

文章编号:1000-8055(2013)08-1689-07

某型燃烧室火焰筒的性能对比试验

黎 明, 吴二平, 索建秦, 梁红侠

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了检验某型航空发动机燃烧室国产化火焰筒的性能, 在燃烧室试验台架上, 采用连续气源和扇形段试验件, 通过模拟燃烧室在最大工况下的工作参数, 对该型燃烧室使用的原型火焰筒和国产火焰筒进行了燃烧效率特性、出口温度分布、壁温分布和贫油熄火特性对比试验。试验结果表明: 两种火焰筒的燃烧效率特性相同, 同一工况下的燃烧效率值接近, 相差大约 0.5%, 国产火焰筒优于原型火焰筒; 出口温度场类似, 质量指标接近, 出口温度分布系数和径向温度分布系数分别相差 1% 和 1.3%, 且均在合理范围之内; 壁温分布相似, 同一位置处最大温差为 50 K, 国产火焰筒高于原型火焰筒; 贫油熄火特性一致, 在进气速度为 150 m/s 以下, 原型火焰筒优于国产火焰筒。

关 键 词: 航空发动机; 燃烧室; 火焰筒; 燃烧性能; 对比试验

中图分类号: V235.11

文献标志码: A

Performance comparative experiment on flame tubes of a certain combustor

LI Ming, WU Er-ping, SUO Jian-qin, LIANG Hong-xia

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to examine performance of domestic flame tube for a certain combustor on an active service aero-engine, on the test platform for combustor by means of the continuous air resource and sector rig, comparative experiments of the combustion efficiency characteristic, exit and wall temperature distribution and lean blowout characteristic were conducted to simulate the combustor maximum rating between original and domestic flame tubes. The experimental results show that two kinds of flame tube have the same combustion efficiency characteristic, and the combustion efficiency values are approximate, but the domestic one is 0.5% higher than the original one under identical state. Exit temperature fields are similar, of which indexes of quality are approximate; within reasonable range, the difference of outlet temperature distribution factor is 1% and that of radial temperature distribution factor is 1.3%. Wall temperature distributions are similar; the maximum difference of temperature is 50 K on identical position and the domestic one is higher than the original one. Lean blowout characteristics are consistent and the original one is better under 150 m/s inlet airflow velocity.

Key words: aero-engine; combustor; flame tube; combustion performance; comparative experiment

燃烧室是航空发动机的核心部件之一, 其功用是将燃料的化学能经过燃烧释放出来, 转变为

热能, 使气体的总焓增大, 以提高燃气在涡轮和喷管中膨胀做功的能力。在航空发动机的发展过程

收稿日期: 2013-02-05

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1689_002.html

作者简介: 黎明(1965—), 男, 贵州德江人, 副教授, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧室的性能研究。

中,相对于其他部件而言,对燃烧室技术的研究非常活跃,其工作量也特别大.这一方面是因为在燃烧室内既有气动、热力学等方面的物理问题,又包含有复杂的化学反应过程;另一方面也是由于航空发动机对燃烧室有着多项性能要求,而且这些要求之间往往相互矛盾,折中协调十分困难^[1].目前,国际上在应用方面,军用航空发动机为了大幅度提高推质比及功质比,其燃烧室是朝着高温升方向发展^[2-7].而民用航空发动机出于环境保护的考虑,低污染燃烧是其燃烧室主要的发展方向^[8-10],这两方面的发展趋势给燃烧室的研究和发展带来了很大的技术挑战.因此,一些航空技术大国针对发展高性能航空发动机燃烧室的关键技术,都制订了各自的研发计划,例如美国正在实施的多用途经济可承受的先进燃气涡轮发动机计划(VAATE)和超级高效发动机计划(UDET)等.

