

航改型双环燃烧室燃烧反应特性试验

刘爱骥, 朱悦, 陈保东, 刘凯, 曾文, 王成军

(沈阳航空航天大学 航空航天工程学院, 沈阳 110136)

摘 要: 针对地面运输用燃气轮机低排放的要求, 试验研究了一种双环预混旋流(TAPS)燃烧室在以 0 号柴油为燃料时的反应特性。结果表明: 采用 TAPS 燃烧室由于空气分配方式的改变, 总压恢复系数在 0.97 以上, 高于经典单环燃烧室。由于柴油黏度和燃点的影响, 使用柴油为燃料时最低常压点火油气比高于 0.05, 要比相同结构采用航空煤油为燃料时的点火油气比高, 但慢车贫油熄火极限没有明显的变化, 维持在 0.006~0.008 之间。采用压力雾化的预燃级存在燃料混合不均匀的问题, 导致燃烧效率只能达到 0.99, 为要求值的下限, 但燃烧室出口温度分布系数小于 0.25, 达到了所要求的性能指标。由于采用了预混预蒸发燃烧, 污染物排放中 NO_x 的干基体积分数为 1.76×10^{-5} , 明显低于所要求的性能指标, 但 CO 的干基体积分数较高达到了 5.02×10^{-4} 。综合比较各项性能指标, 该燃烧室在点火、贫油熄火、燃烧室出口温度分布和 NO_x 排放上表现出了一定的优势, 但燃烧效率低和 CO 排放高还是需要解决的问题。

关 键 词: 双环预混旋流燃烧室; 中心分级; 点火; 贫油熄火特性; 燃烧效率

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment on combustion characteristics of aeroderivative gas turbine twins annular combustor

LIU Aiguo, ZHU Yue, CHEN Baodong, LIU Kai, ZENG Wen, WANG Chengjun

(Faculty of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The reaction characteristics of a kind of twins annual premixed swirler (TAPS) combustor were studied using No. 0 diesel as fuel in order to satisfy the requirement of low emission of gas turbine for ground transportation. The results showed that, the total pressure recovery coefficient of the TAPS combustor reached more than 0.97, higher than classical single annual combustor due to the changes in air distribution characteristics. The minimum atmospheric ignition fuel-air ratio over 0.05 was higher than that using the aviation kerosene as fuel with the same combustor structure due to the influence of viscosity and flash point, but idle lean blow-out limit had no obvious change between 0.006 and 0.008. The fuel mixing was nonuniform due to pressure atomization at the pilot stage, which caused the lower combustion efficiency 0.99, but the outlet temperature distribution factor was less than 0.25, which can meet the requirement. For the pollution emissions, NO_x dry volumn fraction was 1.76×10^{-5} significantly lower than the required index, but the CO dry volumn fraction was higher up to 5.02×10^{-4} due to use of the premixed pre-evaporation combustion. Through comprehensive comparison of various per-

收稿日期: 2015-12-09

基金项目: 国家自然科学基金(51476106); 航空基金(2015ZB54003)

作者简介: 刘爱骥(1979—), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为先进低排放燃烧技术。

通讯作者: 陈保东(1962—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事先进燃烧技术的研究。

引用格式: 刘爱骥, 朱悦, 陈保东, 等. 航改型双环燃烧室燃烧反应特性试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1793-1800. LIU Aiguo, ZHU Yue, CHEN Baodong, et al. Experiment on combustion characteristics of aeroderivative gas turbine twins annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1793-1800.

formance indicators, the combustor has advantages in ignition, lean blow-out, combustor outlet temperature distribution and NO_x emissions, but the lower combustion efficiency and higher CO emission are still problems to be solved.

Key words: twins annular premixed swirler combustor; center staged; ignition; lean blow-out performance; combustion efficiency

燃气轮机作为一种高效、灵活的动力装置,广泛应用于电力和运输等领域。根据燃气轮机的设计方式不同,地面用燃气轮机分为专门设计的燃气轮机和航改型燃气轮机两种,其中航改型燃气轮机多借鉴航空发动机的技术。燃气轮机单机输出功率、机组效率与污染物排放水平成为燃气轮机市场竞争的焦点。根据热力循环原理可知,燃气轮机循环效率的提高主要依靠增加涡轮进口温度来实现。目前,GE 公司与西门子公司推出的 H 级机组,其燃烧室的排气温度已达到了 1500℃。三菱公司推出的 J 级燃气轮机机组燃烧室进口燃气温度达到了 1600℃。此外,三菱等各大公司正在进行 1700℃ 等级的燃气轮机技术研究。涡轮进口温度的提高可明显改善机组效率,但与之相矛盾的是燃烧室内 NO_x 的排放也将随着排气温度的提高而增加。

