双环预混旋流燃烧室点熄火性能试验研究

于婷婷,朱 宇,杜 成,包东冉,田俊冲,王 慧 (中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为了通过试验方法获得贫油点熄火边界,以双环预混旋流低污染燃烧室为研究对象,分析主燃级径向旋流器的叶片角度、旋转方向及多斜孔壁火焰筒的冷却孔偏转角等参数对燃烧室点熄火性能的影响。结果表明:主燃级旋流器叶片角度对燃烧室的 点火性能影响不大;火焰筒冷却孔有偏转角且方向与主燃级旋流器旋向相同时的点火性能优于旋向相反时的点火性能;预燃级旋 流器与主燃级旋流器旋向相反时,火焰筒冷却孔有偏转角且方向与主燃级旋流器旋向相同时的点火性能优于无偏转角时的点火性 能,旋向相同时,则无明显影响;火焰筒冷却孔无偏转角时,预燃级旋流器与主燃级旋流器旋向相反的贫油熄火性能优于旋向相同 时的贫油熄火性能。

关键词:点火性能;熄火性能;双环预混旋流;燃烧室;偏转角;试验;旋向;航空发动机 中图分类号: V231.2+4 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.05.017

Test Study of the Ignition and Blow-out Performance of a TAPS Combustor

YU Ting-ting, ZHU Yu, DU Cheng, BAO Dong-ran, TIAN Jun-chong, WANG Hui

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to obtain the ignition and blow-out boundary of lean burn by test method, the influence of vane angle, swirling direction of the main stage swirler and deflection angle of cooling hole of inclined multi-hole liner on the ignition and blow-out performance of the combustor was analyzed by taking the twins annual premixed swirler low-emission combustor as the research object. The results show that the vane angle of main stage swirler has little effect on the ignition performance of combustor. When the swirling direction of liner cooling hole deflected angle is same with the main stage swirler, the ignition performance is better than that swirling direction of liner cooling hole with deflected angle is same with the main stage swirler, the ignition performance is better than that deflected angle is zero. When swirling direction of pilot stage swirler, the ignition performance on ignition performance. When the deflected angle of liner cooling hole is zero and swirling direction of pilot stage swirler, there is no difference on ignition performance. When the deflected angle of liner cooling hole is zero and swirling direction of pilot stage swirler, there is no difference on ignition performance is better than that swirler, the blow-out performance is better than that swirler, the ignition performance is better than that deflected angle is zero. When swirling direction of pilot stage swirler is no difference on ignition performance. When the deflected angle of liner cooling hole is zero and swirling direction of pilot stage swirler is opposite to the main stage swirler, the blow-out performance is better than that swirling direction is better than that swirling direction is same.

Key words: ignition performance; blow-out performance; TAPS; combustor; deflected angle; test; swirling direction; aeroengine

0 引言

燃烧室是航空发动机中必不可少的部件之一,可 靠点火及起动、在宽广工况范围内火焰稳定和在慢车 工况下急减油门不熄火是燃烧室设计的基本要求^[1-3]。 利用漩涡流动形成回流区是燃烧室中稳定火焰最有 效的方法,同时,漩涡流动能促进燃油与空气的混合。 旋流的产生通常使用旋流器实现,目前对旋流器的研 究已发展到多级旋流器配合工作,主燃区流场的调节 和控制参数增多,燃油雾化和火焰筒内部流场也变得 复杂⁽⁴⁾。

双环预混旋流 (Twin Annular Premixing Swirler, TAPS)燃烧室是应用 3 级旋流器的典型代表,是 1 种 具有广阔应用前景的低污染燃烧室方案^[5]。TAPS 燃烧 室是 GE 公司为 CFM56-7、GE90 和 GEnx 发动机研

收稿日期:2019-06-12 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:于婷婷(1986),女,硕士,工程师,主要从事航空发动机燃烧室及喷管试验工作;E-mail:723927576@qq.com。

引用格式: 于婷婷,朱宇,杜成,等. 双环预混旋流燃烧室点熄火性能的试验研究[J].航空发动机,2020,46(5):97-102. YU Tingting,ZHU Yu,DU Cheng, et al. Test study of the ignition and blow-out performance of a TAPS combustion[J]. Aeroengine, 2020, 46(5):97-102.