航空发动机燃烧室按照结构形式可分为三种类型,即单管燃烧室、环管燃烧室和环形燃烧室.但不论哪种类型的燃烧室,在结构组成上都有基本相同的特征,这主要来源于两方面的考虑:一是航空发动机对燃烧室的气动热力要求,如燃烧效率、稳定性、出口温度分布、耐久性、污染排放特性等;二是燃烧室中的燃烧过程必须遵循的燃烧基本规律.燃烧室形成目前这样一种基本相似的结构,是上述两个方面共同作用的结果.在燃烧室的结构组成中,火焰筒是组织燃烧的场所,是保证空气分股、燃烧充分、掺混均匀并使壁面得到有效冷却的关键部件.燃烧室的可靠性、经济性和寿命在很大程度上取决于火焰筒的可靠性和有效程度.某型发动机在翻修过程中,其燃烧室火焰筒长期依赖进口,既影响了该型发动机的翻修周期,也增大了其使用成本,为此,相关单位对该型燃烧室火

焰筒进行了自主研制.为了检验国产化火焰筒的性能和加工质量水平,并为该型燃烧室今后在改善性能、提高可靠性、延长使用寿命等方面提供一定的试验依据,本文对该型燃烧室的原型火焰筒和国产火焰筒进行了一定内容的性能对比试验.

1 试验装置和状态

1.1 试验装置

所需进行试验的燃烧室为环管结构,共12个火焰筒.火焰筒由半球形头部和8个焊接段组成,各段之间开有冷却气膜孔,火焰筒头部设有非叶片多孔式旋流器,中间安装双油路离心喷嘴.由翻修工厂根据冷吹流阻试验结果抽检待试的原型火焰筒编号为17-3,国产火焰筒编号为50-3,如图1所示.

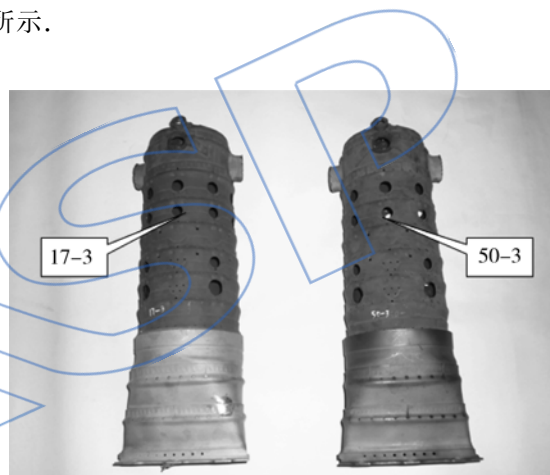


图1 原型火焰筒与国产火焰筒

Fig. 1 Original and domestic flame tubes

试验装置主要由气源系统、燃油系统、测量系统、试验台架、空气加热器、扇形试验段及其他辅助设备等组成,如图2所示.

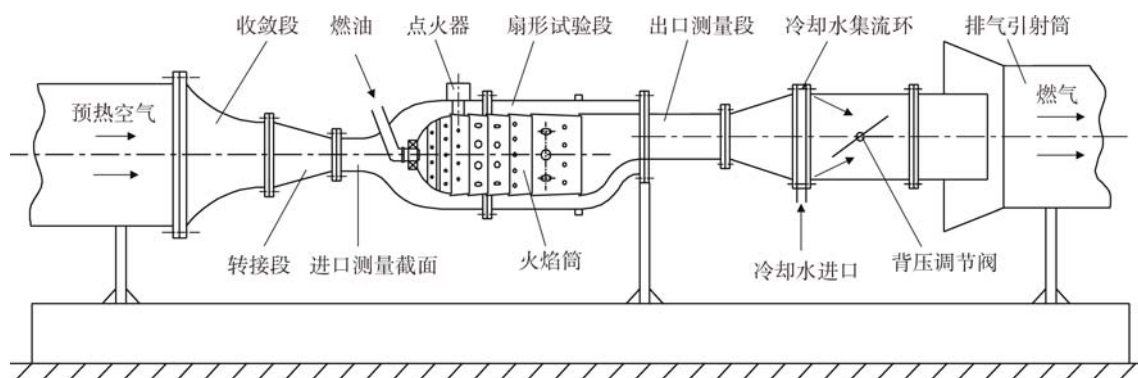


图2 试验装置示意图

Fig. 2 Sketch of experimental devices

气源采用两台活塞式空气压缩机,单台压力为 0.4 MPa,体积流量为 45 m³/min. 压缩空气使用 550 kW 的电加热器进行预热,对质量流量为 1 kg/s 的空气,最大预热温度为 773 K. 航空煤油(RP-3)经地下油罐泵出后,分别通过截止阀、燃油滤、燃油质量流量计、调节阀、压力传感器和电磁阀最终供入待试火焰筒. 试验中的主要测量参数有进出口温度、进口压力、空气质量流量和燃油质量流量等. 其中进出口温度采用 K 型镍铬-镍硅热电偶测量,测量精度为 ±1%;进口压力通过总压探针接入 ROSE-MOUNT 压力变送器测量,测量精度为 ±0.5%;燃油质量流量采用德国 STAUFF 齿轮流量计测量,测量精度为 ±0.3%;空气质量流量则采用节流式孔板流量计测量,测量精度为 ±1%. 所有测量参数均可配合数据采集模块和计算机程序对信号进行采集、转换和记录. 试验装置的台架状态及试验段的点火试车状态如图 3 及图 4 所示.