为降低燃气轮机污染物排放,世界各国都对低污染燃烧技术进行了广泛的研究,发展了不同形式的低污染燃烧室^[1]。对燃气轮机低排放燃烧技术的研究首先是针对航空燃气轮机的。20 世纪 70 年代美国发展了分级燃烧室、贫油预混预蒸发燃烧室、催化燃烧室以及变几何燃烧室等^[2]。20 世纪 80 年代初为了适应馏分放宽的燃油,又发展了富油燃烧/淬熄/贫油燃烧室^[3]。随着地面燃气轮机的大规模应用,污染物排放问题也同样受到了重视。针对航空发动机发展的低污染燃烧技术在地面燃气轮机上也得到了广泛应用,同时还针对地面燃气轮机的特点开发了烟气再循环燃烧技术^[4]、湿化燃烧技术^[5]和燃料再热式燃烧技术等^[6]。

双环预混旋流(twin annular premixing swirler, TAPS)燃烧室是 GE 公司在 20 世纪 90 年代研发的一种燃油中心分级低排放燃烧室,经测试其污染物排放水平比目前的标准低 85%^[7]。目前在 CFM56-7, GE90 和 GEnx 发动机上都得到了应用,其 NO_x、碳烟、UHC(unburnt hydrocarbon)和 CO 的排放只有 CAEP(Committee on Aviation Environmental Protection)标准的 45%, 10%, 5% 和 30%, 是一种极富发展前景的低污染

燃烧技术^[1]。近年来针对该形式的低污染燃烧室,国内也开展了大量的研究工作,获得了丰富的试验数据。南京航空航天大学针对该燃烧室的雾化特性及影响因素进行了详细的研究,分析了进口空气流量、燃油喷射方式等对油雾特性的影响^[8-9]。中国科学院工程热物理研究所、沈阳发动机研究所等单位针对燃油的分级特性对燃烧室的燃烧及排放等性能的影响进行了理论研究和试验测试,结果表明调节两级的燃油分配比例可以改善燃烧室的污染物排放^[10-11]。北京航空航天大学对双环腔中心分级燃烧室开展了详细的研究工作,获得了大量有意义的试验结果,确认使用中心分级燃烧方案的燃烧室与常规燃烧室相比可以大幅度降低 NO_x 的排放,同时还针对如何采用较短的距离实现主燃级燃油与空气的预混预蒸发提出了多种方案并申请了专利^[12-15]。但是,这些研究都是采用航空煤油为燃料的。地面用燃气轮机,尤其是作为地面运输动力设备的燃气轮机,目前还主要是以柴油为燃料。与航空煤油相比,柴油热值为 46 MJ/kg,略高于航空煤油的热值 42.5 MJ/kg,同时其黏度、自燃点、燃点都明显高于航空煤油,而其可燃极限(体积分数为 0.5%~4.0%)要低于航空煤油(体积分数为 1.4%~7.5%)。燃料物性及燃烧特性的不同,会导致在燃烧室内的反应特性产生明显的差异。因此,本文针对地面运输动力设备用燃气轮机的双环腔低排放燃烧室的燃烧特性进行了试验研究,研究了以 0 号柴油为燃料时燃烧室的点火、熄火特性及燃烧效率、污染物排放等燃烧特性,为地面用低排放燃烧室的发展提供一定的指导作用。

1 试验研究对象

本文所研究的 TAPS 燃烧室,是一种以双环预混旋流低污染燃烧技术为基础^[16]、引入多点燃油直接喷射技术^[17]的 TAPS 燃烧室,燃烧室头部示意图如图 1 所示。燃烧室头部的主燃级和值班级结构示意图如图 2 所示,其特点是:它是由主燃级旋流器和值班级旋流器分别产生两个同轴反向的环形旋转射流,其中主燃级是由径向旋流器、多

点燃油直接喷射孔与空腔等构成。空气由径向旋流器流入空腔,径向旋流器共有 24 个叶片,叶片安装角为 55°。燃油由直射式喷嘴射流进入空腔,在空腔内完成燃油的预混预蒸发,其中直射式喷孔直径为 0.4 mm,共 12 个喷孔,喷孔方向与壁面成 90°角。值班级由压力雾化喷嘴、两级轴向同向旋流器、文氏管、套筒组成。值班级压力雾化喷嘴由周向均布的 3 个直径为 0.4 mm 的喷嘴组成,且与锥面成 90°角,喷出的燃油在文氏管表面形成油膜,在内旋流器和中旋流器气流剪切作用下实现燃油的雾化,在值班旋流器出口形成扩散燃烧,提供不同工况条件下的稳定点火源。其中,内旋流器的旋转角度为 35°,中旋流器的旋转角度为 45°。

为降低污染物的排放,尤其是热力型 NO_x 的生成与排放,TAPS 燃烧室需要大幅度提高用于参加燃烧的空气分配比例,导致用于冷却的空气量减少,使火焰筒的结构形式和冷却方式与传统火焰筒明显不同^[16]。所研究燃烧室的火焰筒壁面采用了多斜孔冷却方式,在单层壁面上打出大量的倾斜小孔,冷却气流从冷侧进入众多的倾斜小孔,在斜孔内与壁面进行内对流换热,带走火焰筒的热量,冷却气流出火焰筒壁后,在壁的内侧形成全覆盖气膜冷却,不再开主燃孔和掺混孔。进入燃烧室内的空气除用于冷却壁面外,其余都通过头部的旋流器进入火焰筒,形成头部的贫油燃烧。