发的1种低排放燃烧室[6-10],其预燃级采用同向双级 旋流器将预燃级文氏管形成的油膜进行雾化;主燃级 采用1个轴向或径向旋流器,将主燃级燃油直接喷射 到高速流过主燃级预混通道的气体中,形成良好雾化 后,与主燃级的空气进行混合后进入燃烧区。通过主 燃级和预燃级的配合以及燃烧室头部各部件参数的 调整,产生不同的旋流强度和流场,获得不同的燃烧 室特性。旋流数是1个旋流器的切向力矩和轴向推 力的比值,是表征漩涡流动最重要的1个参数四。 Dinesh 等¹¹¹通过计算得出旋流数对旋流器下游流场 及燃烧性能有很大影响的结论。旋流器的叶片角度是 影响旋流数的主要参数之一,对于组合旋流形式形成 的旋流器下游旋流场,旋向组合是最大的影响因素四。 刘爱虢等师就旋流器旋流角度对燃烧室特性的影响开 展了试验研究,研究表明,值班级旋流角增大,有利于 点火特性的改善。除旋流器的影响外,燃烧室的流量 分配比例也对其性能的好坏起到较大的影响,谢法等 凹通过试验研究发现,在主燃孔总进气面积不变时, 增加主燃孔的个数有利于拓宽贫熄边界。

点火和熄火油气比是判定燃烧室稳定性的重要 参数^[13]。本文以 TAPS 燃烧室为研究对象,通过试验研 究主燃级旋流器叶片角度、旋转方向和多斜孔壁火焰 筒冷却孔的偏转角等参数对 TAPS 燃烧室点、熄火性 能的影响,以获得燃烧室贫油点、熄火油气比来考察 燃烧室的稳定性。

1 试验件方案设计

试验对象为主要由预燃级双旋流器、主燃级径向 旋流器、多斜孔壁火焰筒、机匣和点火器等组成的单 头部燃烧室。其中,预燃级双旋流器均为轴流叶片旋 流器,主燃级旋流器为径向叶片旋流器。预燃级燃油 喷射采用离心喷嘴,主燃级燃油采用多个小孔直接喷 射。试验设备及试验件如图1所示,燃烧室内部结构 如图2所示。



图 1 试验设备及试验件



图 2 燃烧室内部结构

研究中只改变主燃级旋流器和火焰筒冷却孔的 结构,研究方案共12个。包括尽量保持其他参数不 变,通过改变旋流器叶片角度以改变旋流数的3个方 案;对应3个旋流数只改变旋流相对方向的3个方 案;改变火焰筒冷却孔偏转角的2个方案分别对应改 变旋流器的6个方案。

各研究方案的参数对比见表 1。表中,SDM (Swirling Direction of Main Stage)为主燃级旋流器旋 向(顺航向);SDP(Swirling Direction of Pilot Stage)为 预燃级双旋流器旋向(顺航向); α 为孔倾角; β 为偏转 角(顺航向顺时针为正); S_n 为旋流数; ΔS_n 为旋流数 的变化量。

表 1 试验件方案参数

序号	SDP	SDM	α /(°)	β /(°)	$S_{ m n}$	$\Delta S_{ m n}$ /%	
1	逆时针	顺时针	20	45	0.82	0	
2	逆时针	顺时针	20	45	0.63	-23	
3	逆时针	顺时针	20	45	1.01	+23	
4	逆时针	逆时针	20	45	0.82	0	
5	逆时针	逆时针	20	45	0.63	-23	
6	逆时针	逆时针	20	45	1.01	+23	
7	逆时针	顺时针	20	0	0.82	0	
8	逆时针	顺时针	20	0	0.63	-23	
9	逆时针	顺时针	20	0	1.01	+23	
10	逆时针	逆时针	20	0	0.82	0	
11	逆时针	逆时针	20	0	0.63	-23	
12	逆时针	逆时针	20	0°	1.01	+23	

