质量流量降低,小油压下燃油雾化效果较差导致贫油点火油气比升高。3种方案中A方案的点火性能依旧最好,贫油点火油气比随压降变化的曲线与常压情况类似,呈现先减小后增大的趋势,最小油气比为0.0364,出现在2%压降下。其次是B方案,B方案在2.5%压降下油气比达到最小0.0392后又呈增大趋势,整体曲线稍高于A方案,说明低压情况下内旋流对点火性能影响小于常压情况。C方案性能最差,在2.5%压降下点火油气比达到最小值0.0396,随后油气比急剧增大,点火恶化。除2%和2.5%压降外其他工况油气比显著高于B方案,这与常压条件下的结果不同。此外低压时最低油气比出现的压降也不再随内旋流增大而降低。

3.2 常压 PMie 油雾空间分布结果

燃料液滴的空间分布对成功点火来说也非常重要,本文对以上3种方案常温常压的油雾空间分布进行了PMie油雾场光学试验研究。试验时

只有预燃级供油,预燃级喷嘴与点火时所用一致。相同工况下设置照相机自动连拍10张原始图像,原始图像通过后处理获得时均图像,再经过裁剪、降噪以及对称处理获得最终试验结果。由于片光激光器作用在限制域中心截面,得到的试验结果是中心截面油雾的二维分布。而油雾场分布具有三维特征,考虑到中心分级燃烧室头部的对称性和喷嘴油雾周向均匀性,可以认为限制域中心截面的油雾分布基本能代表油雾场空间沿流向中心任意截面上的分布。此外该截面横向宽度与点火火焰筒上下壁面沿流向中心线所在截面宽度相同,通过观察该截面左右两侧的油雾分布可推测真实火焰筒上下壁中心轴线所在面的油雾分布。

图7~图9显示了3种方案在不同工况下的油雾场空间分布特征,图例为信号强度,图例中的颜色从蓝色到红色表示散射光强度从弱到强,蓝色区域液滴浓度低,红色区域液滴浓度高。为方便分析将点火嘴在火焰筒中距离头部端壁的位置用图中黑色方块标注出来(点火嘴位于火焰筒上壁面中心轴线上),黑线是点火嘴中心所在截面 $y=57.6$ mm截面。图7为2%压降下油气比为0.022的油雾场分布,由常压点火试验结果可知此工况下A和B方案均可成功点火,C方案则不能。A和B方案的油雾分布相似,呈空心锥面形状,油雾锥面有一定厚度,雾锥中间处油雾分布最多。C方案受较弱的外旋流影响,锥角较小,油雾呈实心锥分布,燃烧室中心油雾较多,但受主燃级气流回流影响大多集中在黑线截面上方,展向分布(x轴)距离壁面两侧较远,这在三维油雾场中表现为雾锥面距离限制域四周侧壁较远,由于玻璃的宽度和火焰筒上下壁的距离相同,推测油雾在真实火焰筒中也无法到达点火嘴所在上壁面附近。图7中A和B方案的油雾均能在点火嘴壁面附近保持一定浓度分布,而C方案油雾集中在轴向0~40 mm,展向-20~20 mm处,点火嘴附近油雾分布较少,这不利于初始火核的生成,使得C方案在该工况油气比下难以成功点火。

图8显示了3%压降下油气比为0.018(燃油质量流量与图7相同)时3种方案的油雾空间分布对比。常压点火试验时该油气比下A方案能够成功点火,B和C方案则不能。受气流速度的增加影响A方案该工况下油雾呈实心雾锥分布,锥角较图7也有减小,没有完全打开,燃烧室中心油雾多,油雾空间分布均匀,油雾也能够到达下游保证点火嘴壁面附近一定的浓度,使得A方案