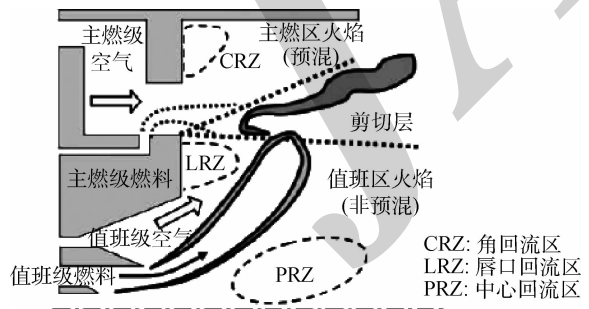


图 1 燃烧室头部示意图
Fig. 1 Schematic diagram of combustor dome

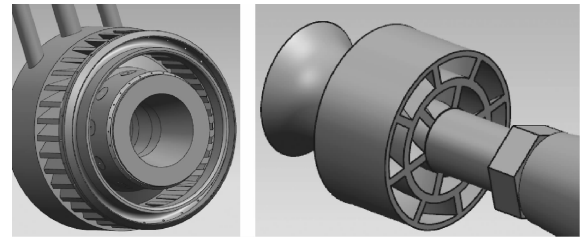


图 2 主燃级和值班级示意图
Fig. 2 Schematic diagram of primary stage and pilot stage

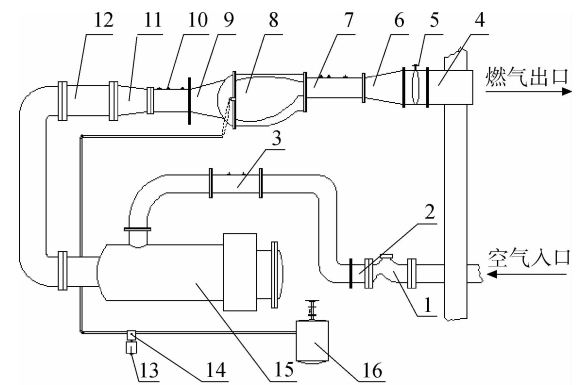
2 试验装置与试验过程

用于燃烧室性能研究的试验系统构造图如图 3 所示。在对燃烧室的性能进行测试时,将需要测试的燃烧室安装在扩压段 9 之后、出口测量段 7 之前。空气由风机增压并经储存罐调压缓存后由进气阀 1 控制流量,经气滤 2 去除空气中的杂质和水分后在电加热器 15 内实现对燃烧室进口空气温度的控制。空气流量的大小可由燃烧室进口的孔板流量计进行测量,通过调节进气阀实现空气流量的调节。采用电加热器对燃烧室进口空气进行加热,具有温度控制精确的优点,同时还可以保证燃烧室进口为纯净空气。

供油系统由油箱 16 和油泵 14 组成,油泵的最大工作压力为 2 MPa。油泵由变频电动机 13 控制,实现对所需燃油的控制。燃油在油泵的作用下经燃油管由喷嘴进入燃烧室,在喷嘴前安装一个两位三通电磁阀实现进入燃烧室的燃油快速切换。喷嘴上游安装量程为 1 MPa 的差压计,背压端连接到试验段通道,差压计用于测量试验时喷嘴前后的燃油压差并由式(1)计算燃油流量。本试验测量系统的测量精度可靠,误差分析表明,油气比测量结果的误差在 4% 以内。

$$\dot{m}_f = F \sqrt{\Delta p_f} \tag{1}$$

式中 $\dot{m}_f$ 为燃油流量(kg/h); F 为喷嘴流量数(kg/(h · MPa^{0.5})); Δp_f 为喷嘴前后燃油压差(MPa)。



- 1 进气阀; 2 气滤; 3 进口测量段; 4 排气段; 5 节流阀;
- 6 转桥段; 7 出口测量段; 8 燃烧室; 9 扩压段;
- 10 进气测量段; 11 过滤段; 12 孔板流量计; 13 变频电动机;
- 14 油泵; 15 电加热器; 16 油箱

图 3 发动机燃烧室试验台架构造简图
Fig. 3 Test bench structure diagram of the engine combustor

总压恢复系数的测定采用总压传感器进行,在燃烧室的进、出口各采用 3 支传感器,沿进出口截面均匀分布,相互对应。

在点火试验中,只有值班级喷嘴供油工作。点火试验时,给定进口空气流量和燃油流量,若点火成功,逐步减小燃料流量,得到最小能够点着火的油气比。在能够点着火的最小油气比的工况下,需要重复点火 3 次以上,才可确定该油气比为该工况下的最小点火油气比。点火是否成功通过图 4 所示的观察窗和出口热电偶测量温度判断,观察窗中能看见明显火焰,出口燃气温度明显升高且关闭点火器后温度不下降即可确定为点火成功。