旋流数的计算式为 $S_{n} = \frac{u_{V}\sin\alpha_{V}R_{si}}{UR_{\infty}} = \frac{\pi (R^{2}_{co} - R^{2}_{ci})\sin\alpha_{V}R_{si}}{nh_{s}b_{s}R_{\infty}} = (1)$ $\frac{\underline{A}_{c}R_{si}\sin\alpha_{V}}{A_{V}R_{\infty}}$

式中:u_v 为气流进入切向通道时的流体速度;α_v 为叶片 角度;b_s 为叶片宽度;h_s 为厚道高度;R_{eo} 为出口环形通 道的外径;R_{ei} 为出口环形通道的内径;R_{si} 为气流进入 出口通道的平均入射半径;n 为叶片数;U 为通道出口 中心处的气流轴向速度;A_e 为出口环形通道面积;A_v 为 叶片喉道面积。

从式(1)中可见,几何结构只改变主燃级旋流器的 叶片角度 α_v 时,除自身改变外还引起 R_{si} 的改变,最终 导致旋流数 S_s 的不同。

2种火焰筒冷却孔方案的结构如图 3 所示。2 种

第5期

火焰筒除壁厚和冷却孔的 开孔方向不同外,冷却孔 的孔径、长径比、开孔数量 及开孔位置等均相同。

地面点火和慢车贫



2 试验系统

 $\beta(45^\circ)$

图 3 火焰筒冷却孔结构 油熄火试验系统如图 4 所示。整个试验系统主要由进气系统、试验段、排气系 统、燃油系统和测试系统组成。



进气系统主要由调节阀、来气温度调节系统、流 量测量段等组成;试验段主要由前测量段、试验件、后 测量段组成:排气系统主要由喷水冷却段、调节阀、引 射排气段和消音塔组成;燃油系统主要由储油罐、油 泵、进油和回油油路、电磁阀、质量流量计、压力变送 器等组成;测试系统主要由采集和数据处理用计算 机、1000A-TC、压力扫描阀、压差扫描阀、变送器等测 试仪器组成。

在前测量段对称布置2支2点的总压受感部实 现进气总压 P3 的测量,测量精度为±0.5%,调节精 度为±1%;在前测量段对称布置2支单点的T偶温 度受感部(点火)/2 支单点的 K 偶温度受感部(熄火) 实现进气总温 T*, 的测量, 测量精度为±1.0%, 调节 精度为±5K;进气流量W₃采用标准流量孔板进行 测量,其中流量计算用的孔板前静压和孔板前、后压 差以及来流温度的测量分别采用压力扫描阀、压差扫 描阀和 Pt100 温度变送器完成,测量精度为±1.0%、 调节精度为 $\pm 3 \text{ g/s}$; 燃油流量 W_t 的测量采用质量流 量计实现,测量精度为±0.5%、调节精度为±0.3 g/s; 在后测量段正对燃烧室出口中心位置布置1支单点 S 偶总温受感部实现出口燃气温度 T_4 的测量,测量 精度为±1.0%。

3 点火试验

3.1 试验方法

进行点火试验时,根据表1中1~12号12个试 验件方案,给定燃烧室进气总压、温度和流量,采用先 供油后点火的试验程序,通过逐步调整燃料流量的方 法得到贫油点火边界。在试验中,主油路不供油,仅副 油路供油。

由于该燃烧室无单向控制活门,电磁阀到燃油喷 嘴间的油路充满即燃油稳定需要一定的时间,根据试 验验证确定先供油6s,其后点火器工作5s,着火并 稳定燃烧 21 s 后试验件开始冷吹,冷吹至少 30 s 待 燃烧室冷却至原始状态后方可进行下一轮点火,点火 试验的每个工作过程均由可编程逻辑控制器 (Programmable Logic Controller, PLC)自动控制, 点火 时序如图5所示。