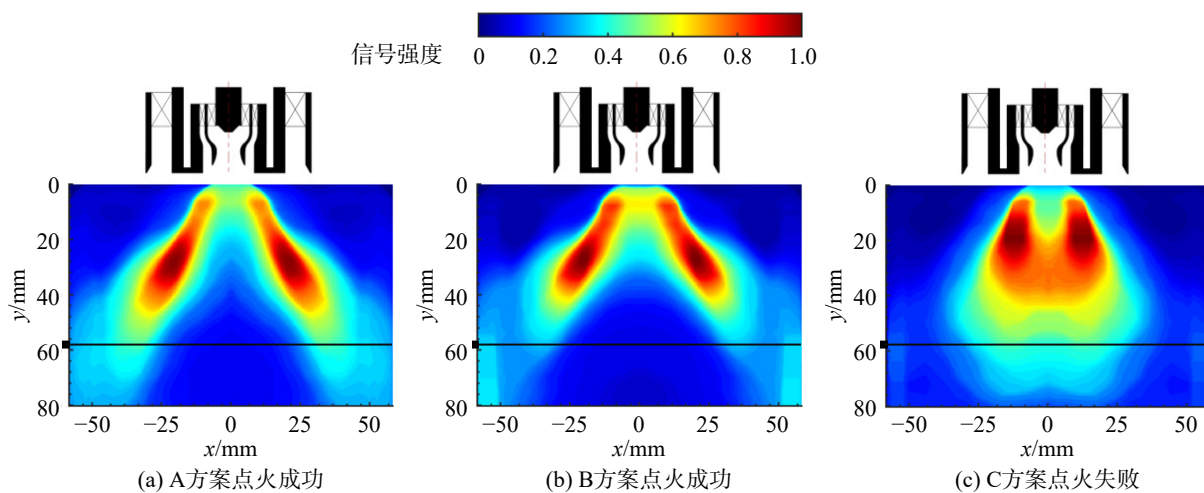


图 7 2% 压降下油气比为 0.022 的 3 种方案油雾场分布

Fig. 7 Fuel distributions of three configurations at fuel/air-ratio of 0.022 and 2% pressure drop

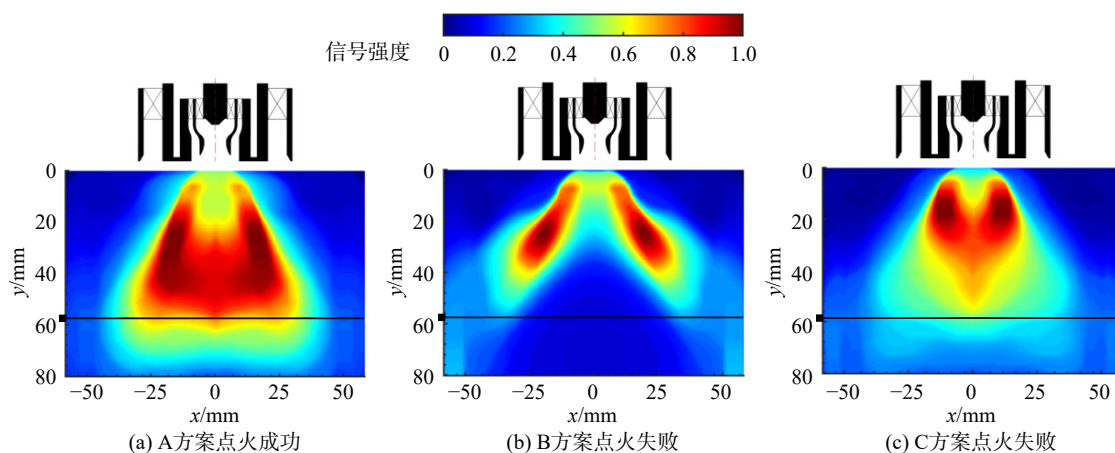


图 8 3% 压降下油气比为 0.018 的 3 种方案油雾场分布

Fig. 8 Fuel distributions of three configurations at fuel/air-ratio of 0.018 and 3% pressure drop

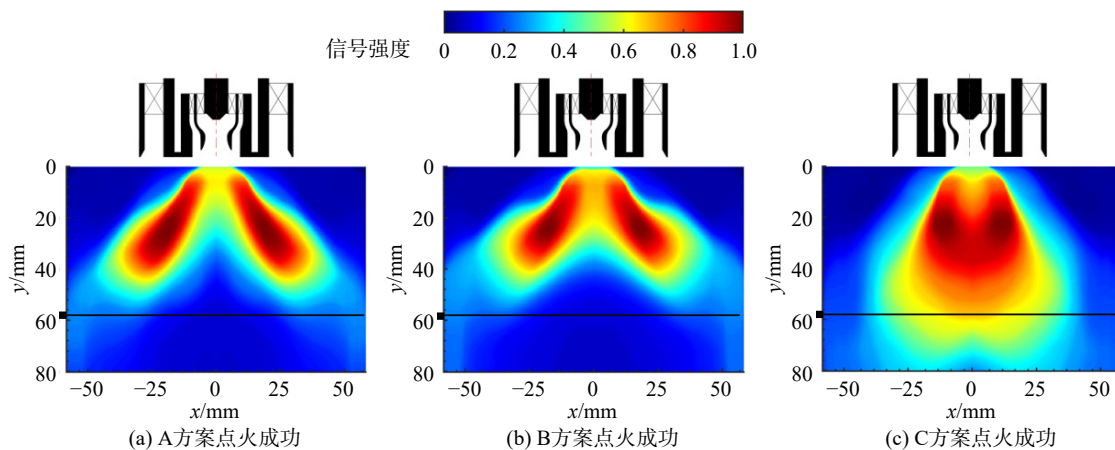


图 9 3% 压降下油气比为 0.03 的 3 种方案油雾场分布

Fig. 9 Fuel distributions of three configurations at fuel/air-ratio of 0.03 and 3% pressure drop