在慢车贫油熄火试验时,采用减油法来确定贫油熄火的油气比。具体操作方法为,首先依据模拟慢车状态的燃烧室进口参数及油气比稳定燃烧,然后缓慢减少燃油流量直至燃烧室熄火,记录熄火时的油气比,即为贫油熄火油气比。判断熄火的方法采用观察窗目测和热电偶测量温度相结合的方法,观察窗中无火焰且出口燃气温度明显降低即可判断为熄火。每次慢车贫油熄火试验重复 3 次,取平均值,获得该流量下的慢车贫油熄火极限。

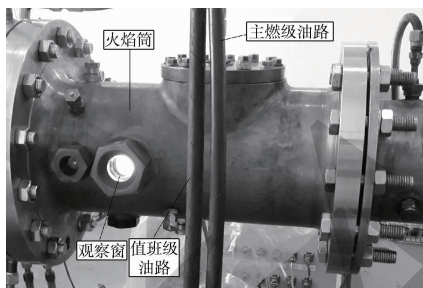


图 4 试验中的燃烧室试验台

Fig. 4 Combustor test rig under experiment

燃烧效率及排放特性试验在模拟设计状态下进行,采用双油路同时供油。其中,燃烧效率的测试通过燃气分析法和温升法两种方法进行,排放特性通过对尾气的排放测量来获得相关数据。燃烧室出口段的取样环如图 5 所示,燃烧后的气体通过采样环前端的 12 个小孔进入采样环,气流经过带冷却的细管道流动,实现淬熄作用,冻结燃烧化学反应。采样环气体从取样出口出来后由 150℃ 恒温管道进入燃气成分分析仪,进行成分分析。在对尾气的测量中,采用了安捷伦 7890A 型气相色谱和 Testo 350 在线气体分析仪两种设备,在对碳烟的测量中采用了 MODEL107 IN-FOPAK 烟度仪。

燃烧室出口温度场通过在出口布置最高测量温度为 1800℃ 的铂铑 10-铂铈状热电偶来测量,热电偶的布置方式如图 6 所示。在燃烧室出口周向安装了 4 组热电偶,每组热电偶有 3 个测点,可

对燃烧室出口燃气温度的周向和径向分布进行测量。在测试之前对每种测试设备都需进行重新标定,尽量减少由标定所引起的测量误差。但由设备本身所引起的测量误差难以避免,其中气相色谱的测量误差在±2%以内,在线气体分析仪的测量误差在±5%以内。

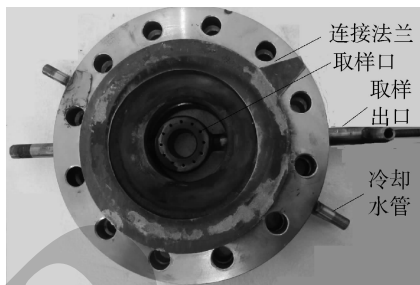


图 5 燃烧室出口取样环

Fig. 5 Sample ring at combustor outlet

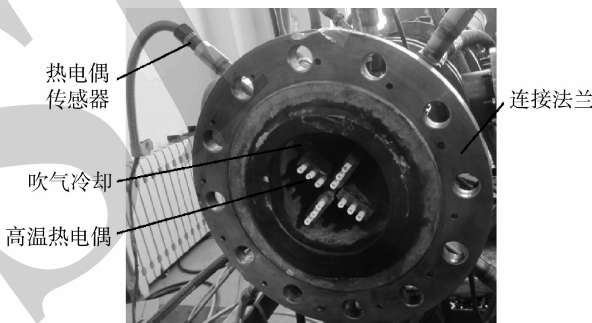


图 6 燃烧室出口热电偶

Fig. 6 Thermocouple at combustor outlet

3 试验结果与分析

3.1 总压恢复系数

总压恢复系数定义为燃烧室出口平均总压 p_4 与燃烧室进口平均总压 p_3 之比

$$\sigma = \frac{p_4}{p_3} \quad (2)$$

不同进口流量下燃烧室的总压恢复系数如图 7 所示。从试验结果可以看出,随着进口空气流量增加燃烧室内流速增加,压力损失与流速的平方成正比,因此总压恢复系数随进口空气流量的增加而下降。同时还可以看出,不同进口空气流量下燃烧室的总压恢复系数都在 0.97 以上,明显高于经典的单环腔火焰筒出口 0.94~0.95 的总压恢复系数。这是由于中心分级燃烧室取消了掺混孔,降低了冷却气膜面积,减少了部分掺混损失,使得中心分级燃烧室具有比单环腔燃烧室更低的总压损失。