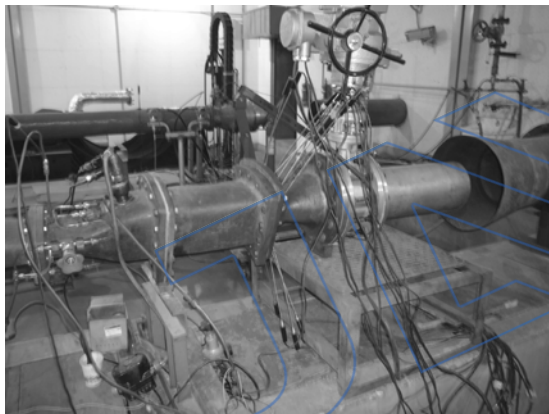


图 3 试验装置的台架状态

Fig. 3 Experimental devices on platform

1.2 试验状态

航空发动机燃烧室的试验方法根据试验条件一般可分为两种:一是全尺寸的全参数试验;二是模化试验. 从国内外燃烧室的发展来看,燃烧室试验条件,特别是气源能力(如压力、质量流量及温度)往往落后于燃烧室进口参数的提高,可以说大多数的气源能力都满足不了现役及新型发动机全



图 4 试验段的点火试车状态

Fig. 4 Ignition run of experimental segment

尺寸燃烧室在地面起飞等大状态下的全参数试验. 而以相似理论为基础的模化试验可以明显降低对气源能力的要求,简化设备、缩短试验周期、节约试验成本. 因此,采用扇形段试验器进行燃烧室的模化试验是其研制过程中很重要的手段和环节,实际中燃烧室的部件试验大多是在模化条件下进行的.

在扇形段试验器上,用较低压力和质量流量所测定的燃烧室主要性能指标(如燃烧效率、出口温度分布、贫富油熄火极限、点火性能等)和实际工况下对应指标的关系即是模拟准则所要解决的主要问题. 根据气源条件及试验燃烧室的结构类型,本试验中采取模化试验的方法,所用的模拟准则为卡巴准则^[11],即

$$K = \frac{m_a}{p_3^{*1.15} T_3^* D_f^3} \quad (1)$$

式中 K 为常数; m_a , p_3^* 和 T_3^* 分别为燃烧室的空气质量流量、进口总压和总温; D_f 为火焰筒直径. 为了保证试验器与燃烧室的主要性能相似,试验器与单个火焰筒所处的燃烧室环腔扇形段几何相等,试验状态和实际工况的进出口温度、余气系数(或油气比)、燃料和喷嘴均相同. 根据单个火焰筒最大状态的实际工作参数和气源压力,在进口温度和两种火焰筒几何尺寸相同的条件下,通过调节空气和燃油质量流量,利用卡巴准则换算出模拟最大工况的试验状态参数如表 1 所示. 需要说明,在模化试验中由于空气质量流量相对实际工

表 1 单个火焰筒最大状态的实际和试验参数

Table 1 Actual and experimental parameters of single flame tube for the maximum rating

	进口总压/MPa	进口总温/K	空气质量流量/(kg/s)	燃油质量流量/(kg/s)	出口总温/K	余气系数
实际状态	1.945	733	7.13	0.136	1100	3.57
试验状态	0.35	733	0.99	0.0189	1100	3.57

况降低,为了保证试验状态与实际工况的余气系数相同,燃油质量流量也要降低,以致试验状态的供油压力要比实际工况的低许多.这会使试验状态与实际工况的燃油雾化产生一定差异,但研究表明^[12],当离心喷嘴供油压力大于 0.7 MPa 后,其供油压力对于燃油雾化质量的影响不大,因此试验中没有模拟实际工况的供油压力.