在更小的油气比 0.018 下成功点火。B 方案较 A 方案内旋流强度增大 0.2 后,加强了内旋空气对油雾的剪切作用,在该油气比下锥角已经打开,油雾分布与 2% 压降时类似,但此时由于压降的增大气流速度也在增大,同时油气比在减小,这些因素均不利于 B 方案的成功点火。结合图 8 中 A、B 方案的油雾分布以及 A、B 方案点火结果可知,燃烧室中心轴线附近的油雾多有利于成功点火。由 Lefebvre 点火理论,燃烧室中心线附近缺乏燃料容易导致点火失败^[13],这与 Lefebvre 点火理论相符。C 方案油雾较图 7 沿轴向下游推进有限,与 A 方案相比是轴向分布太过靠上游,黑线 $y=57.6\text{ mm}$ 截面处展向分布也不够好,也不能够成功点火。

图 9 为 3% 压降下油气比增大到 0.03 时 3 种方案的油雾分布,该工况下由常压点火结果可知 3 种方案均能成功点火。A 方案的锥角已完全打开,油雾重新呈现空心雾锥分布,锥角约为 86° 。随油气比增大,B 方案较图 8 中雾锥厚度有明显增加,锥角也有所增大,约为 100° 。此外油气比为 0.03 时 B 方案雾锥比 A 方案雾锥更厚,保证了 B 方案也有足够的油雾到下游点火嘴壁面处。C 方案内旋流强于外旋流,受较弱的外旋流影响,锥角较小约为 78° ,小锥角使得 C 方案油雾一直呈实心分布,油气比增大使油雾沿燃烧室轴向下扩散,最终受主燃级气流影响,形成回流。此时油雾场轴向分布和燃烧室中心线径向上的分布可使燃烧室中心和点火嘴壁面附近都有足够的油气混合物,保证点火的成功。

以上分析可以看出,A 方案较小油气比下出现的实心雾锥的油雾分布有利于成功点火,空心雾锥的点火相对比较困难,点火成功时所需油气比较高。B 方案增大内旋流强度后油雾锥角过早打开,中心回流区缺乏油雾分布,使得火核形成后无法在中心回流区形成稳定的火焰,从而点火性能较 A 方案恶化。此外由于油雾场是三维分布,B 方案较大的锥角在扇形火焰筒左右侧壁两边容易发生油雾打壁现象,从而恶化油雾的雾化质量,这可能是 B 方案点火性能较差的原因之一。C 方案则由于缺乏足够大的雾化张角,使得油雾无法输运至点火嘴附近,无法形成足够强度的火核并传播至中心回流区,导致点火性能恶化。由此可见,点火是否成功不但取决于喷雾张角,还与中心回流区油雾浓度分布有关。

本文 3 种预燃级方案点火研究表明,增加预

燃级内旋流强度可保证油雾具有足够大的喷雾张角,让油雾充分到达点火嘴壁面附近,有利于火核的形成和传播;降低预燃级外旋流强度可以提高中心回流区油雾场浓度,有利于火焰的稳定。因此,合理地设计预燃级内外旋流强度,保证点火工况下燃烧室内部具有合适的喷雾张角和分布是提升燃烧室点火性能的关键。

4 结 论

本文对采用预燃级双轴向旋流器的中心分级燃烧室点火性能及油雾分布进行了试验研究。试验针对不同内外旋流强度组合的 3 种预燃级方案,在常温常压和常温低压工况下进行了点火试验,同时获得了常温常压工况下的 PMie 油雾空间分布,得到的主要结论如下:

1) 增大预燃级内旋流强度不利于提高燃烧室点火性能。试验结果表明,常压条件下 A 方案(内旋流数为 0.4,外旋流数为 0.8)点火性能最好,C 方案(内旋流数为 0.8,外旋流数为 0.6)其次,B 方案(内旋流数为 0.6,外旋流数为 0.8)最差。

2) 常压条件下,增大预燃级内旋流强度可以使得中心分级燃烧室油气比拐点对应的压降变小。小压降下(1%~2%)内外旋流变化对点火影响小于大压降下(3%~4%)的影响。