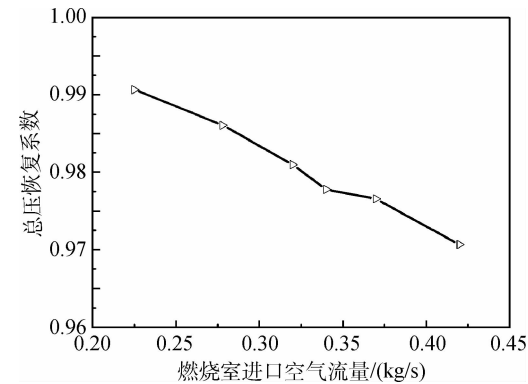


图 7 总压恢复系数

Fig. 7 Total pressure recovery coefficient

3.2 常压点火特性

对不同空气流量下的燃烧室常压点火性能进行了试验研究,试验中只有预燃级喷嘴供油工作,采用的液态燃料为 0 号柴油,以产生 12~13J 能量的点火器进行点火。测试过程中,首先调节好空气流量,然后调节平流泵的燃油流量,待流量稳定后,同时开启点火器开关、两位三通电磁阀。根据采集系统的时间和数据记录,在开启点火器 8 s 内,出口燃气温度明显升高,且关闭点火器后出口燃气温度一直保持在较高温度区间不下降,则该油气比和气流条件下点火成功,否则,认为点火不成功。此时,通过观察窗可看见明显的火焰。在不同空气流量下进行点火试验,将点火油气比整理成随空气流量的关系图,将最小能够点着火的贫油点火油气比连成一条曲线,就是该方案的贫油点火边界。

图 8 所示为常压贫油点火试验测试结果。由结果可以看出,随着燃烧室进口空气流量的增大,贫油点火油气比呈现先降低后变大的趋势,这种现象的出现主要是由燃烧区的气流速度和燃油雾化质量共同决定的。旋流器出口气流速度低有助

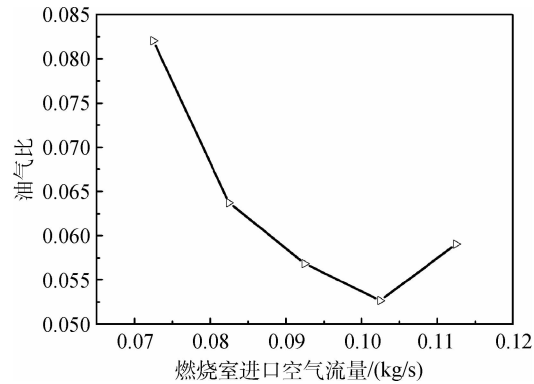


图 8 常压点火边界

Fig. 8 Ignition boundary under normal inlet pressure

于火焰的传播和稳定,但较高的气流速度会改善燃油雾化效果,燃油雾化后的索太尔平均直径越小,越有助于点火^[18]。在空气流量从 0.07 kg/s 增加到 0.1025 kg/s 的过程中,燃油雾化质量对点火的性能起主要作用,随空气流量增加,雾化质量改善导致点火油气比降低。但流量大于 0.1025 kg/s 后,流速对点火性能产生了不利的影响,导致点火油气比升高。与参考文献^[19]使用 RP-3 航空煤油的结果相比,在点火特性曲线的发展趋势上是相同的,但相同空气流量下点火油气比明显偏高,这与柴油的黏度和燃点高于航空煤油有关。

3.3 慢车贫油熄火特性

贫油熄火油气比是判定燃烧室稳定性好坏的重要指标,通常希望熄火油气比越低越好。

贫油熄火试验采用减油法,设定燃烧室进口空气参数:温度为 240℃,总压为 0.253MPa,调节燃烧室进口空气流量,测定不同流量下的熄火油气比。在不同空气流量下,按设计的油气比进行供油,点着火后,缓慢减少燃油流量直至燃烧室熄火,减油的过程按照单位时间内的减油量基本相当来控制。记录贫油熄火时的燃油流量和空气流量,计算慢车熄火时的油气比,即为贫油熄火油气比。为保证数据置信度,每个熄火点需要测量两次以上,改变空气流量,再次得出贫油熄火油气比,所获得的贫油熄火边界线如图 9 所示。

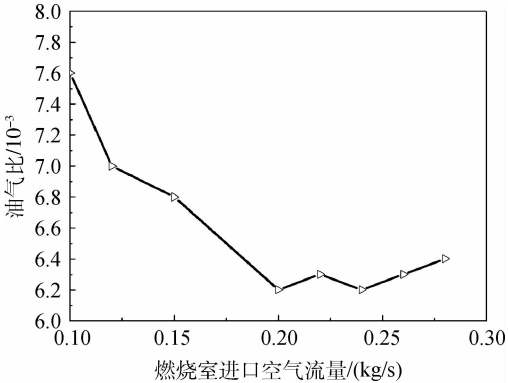


图 9 慢车贫油熄火边界

Fig. 9 Lean blow-out boundary under idle

从试验结果可以看出,随着燃烧室进口空气流量的增加,贫油熄火油气比先降低然后基本保持不变。在所研究的流量范围内,燃烧室进口空气流量对慢车贫油熄火油气比的影响不大,保持在 0.006~0.008 之间。随着燃烧室进口空气流量的增加,燃油雾化质量提高,有利于燃油的雾化蒸发,因此随着空气流量增大贫油熄火油气比降低。但空气流量达到一定值后,流速的增大将不

利于火焰稳定,在这两方面因素的作用下贫油熄火油气比基本保持不变。

为分析进口空气温度对贫油熄火油气比的影响,设定燃烧室进口空气参数:流量为 0.25 kg/s,总压为 0.253 MPa,调节燃烧室进口空气温度,测定不同进口空气温度下的熄火油气比。不同入口空气温度下贫油熄火边界如图 10 所示。