2 试验内容和结果

2.1 燃烧效率特性试验

燃烧效率是燃烧室的主要性能指标之一,燃烧效率的高低不仅影响发动机的经济性,而且还会影响到发动机的其他性能.确定燃烧室的燃烧效率主要有焓升法、温升法和燃气分析法.由于受试验条件的限制,试验中采用了焓升法.根据燃烧过程中的能量平衡,火焰筒的燃烧效率 η_c 可由下式^[13]确定:

$$\eta_c = \frac{\alpha L_o (i_{4a}^* - i_{3a}^*) + H_4^* - H_o}{H_u} \quad (2)$$

式中 α 为火焰筒的余气系数; L_o 为燃油的理论空气量; i_{4a}^* , i_{3a}^* 分别为空气在火焰筒出口和进口温度时的单位热焓; H_4^* 为火焰筒出口温度的等温燃烧焓差; H_o 为基准温度 (288 K) 的等温燃烧焓差; H_u 为燃油的热值.两种火焰筒在最大状态下的燃烧效率实测值如表 2 所示,其燃烧效率特性如图 5 所示.

表 2 火焰筒的燃烧效率

Table 2 Combustion efficiency of flame tubes

火焰筒 编号	余气 系数	燃烧效率 测量值	燃烧效率 平均值
17-3	3.4~3.8	0.945~0.955	0.95
50-3	3.4~3.8	0.955~0.957	0.956

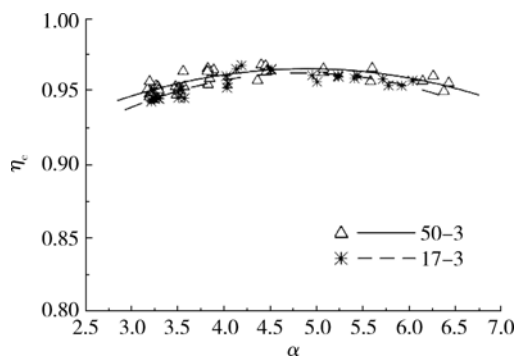


图 5 火焰筒燃烧效率特性

Fig. 5 Characteristic of combustion efficiency of flame tubes

2.2 出口温度场试验

燃烧室出口温度场的品质不仅反映出燃烧室工作过程组织的完善程度,而且还会对涡轮部件的耐久性和寿命产生影响.一旦温度场的品质恶化,便可能会引起涡轮导向叶片和工作叶片的过热、烧蚀和破坏.因此,确保燃烧室出口温度场具有良好品质非常重要.

试验器的扇形段出口内径为 278 mm,外径为 329 mm,扇形角为 30°.根据试验器扇形段的出口面积,试验中设置 12 个轴对称温度测点,测点之间的周向夹角为 7.2°,测点的径向位置根据等环面分布的原则确定.出口温度场采用 12 支固定式无冷却的 K 型镍铬-镍硅热电偶同时测量.由于热电偶的直径仅为 3 mm,按 12 支热电偶在测量截面的分布位置计算出的堵塞比只有 4.88%,因此也不会对出口流场产生太大的影响.两种火焰筒在最大状态下的出口温度分布实测值如图 6 和图 7 所示,其出口温度分布系数 (F_{otd}) 和径向温度分布系数 (F_{rtd}) 可分别根据以下两式^[14]计算:

$$F_{otd} = \frac{T_{4max}^* - T_{4ave}^*}{T_{4ave}^* - T_{3ave}^*} \quad (3)$$

$$F_{rtd} = \frac{T_{4rmax}^* - T_{4ave}^*}{T_{4ave}^* - T_{3ave}^*} \quad (4)$$

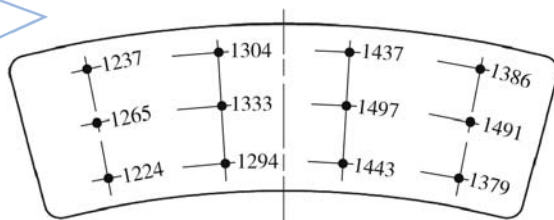


图 6 火焰筒 17-3 出口温度分布 (单位:K)

Fig. 6 Outlet temperature distribution of flame tube 17-3 (unit:K)