若燃烧室的温升大于 80 ℃,且点燃后火焰稳定 时间超过 20 s,视为单次点火成功。每个状态点重复 试验3次,若3次试验均点火成功,则此状态点为点 火成功点:若3次试验点火均未点火成功,则此状态点 为点火失败点:其余情况为点火成功与失败的过渡点。

3.2 试验结果

在试验过程中,受设备调节精度的影响,每次点 火试验的进口参数存在一定偏差,为消除进口参数不 一致对试验结果的影响,通过 Lefebvre 的贫油点火油 气比公式(式(2))中的气动参数项对点火油气比进行 了修正[14-15],将所有试验结果均模化至进口空气总温 300 K,进口空气总压 110 kPa,进口空气流量分别为 W₃、1.2 W₃、1.4 W₃、1.6 W₃、1.8 W₃下的结果,便于 对比分析。

$$q_{\rm ILo} = \left[\frac{B}{V_{\rm C}}\right] \left[\frac{m}{p^{15} \exp(T_3/300)}\right] \left[\frac{D_{\rm r}^2}{\lambda_{\rm r} H_{\rm r}}\right]$$
(2)

式中:等号右边第1项包含通过某燃烧室点火试验得 到的常数 B(该数值取决于燃烧区域的几何尺寸和混 合特征,同时也取决于主燃区的空气流量)和燃烧体 积 Vc; 第 2 项代表燃烧室的工作状态, 只与燃烧室的 进口空气质量流量m、总压 P3和总温 T3有关;第3项 与燃料特性相关,包括平均液滴直径 D.、有效蒸发常 数 λ_r 和燃料的热值 H_r 。

本文主要研究旋流器叶片角度、旋流方向和火 焰筒开孔方式对点熄火性能的影响,重点为点熄火 边界的变化趋势,故边界曲线的坐标值以基准值方

 $1.6F_{AB}$

式表示。W₃和 F_{AR}分别是 以某燃烧室进气流量和某 油气比为基准绘制的边界 曲线。

燃烧室方案1~6的 地面点火边界曲线如图 6 所示。

从图中可见,预燃级旋流器与主燃级旋流器旋流 方向相反且火焰筒冷却孔偏转角的旋向与主燃级旋 流器旋流方向相同时,地面点火性能优于预燃级旋流 器与主燃级旋流器旋流方向相同但与火焰筒冷却孔

 $1.6F_{AB}$

±1.4F_{AR} ♥ 無1.2F_{AR}

 F_{AB}

 $0.6F_{AR} = W$

图 7

 $1.2W_{2}$

気辺

偏转角的旋向相反时。主 燃级旋流器旋流数的改变 对燃烧室的点火性能没有 明显影响。

0.8FAR 燃烧室方案 7~12 的 地面点火边界曲线如图 7 所示。

从图中可见, 当火焰 筒壁面冷却孔偏转角为0°

时,燃烧室地面贫油点火边界对旋流器的旋转方向不 敏感。

在图 6、7 中,各方案的地面点火边界曲线趋势一 致。随着进口空气流量增大,点火油气比逐渐减小,从 基准流量 W, 到 1.2 W, 状态点的贫油点火油气比变 化梯度要大于后续试验状态点的。这是因为在进气流 量较小时,在同样的油气比下,空气流量增大,则喷嘴 的流量加大,喷嘴压降增大,使其雾化性能得到改善, 有利于点火;当空气流量继续增大时,空气流速的增 大引起火花、火团对流散热增大,不利于核心火团的 形成和火焰传播,从而使点火的油气比变化趋于平缓。

当旋流器旋向(顺航向)为顺时针时,叶片安装的 3个不同角度配合不同的火焰筒方案的地面贫油点 火边界曲线分别如图 8 所示。试验证明,当预燃级旋 流器和主燃级旋流器的旋向相反时,火焰筒冷却孔由 带复合角的斜切孔改为轴向斜切孔后,地面贫油点火 油气比变大,即点火性能变差,在小流量状态下变化 最明显。