3) 常温低压条件下,随进口压力降低,贫油点火油气比升高。点火性能高低依次为 A、B、C 方案,这与常压点火性能排序并不相同。

4) 较大的喷雾张角可以保证点火嘴附近油雾的分布,有利于火核的形成和传播;较小的喷雾张角可以保证中心回流区油雾场浓度,有利于火核生成后火焰的稳定。内弱旋外强旋预燃级设计能够使油雾在点火嘴附近与燃烧室中心回流区都具有当量比合适的油气混合物,从而促进了火核的传播和稳定,提高了成功点火概率。

参考文献:

- [1] International Civil Aviation Organization. International standards and recommended practices environmental protection annex 16 to the convention on international civil aviation:volume II aviation engine emissions[R]. Convention on International Civil Aviation- Doc7300, 1993.
- [2] 王延胜,林宇震,李林,等.中心分级燃烧室点火性能试验研究[J].推进技术,2016,37(1):98-104.
WANG Yansheng, LIN Yuzhen, LI Lin, et al. Experimental investigation on ignition performance of internally-staged combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(1): 98-104. (in Chinese)
- [3] Committee on Aviation Environmental Protection. Report of the in-

- dependent experts to CAEP/8 on the second NO_x review and the established of medium and long term technology goals for NO_x[R]. International Civil Aviation Organization 9953, 2010.
- [4] 邹博文, 许全宏, 曹文宇, 等. 中心分级燃烧室耦合回流区贫油熄火机理[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1759-1763.
- ZOU Bowen, XU Quanhong, CAO Wenyu, et al. Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1759-1763. (in Chinese)
- [5] FOUST M, THOMSE D, STICKLES R, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. AIAA-2012-0936, 2012.
- [6] MONGIA H. TAPS: a fourth generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657, 2003.
- [7] BAKE S, LAZIK W, DOERR T, et al. Development of lean-burn low-NO_x combustion technology at Rolls-Royce Deutschland[R]. 2008-GT-51115, 2008.
- [8] FU Zhenbo, LIN Yuzhen, LI Lin, et al. Experimental and numerical studies of a lean-burn internally-staged combustor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(3): 488-496.
- [9] 付镇柏, 林宇震, 傅奇慧, 等. 不同台阶高度对中心分级燃烧室点火熄火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1062-1070.
- FU Zhenbo, LIN Yuzhen, FU Qihui, et al. Effect of different step heights on ignition and blowout performance of internally-staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1062-1070. (in Chinese)
- [10] FU Zhenbo, LIN Yuzhen, LI Jibao, et al. Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor[R]. 2011-GT-45786, 2011.
- [11] 李海涛, 许全宏, 付镇柏, 等. 中心分级燃烧室预燃级贫油熄火性能试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2188-2194.
- LI Haitao, XU Quanhong, FU Zhenbo, et al. Experimental on lean blow-out performance of pilot stage in internally-staged combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2188-2194. (in Chinese)
- [12] 付镇柏, 林宇震, 张弛, 等. 中心分级燃烧室预燃级燃烧性能实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 46-52.
- FU Zhenbo, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Experimental of combustion performance of internally-staged combustor pilot stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 46-52. (in Chinese)
- [13] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion[M]. London, UK: Taylor and Francis Press, 1999.
- [14] KOBAYASHI M, OGATA H, ODA T, et al. Improvement on ignition performance for a lean staged low NO_x combustor[R]. 2011-GT-46187, 2011.
- [15] READ R W. Experimental investigations into high-altitude relight of a gas turbine[D]. Cambridgeshire, UK: University of Cambridge, 2008.
- [16] MOSBACH T, SADANANDAN R, MEIER W, et al. Experimental analysis of altitude relight under realistic conditions using laser and high-speed video techniques[R]. 2010-GT-22625, 2010.
- [17] WANG Bo, ZHANG Chi, LIN Yuzhen, et al. Influence of main swirler vane angle on the ignition performance of TeLESS- II combustor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 139(1): 011501.1-011501.10.
- [18] 王波. 同心分层旋流点火基础问题研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017.
- WANG BO. Fundamental studies on the ignition of concentric swirling flows[D]. Beijing: Beihang University, 2017. (in Chinese)
- [19] 吴浩玮, 陈浩, 刘存喜, 等. 燃级内级旋流对燃烧室点/熄火性能的影响[J]. 燃烧科学与技术, 2017, 23(6): 560-566.
- WU Haowei, CHEN Hao, LIU Cunxi, et al. Effect of pilot-inner-staged swirl on ignition and blowout performance of combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2017, 23(6): 560-566. (in Chinese)
- [20] ZENG Wei, XU Ming, ZHANG Yuyin, et al. Laser sheet dropsizing of evaporating sprays using simultaneous LIEF/MIE techniques[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 1677-1685.

(编辑: 秦理曼)