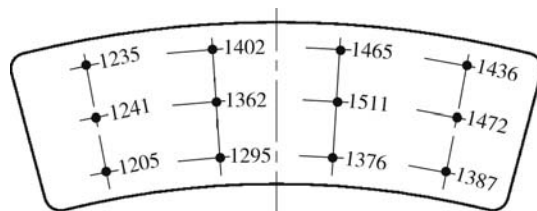


图 7 火焰筒 50-3 出口温度分布 (单位:K)

Fig. 7 Outlet temperature distribution of flame tube 50-3 (unit:K)

式中 T_{4max}^* , T_{4ave}^* , T_{4rmax}^* 分别为火焰筒出口的最大温度、平均温度和沿径向的周向平均温度的最大值; T_{3ave}^* 为火焰筒进口的平均温度;计算结果如表

3 所示.

表 3 火焰筒出口温度指标

Table 3 Indexes of outlet temperature on flame tubes

火焰筒编号	F_{otd}	F_{rtd}
17-3	0.22	0.062
50-3	0.23	0.049

2.3 壁温分布试验

燃烧室的火焰筒要在高温、剧烈振动和严重热冲击等恶劣条件下工作,因而会产生很大的热应力、蠕变应力和疲劳应力,容易导致火焰筒发生变形、开裂、掉块、烧蚀和脱焊等故障.通过火焰筒的壁温测量,一是可验证火焰筒冷却设计的有效性;二是可直观反映出两种火焰筒的加工质量在冷却效果方面的差别.

火焰筒的壁温测量通常采用示温漆法和热电偶法.示温漆法虽然测量精度较低,但可以在火焰筒上大面积涂覆测温,简单易行,且不干扰燃烧室内的流动.热电偶法虽然测量精度高,可多次使用,但不能大面积测温.本试验采用示温漆法对两种火焰筒的壁温进行普遍考察,所用示温漆为北方涂料工业研究设计院研制的 SW-M-5 变色不可逆示温涂料,根据标准色板判读数据,判读误差为 ± 50 K.示温漆于试验前在常温下涂覆并自然风干,涂覆时不得堵塞火焰筒的冷却小孔,试验时在最大状态下保持稳定并持续工作 10 min 以上,试验分解后两种火焰筒的外壁面温度分布如图 8 和图 9 所示.

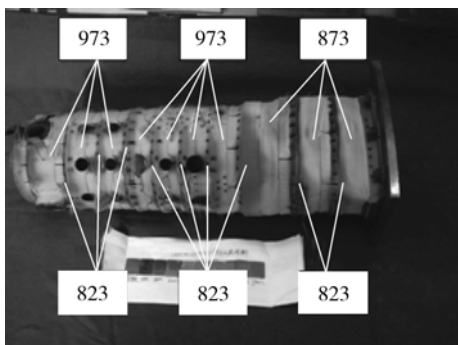


图 8 火焰筒 17-3 壁温分布 (单位:K)

Fig. 8 Wall temperature distribution of flame tube 17-3 (unit:K)

2.4 熄火特性试验

燃烧室的熄火特性是指燃烧室在一定的进口气流条件下,火焰能够稳定而不被吹熄的余气系

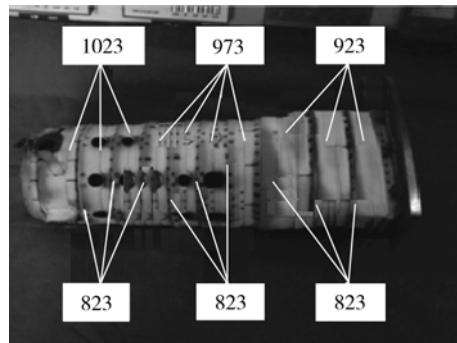


图 9 火焰筒 50-3 壁温分布 (单位:K)

Fig. 9 Wall temperature distribution of flame tube 50-3 (unit:K)

数范围.影响燃烧室熄火特性的因素比较多,如燃烧室进口参数、火焰筒头部结构、燃烧区空气分配、喷嘴特性及燃油品质等,但在熄火特性图上一概用进气速度与余气系数的关系来表示^[15].燃烧室在富油时燃烧激烈,温度较高,而且往往伴随有振荡现象,以致燃烧室承受不了,因此燃烧室熄火特性的富油边界是很难通过试验做出来的.为了检验火焰筒的贫油熄火性能,试验中采用低压大流速的罗茨风机作为气源,对两种火焰筒在进口为常温常压、空气质量流量为 0.60~1.16 kg/s 及燃油质量流量为 0.002 68~0.004 26 kg/s 状态下的贫油熄火特性进行了试验,试验结果如图 10 所示.