当旋流器旋向(顺航向)为逆时针时,叶片安装的 3个不同角度配合不同的火焰筒方案的地面贫油点 火边界曲线如图9所示。试验证明,当预燃级旋流器 和主燃级旋流器的旋向相同时,火焰筒冷却孔由带复 合角的斜切孔改为轴向斜切孔后,地面贫油点火油气 比变化不明显。



对比图 8、9 可知,旋流器的旋向与火焰筒冷却气 膜的旋向共同影响了燃烧室贫油点火边界。这是因为 旋流器的旋向和火焰筒冷却孔的旋向共同影响了燃 烧室的流量分配比例。根据数值模拟结果,当带复合 角的斜切孔火焰筒与旋向相反的旋流器配合且冷却 孔旋向与主燃级旋流器旋向相同时,预燃级旋流器的 空气量分配比例较与旋向相同的旋流器配合时的大 11.3%。在燃烧室进口空气流速较低时,制约燃烧室



方案 7 方 方 案 8 方 方 素 案 9 方 方 素 案 10

1.8W

 $14W_{2}$ $16W_{2}$

进气流量/(kg/s)

边界曲线

方案 7~12 点火

点火性能的是燃油的雾化质量。预燃级旋流器空气量 增大有助于低速下的燃油雾化,故本文对带复合角的 斜切孔火焰筒,预燃级和主燃级旋流器旋向相反方案 的综合点火性能优于旋向相同方案的,且进气流量较 小时效果尤为明显。

带轴向斜切孔的火焰筒无论与旋向相反的旋流 器配合,还是与旋向相同的旋流器配合,预燃级旋流 器的空气量分配比例变化均较小,不足以影响燃烧室 的点火性能,故点火边界差别不大。

4 熄火试验

4.1 试验方法

以表1中的7~12号6个试验件方案为研究对 象,通过逐渐减少燃油供油量,直至燃烧室熄火的方 法进行贫油熄火试验。

在减油过程中,缓慢调节燃油流量,同时保证燃 烧室进口空气参数(总温、总压和流量等)不变。减少 燃料流量后 60 s内,燃烧室出口的温升低于 20 ℃视 为熄火。熄火时的油气比即为贫油熄火油气比,每次 贫油熄火试验重复进行 3次,贫油熄火油气比取 3次 的平均值。

4.2 试验结果

在试验过程中,受设备调节精度的影响,试验件 各进口参数与要求状态存在一定程度偏离,为消除进 口参数的不同对试验结果的影响,通过 Lefebvre 的贫 油熄火油气比计算关系式(式(3))中的第2项对贫油 熄火油气比进行了修正^[14-15],将所有试验结果均模化 为同一慢车状态下的结果,便于进行对比分析。

$$q_{\rm LB0} = \left[\frac{A}{V_{\rm C}}\right] \left[\frac{m}{p^{1.3} \exp(T_{\rm s}/300)}\right] \left[\frac{D_{\rm r}^2}{\lambda_{\rm r} H_{\rm r}}\right]$$
(3)

式中:常数 A 是通过某燃烧室熄火试验得到的(该数 值取决于燃烧区域的几何尺寸和混合特征,同时也取 决于主燃区的空气流量)。

方案 7~12 的熄火油气比如图 10 所示。

从图中可见,火焰筒 0.18F_M 冷却孔为轴向斜切孔时, 0.16F_M 预燃级旋流器和主燃级旋 0.14F_M 流器旋向相反方案的慢车 贫油熄火性能均优于旋向 0.10F_M 相同方案的慢车贫油熄火 **E** 性能。



5 结论

(1)在一定进气流量范围内,点火边界的油气比 随进气流量的增大逐渐减小,且在小流量时减小速度 最快;

(2)主燃级旋流器叶片角度对燃烧室的点火性能 影响不大;

(3)火焰筒冷却孔为带复合角的斜切孔且旋向与 主燃级旋流器旋向相同时的点火性能优于二者旋向 相反时的点火性能;