由试验结果可以看出,不同燃烧室进口空气温度下贫油熄火边界基本不变,维持在 0.006~0.007 之间。根据贫油熄火的特征时间模型,贫油熄火的临界条件是回流区剪切层驻留时间等于燃油颗粒蒸发时间和化学反应时间之和^[20]。随着进口空气温度的提高,有利于燃油的蒸发和化学反应,但当进口空气温度升高到一定程度后,温度对燃油颗粒的蒸发和化学反应时间的影响将变小。

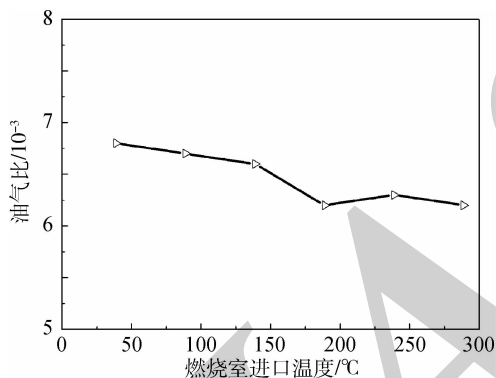


图 10 不同进口温度下贫油熄火边界

Fig. 10 Lean blow-out boundary under different inlet temperatures

总体来看,所测试燃烧室的贫油熄火性能良好,已达到了民用航空发动机油气比低于 0.007 的要求,柴油较窄的可燃极限未对贫油熄火特性产生影响,该燃烧室使用柴油为燃料时可以满足发动机在不同工况下的稳定运行。

3.4 燃烧效率

在对燃烧效率的测试中,采用了温升法和燃气分析法两种方法,并对两种方法的结果进行了对比。其中温升效率 η_{bt} 定义为实际温升 Δt_{pr} 与理论温升 ΔT_{th} 的比值。

$$\eta_{bt} = \frac{\Delta t_{pr}}{\Delta T_{th}} = \frac{t_{4pr} - t_{3ave}}{t_{4th} - t_{3ave}} \quad (3)$$

式中 t_{4pr} 为燃烧室实际出口燃气平均温度(°C); t_{4th} 为燃烧室完全燃烧时理论计算的出口燃气平均温度(°C); t_{3ave} 为燃烧室进口空气平均温度(°C)。

燃气分析法测燃烧效率采用如下公式^[21]:

$$\eta_b = 1 -$$

$$\frac{282710\varphi_{d,CO} + 801536\varphi_{d,UHC} + 90204\varphi_{d,NO}}{h_u(12.011 + 1.008n)(\varphi_{d,CO_2} + \varphi_{d,CO} + 90204\varphi_{d,NO})} \quad (4)$$

式中下标 d 为干基; h_u 为燃料的热值; n 为燃油分子中 H/C 原子的摩尔比; $\varphi_{d,CO}$, φ_{d,CO_2} , $\varphi_{d,UHC}$, $\varphi_{d,NO}$ 分别为 CO, CO₂, UHC, NO 在实测尾气中的干基体积分数。

试验中采用了进口空气温度为 500 °C,总压为 0.202 MPa,流量为 0.152 kg/s,主副油路同时供油,燃烧室总油气比为 0.02677,主副油路流量比为 1.928。在该状态下进行了两次测试,取两次测试的平均值,温升法测得的燃烧效率为 0.986,燃气分析法测得的燃烧效率为 0.99。两种方法获得的燃烧效率基本相同,但刚刚达到燃气轮机燃烧室燃烧效率高于 0.99 的要求下限。燃烧效率不高,主要是由于预燃级采用了富油头部设计,导致油气掺混不够充分所导致的,在该方面还需进行一定的改进。

3.5 出口温度分布特性

燃烧室出口温度是燃烧室的一个重要参数,直接影响发动机涡轮导向器工作和寿命。对于中等水平发动机,其出口温度分布系数(OTDF,记为 ζ_{otdf})通常在 0.25~0.35 范围。通常用出口温度分布系数来表征出口温度场,定义为

$$\zeta_{otdf} = \frac{t_{4max} - t_{4pr}}{t_{4pr} - t_{3ave}} \quad (5)$$

式中 t_{4max} 为出口温度场中的燃气最高温度(°C)。

在燃烧室进口空气温度为 500 °C,进口总压为 0.202 MPa,进口空气流量为 0.152 kg/s,总油气比为 0.02677 的工况下,2 次测试中燃烧室稳定后出口温度分布如图 11 所示。其中,第 1 次测试中热点 $t_{4max} = 1608$ °C,平均温度 $t_{4pr} = 1440$ °C,经计算 $\zeta_{otdf} = 0.2279$,热区位于 I, II 截面 2, 4 区;第 2 次测试中热点 $t_{4max} = 1556$ °C,平均温度 $t_{4pr} = 1407$ °C, $\zeta_{otdf} = 0.2264$,热区位于 I, II 截面 1, 2 区。在出口燃气温度分布特性上,燃烧室满足了要求。