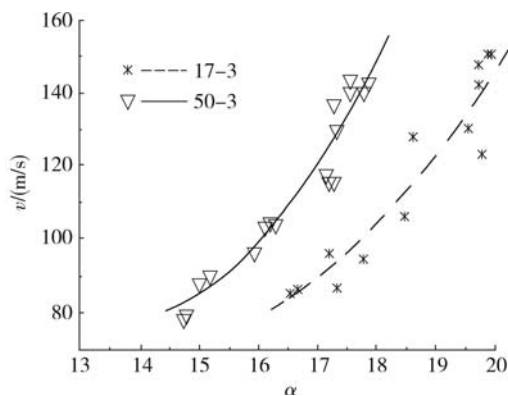


图 10 火焰筒贫油熄火特性

Fig. 10 Lean blowout characteristic of flame tubes

3 分析和讨论

从图 5 可以看出,两种火焰筒的燃烧效率特性均表现出压力雾化型燃烧室所具有的典型特征,即都存在一个最佳峰值,相对贫油或富油时燃烧效率均下降,说明试验结果是合理可信的.从图 5 和表 2 还可以看出,两种火焰筒在不同余气系

数下的燃烧效率十分接近,相差大约 0.5%,国产火焰筒均呈现高值,表明两种火焰筒的燃烧效率一致性较好,但在几何结构和头部及中后部进气量的分配上存在微小的差异。

从图 6 和图 7 及表 3 可以看出,两种火焰筒的出口温度分布非常相似,均表现出高温区偏右侧而低温区偏左侧,出口温度分布系数和径向温度分布系数分别相差 1% 和 1.3%,且都在合理范围之内,反映出两种火焰筒在几何结构和燃烧组织上的一致性。

图 8 和图 9 显示出两种火焰筒相似的壁温分布。整个火焰筒壁温较低,原型火焰筒最高温度为 973 K,国产火焰筒最高温度为 1023 K,并且分布位置相同。火焰筒壁温分布均匀,沿周向和轴向温度分布基本一致,不同壁温交界处温度变化平缓,火焰筒上无局部过热点和温度突变,说明两种火焰筒在材料性能和加工精度等方面具有较好的趋同性。

燃烧室贫油熄火的机理主要是由于供油量减少,燃气温度下降,化学反应速度减慢,可燃混气的准备期延长,使着火点从回流区后移,破坏了回流区内的热平衡以致火焰熄灭。对于采用离心喷嘴的燃烧室,流速的增加对贫油熄火特性存在两种不同效果的影响,其典型的贫油熄火特性线如图 11 所示。

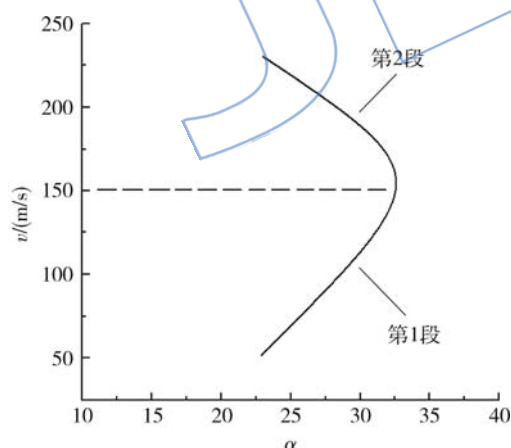


图 11 离心喷嘴燃烧室典型贫油熄火特性

Fig. 11 Typical lean blowout characteristic of combustor with pressure-swirl atomizer

由图 11 可以看出,采用离心喷嘴燃烧室的贫油熄火特性线基本上可分为两段,第 1 段的流速较低,熄火余气系数大致随进气速度成线性关系增加。这主要是因为进气速度适度增大,火焰筒内紊流扩散增强,有助于改善混气的形成条件,因而