(4)预燃级旋流器与主燃级旋流器旋向相反时, 火焰筒冷却孔为带复合角的斜切孔且旋向与主燃级 旋流器旋向相同时的点火性能优于带轴向斜切孔的 点火性能;

(5)预燃和主燃级旋流器旋向相同时,冷却孔的 结构对点火性能无明显影响;

(6)火焰筒冷却孔为轴向斜切孔时,主燃级、预燃 级旋流器旋向相反的慢车贫油熄火性能均优于旋向 相同的慢车贫油熄火性能。

参考文献:

[1] 金如山.航空燃气轮机燃烧室[M].北京:宇航出版社,1988:11.

JIN Rushan. Aviation gas turbine combustion [M].Beijing:Aerospace Press, 1988;11.(in Chinese)

[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,2008:2,46,53.

LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU Gaoen. Gas turbine combustion [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008:2,46,53.(in Chinese)

[3] 金如山,索建秦.先进燃气轮机燃烧室[M].北京:航空工业出版社, 2016:275-280.

JIN Rushan, SUO Jianqin. Advanced aviation gas turbine combustion [M].Beijing: Aviation Industry Press, 2016:275-280.(in Chinese)

- [4] 代威,林宇震,张弛,等.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, et al. Effects of swirl number of second stage radial swirler on combustor ignition and lean blow-out performances[J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(5):1092-1098. (in Chinese)
- [5] 颜应文,李红红,赵坚行,等.双环预混旋流低污染燃烧室数值模拟 研究[J]航空动力学报,2009,24(9):1923-1929.

YAN Yingwen,LI Honghong,ZHAO Jianxing, et al. Numerical study of low emissions for twin annular premicing swirler combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 1923–1929. (in Chinese)

[6] 刘爱虢,朱悦,陈保东,等.三级旋流器旋流角匹配影响双环预混旋 流燃烧室燃烧性能试验[J].推进技术,2017,38(7):1539-1547. LIU Aiguo, ZHU Yue, CHEN Baodong, et al. Experiment on effects of triple swirler swirl angle matching on combustion performance of twins annular premixing swirler combustor [J].Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1539–1547. (in Chinese)

- [7] Mongia H C. A fourth generation propulsion combustor technology for low emissions.[R].AIAA-2003-2657.
- [8] Stouffer S D, Ballal D R. Development & combustion performance of high pressure WSR and TAPS combustor[R].AIAA-2005-1416.
- [9] Sokoloushi D E, Rohde J E. The E3 combustors: status and challenges [R].AIAA-1981-1351.
- [10] Foust M J,Thomsen D,Stickles R,et al, Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines[R].AIAA-2012-0936.
- [11] Dinesh K K, Jenkins K W, Savill A M, et al. Swirl effects on external intermittency in turbulent jets[J].International Journal of Heat & Fluid Flow, 2012, 33(1):193–206.
- [12] 谢法,黄勇,苗辉,等.气量分配对轴径向旋流杯燃烧室贫熄边界的 影响[J].航空动力学报,2011,26(8):1756-1760.

XIE Fa, HUANG Yong, MIAO Hui, et al. Effects of airflow split and primary holes arrangement on the lean blowout limits of a combustor with axialradial swirl cup [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (8):1756–1760. (in Chinese)

[13] 薛鑫,林宇震,张弛,等.火焰筒压力损失对贫油熄火特性和燃烧效率的影响[J].航空动力学报,2012,27(12):2687-2691.
 XUE Xin,LIN Yuzhen,ZHANG Chi,et al.Effects of liner pressure

loss on combustor lean blow-out and combustion efficienly performances [J]. Journal of Aerospace Power, 2012,27 (12); 2687-2691. (in Chinese)

- [14] Lefebvre A H. Fule effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency [J].Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107:24–37.
- [15] Arthur H L燃气涡轮发动机燃烧,刘永泉译[M].北京:航空工业出版社,2016:151,171.

Arthur H L. Gas turbine combustion, translated by LIU Yongquan[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016:151,171.(in Chinese)

(编辑:刘 亮)