3.6 污染物排放特性

由燃烧所引起的污染物排放包括 CO, NO_x, UHC 和碳烟,其中 CO, NO_x, UHC 以其在尾气中的干基体积分数(φ_d)和排放指数(I_e , g/kg)计量,碳烟采用冒烟数(smoke number, N_s)来表征。采用与燃烧效率测试时相同的进口条件,对燃烧室达到稳定状态后的污染物排放进行了两次测试,

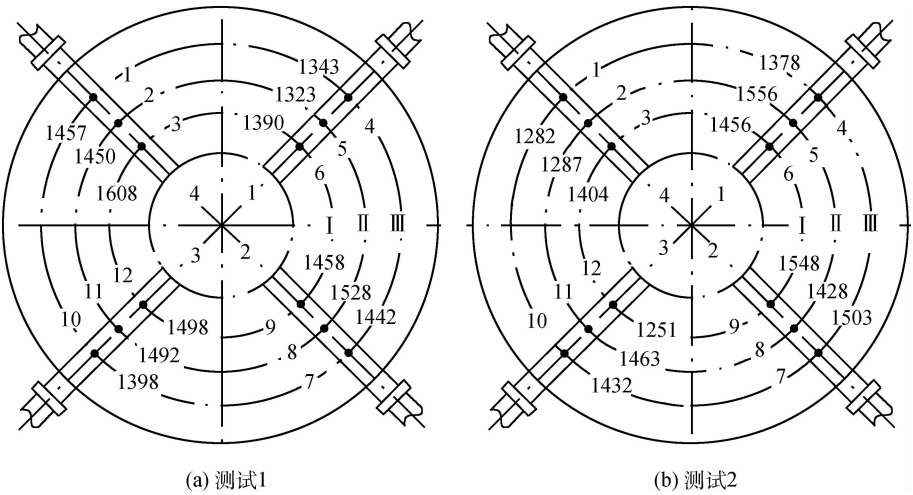


图 11 燃烧室出口燃气温度场

Fig. 11 Gas temperature field at the combustor outlet

结果如表 1 所示,表中 N_{s4} 为燃烧室出口冒烟数。

表 1 污染物排放
Table 1 Emission of pollution

参数	数值		平均值
	测试 1	测试 2	
$\varphi_{d,CO}/10^{-4}$	3.25	6.79	5.02
$I_{e,CO}/(g/kg)$	28.5	43.8	36.15
$\varphi_{d,UHC}/10^{-4}$	0.35	1.60	0.975
$I_{e,UHC}/(g/kg)$	1.77	5.92	3.85
$\varphi_{d,NOx}/10^{-6}$	26.97	8.23	17.6
$I_{e,NOx}/(g/kg)$	2.86	1.18	2.02
N_{s4}	6.9	7.5	7.2

在两次测试中,第 1 次测试的 CO 和 UHC 排放明显低于第 2 次测试的结果,但 NOx 排放偏高,这有可能是由于外在原因导致的第 2 次测试过程中燃烧不充分所引起的,这一点在燃烧效率和燃烧室出口温度场的测试中得到了验证。目前,对地面用燃气轮机各生产商能接受的标准为:从 100% 功率到 50% 功率时,使用天然气为燃料时污染物排放中 NOx 的干基体积分数为 2.5×10^{-5} ,CO 的干基体积分数为 5.0×10^{-5} ;使用 2 号柴油为燃料时 NOx 的干基体积分数为 6.5×10^{-5} ,CO 的干基体积分数为 10^{-4} [22]。冒烟数小于 25 即可认为是无烟燃烧室。从所测试的燃烧室污染物排放的平均值来看,该形式的燃烧室在使用 0 号柴油作为燃料时其 NOx 排放完全满足要求,冒烟指数达到了无烟燃烧室的标准,但 CO 排放明显高于标准值。CO 排放水平偏高与燃烧室头部的结构形式和燃烧室运行状态有关,燃烧

室的主燃级采用贫油预混预蒸发的燃烧方式降低了 NOx 排放低,但也导致了 CO 排放的升高,导致燃烧效率低于常规燃烧室;在设定的燃烧室进口条件下未达到燃气轮机的 50% 负荷状态,因此燃烧不充分。

4 结 论

本文试验研究了一种地面燃机燃烧室的性能,燃烧室为双环腔预混预蒸发中心分级形式,所使用的燃料为 0 号柴油,研究了总压恢复系数、点火和贫油熄火特性、燃烧效率、燃烧室出口温度场及污染物排放等特性,主要结论如下:

- 1) 火焰筒上取消了主燃孔和掺混孔,减少了部分掺混损失,不同流量下燃烧室的总压恢复系数都在 0.97 以上,高于单环腔火焰筒出口 0.94~0.95 的总压恢复系数。
- 2) 使用柴油为燃料时具有与航空煤油相同发展趋势的点火特性曲线,但由于柴油的黏度和燃点高于航空煤油,导致在相同空气流量下点火油气比高于航空煤油。具有较好的慢车贫油熄火极限,在不同的流量和进口温度下贫油熄火边界基本不变,维持在 0.006~0.008 之间。
- 3) 采用燃气分析法和温升法测得的燃烧效率基本相同,但都只达到燃烧效率的下限 0.99。较低的燃烧效率是由预燃级油气掺混不充分所导致的,在该方面还需进行一定的改进。出口温度分布系数在 0.22 左右,小于中等发动机要求的 0.25~0.35,具有较好的出口温度分布特性。
- 4) 采用预混预蒸发燃烧技术,污染物排放中的 NOx 干基体积分数为 1.76×10^{-5} ,明显低于