有助于改善火焰的稳定性。第 2 段的流速较高,且随流速增加,熄火余气系数减小。因为流速较高时,随着流速增大,气流散热作用增强,油滴蒸发时间将减少,混气形成过程延长,对火焰稳定性不利。由于受气源能力的限制,试验中仅做出了两种火焰筒贫油熄火特性线的第 1 段(见图 10)。从图中可以看出,两种火焰筒的贫油熄火特性具有相同的变化趋势,均随气流速度的增加,火焰筒稳定工作范围变大,但原型火焰筒的贫油熄火性能略优于国产火焰筒,其原因可能是两种火焰筒在加工和装配精度上的差异,导致头部混气油气比分布的均匀性不同。

试验中所测参数如空气和燃油质量流量、进出口温度、进口压力等的相对误差均不超过 1%,而壁温测量由于是采用示温漆法根据色板目视判读,且所用示温漆的变色温度间隔为 50 K,因而壁温测量误差较大。在以后的试验中,可通过采用变色温度间隔更小的示温漆或等离子喷涂埋设铠装热电偶的方法来提高壁温的测量精度。

应当说明,在单管火焰筒的模拟试验中,其来流条件是均匀的平直气流,也不存在火焰筒之间的流动。而在发动机上,燃烧室进口乃至环腔通道的流场实际上具有一定的旋转度,并且火焰筒之间也有气流流动,这会导致试验中火焰筒内各排孔的进气规律及燃油质量分数分布和整个燃烧室的存在一定差异。另外,由于燃烧过程的复杂性,试验中要做到严格的模拟是十分困难的,有时甚至是不可能的。因此,本文试验结果只具有在同等试验条件下两种火焰筒相互对比的意义,并不能完全代表该型燃烧室在实际工况下的真实性能。

4 结 论

通过上述试验内容,可以得出以下结论:

- 1) 两种火焰筒的燃烧效率特性相同,同一工况下的燃烧效率值接近,相差大约 0.5%,国产火焰筒的燃烧效率略优于原型火焰筒。
- 2) 两种火焰筒的出口温度场相似,质量指标接近,且都在合理范围之内,说明两种火焰筒在几何结构和燃烧组织上的一致性较好。
- 3) 两种火焰筒的壁温分布相似,反映出两种火焰筒在材料性能和加工精度等方面具有较好的趋同性。
- 4) 两种火焰筒的贫油熄火特性相同,原型火焰筒的贫油熄火性能略优于国产火焰筒。

参考文献:

- [1] 侯晓春. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [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] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustor[R]. AIAA-85-1292,1985.
- [4] Dodds W J,Bahr D W. Design of modern combustor[M]. Salt Lake City,US:Academic Press,1990.
- [5] Kress E J,Taylor J R,Dodds W J. Multiple swirler dome combustor for high temperature rise applications [R]. AIAA-90-2159,1990.
- [6] 许全宏,林宇震,刘高恩,等. 航空发动机高温升燃烧室贫油熄火及冒烟性能研究[J]. 航空动力学报,2005,20(4):636-640.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Research on the high-temperature rise combustor lean blow-out and smoke emission characteristics [J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(4):636-640. (in Chinese)
- [7] 彭云晖,刘旦,林宇震. 高温升燃烧室主燃区流场和燃烧性能[J]. 燃烧科学与技术,2010,16(5):456-461.
PENG Yunhui, LIU Dan, LIN Yuzhen. Primary zone flow field and combustion performance of high temperature rise combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology,2010,16(5):456-461. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 颜应文,李红红,赵坚行,等. 双环预混旋流低污染燃烧室数值研究[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 premixing swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(9):1923-1929. (in Chinese)
- [10] 刘静,肇俊武. 国外民用航空发动机低污染燃烧室的发展[J]. 航空发动机,2012,38(4):11-16.
LIU Jing, ZHAO Junwu. Development of low emission combustor for foreign civil aeroengine [J]. Aeroengine,2012,38(4):11-16. (in Chinese)
- [11] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [12] 甘晓华. 航空燃气轮机燃油喷嘴技术[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [13] 彭泽琰. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
- [14] 宋双文,蒋荣伟,陈剑,等. 离心甩油折流环形燃烧室的性能试验[J]. 航空动力学报,2007,22(9):1401-1404.
SONG Shuangwen, JIANG Rongwei, CHEN Jian, et al. Performance experiment of a reflection flow annular combustor with slinger[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(9):1401-1404. (in Chinese)
- [15] 杜声同,严传俊. 航空燃气轮机燃烧与燃烧室[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995.