现代燃气轮机对排放的要求,但由于主燃烧区燃烧不充分等原因导致 CO 排放水平较高。冒烟指数小于 10,为无烟燃烧室。

参考文献:

- [1] 赵坚行. 民用发动机污染排放及低污染燃烧技术发展趋势[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 986-996.
ZHAO Jianxing. Pollutant emission and development of low-emission combustion technology for civil aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 986-996. (in Chinese)
- [2] BAHR W W, GLEASON C C. Experiment clean combustor program: Phase I final report[R]. NACA-CR-134737, 1975.
- [3] LEW L H, CARL D R, DEZUBAY E A. Low NOx heavy fuel combustor concept program: Phase I combustion technology generation[R]. NASA-CR-165482, 1981.
- [4] ELKADY A M, EVULET A T, BRAND A, et al. Exhaust gas recirculation in DLN F: class gas turbines for post-combustion CO₂ capture[R]. ASME Paper GT2008-5152, 2008.
- [5] CHEN A G, MALONEY D J, DAY W H. Humid air NOx reduction effect on liquid fuel combustion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 126(1): 69-74.
- [6] 葛冰, 田寅申, 袁用文, 等. 重型燃气轮机先进低 NOx 燃烧技术分析[J]. 热力透平, 2014, 42(4): 251-259.
GE Bing, TIAN Yinshen, YUAN Yongwen, et al. Advanced low NOx combustion technologies for heavy-duty gas turbine[J]. Thermal Turbine, 2014, 42(4): 251-259. (in Chinese)
- [7] MONGIA H C. TAPS: a fourth generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657, 2003.
- [8] 邓远灏, 朱嘉伟, 颜应文, 等. LPP 低污染燃烧室冷态流场与油雾特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(2): 162-169.
DENG Yuanhao, ZHU Jiawei, YAN Yingwen, et al. Cold flow field and fuel spray characteristic of LPP low emission combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(2): 162-169. (in Chinese)
- [9] 徐榕, 赵坚行, 刘勇, 等. TAPS/MLDI 低污染燃烧室油雾特性[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2421-2428.
XU Rong, ZHAO Jianxing, LIU Yong, et al. Fuel spray characteristic of TAPS/MLDI low emission combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2421-2428. (in Chinese)
- [10] 刘富强, 穆勇, 刘存喜, 等. 燃油分级对中心分级燃烧室 NOx 排放的影响[J]. 燃烧科学与技术, 2013, 19(3): 254-260.
LIU Fuqiang, MU Yong, LIU Cunxi, et al. Influence of fuel stage proportion on NOx emission from central stage combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2013, 19(3): 254-260. (in Chinese)
- [11] 程明, 尚守堂, 刘殿春, 等. 燃油分级比例对 TAPS 燃烧室性能的影响[J]. 航空发动机, 2012, 38(4): 6-10.
CHENG Ming, SHANG Shoutang, LIU Dianchun, et al. Influence of fuel-staging ratio on taps combustor performance[J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 6-10. (in Chinese)
- [12] 刘高恩, 张弛, 彭云晖, 等. 一种径向旋流器拐弯区液雾喷射预混预蒸发低污染燃烧室: 100543371C[P]. 2008-10-01.
- [13] 林宇震, 王波, 李林, 等. 一种主燃级双层预膜三旋流的预混预蒸发低污染燃烧室: 102901127A[P]. 2013-01-30.
- [14] 付镇柏, 林宇震, 张弛, 等. 中心分级燃烧室进场工况燃油分级方式试验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 77-86.
FU Zhenbo, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Experimental investigation on fuel-staging mode of internally-staged combustor under approach condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 77-86. (in Chinese)
- [15] 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. Experiment of combustion performance of internally-staged combustor pilot stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 46-52. (in Chinese)
- [16] STOUFFER S D, BALLAL D R, MONGIA H C. Development and combustion performance of a high-pressure WSR and TAPS combustor[R]. AIAA-2005-1416, 2005.
- [17] FU Y Q, JENG S M. Experimental investigation of swirling air flows in a multipoint LDI combustor[R]. AIAA-2007-5685, 2007.
- [18] 林宇震, 林培华, 许全宏, 等. 复合式收扩套筒空气雾化喷嘴燃烧室点火研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 342-346.
LIN Yuzhen, LIN Peihua, XU Quanhong, et al. Research on ignition performance of a hybrid airblast atomizer combustor with convergent-divergent sleeve[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 342-346. (in Chinese)
- [19] 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)
- [20] MELLOR A M. Design of modern turbine combustor[M]. London: Academic Press, 1990.
- [21] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [22] 林宇震, 徐全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.