

TeLESS II 低排放燃烧室预燃级设计对排放的影响

王智勇¹, 王波², 韩啸², 何沛¹, 张弛^{2,3}, 林宇震^{2,3}

- (1. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 民用航空发动机需要满足国际民航组织(ICAO)发布的排放标准的要求,因此低排放燃烧室的研制是发动机成功研制的关键。TeLESS II 低排放燃烧室方案研究了在主燃级空气流动和燃油喷射模式不变情况下,成膜空气雾化和离心喷射空气雾化两类不同的预燃级空气流动和雾化组织模式在不同工况时对排放趋势变化的影响。结果表明小工况时不同预燃级的排放及燃烧效率变化趋势方向不同。大工况时两者的排放受燃油分级比影响变化趋势不同,而燃烧效率变化趋势是一致的。这说明预燃级和主燃级的组合设计改变了燃烧性能。

关 键 词: 民用航空发动机; 排放; 燃烧效率; 成膜空气雾化; 离心喷射空气雾化

中图分类号: V231.25

文献标志码: A

Effect of pilot design in the TeLESS II low emission combustor on emission

WANG Zhiyong¹, WANG Bo², HAN Xiao²,
HE Pei¹, ZHANG Chi^{2,3}, LIN Yuzhen^{2,3}

- (1. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 200241, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Commercial aircraft engine needs to satisfy International Civil Aviation Organization (ICAO) emission standards, the low emission combustor research and development is the key to make the engine development successful. TeLESS II low emission combustor scheme was used to research the gas emissions property of two different pilot stage designs, namely, prefilming airblast atomizer and airblast simplex atomizer, with the same main stage air flow and fuel atomizing module. The results indicate that in low condition with different pilot stage designs, the emissions and combustion efficiency changes are dif-

收稿日期:2017-02-23

作者简介:王智勇(1984—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机燃烧室设计。

引用格式:王智勇,王波,韩啸,等. TeLESS II 低排放燃烧室预燃级设计对排放的影响[J]. 航空动力学报,2017,32(7):1561-1568.
WANG Zhiyong, WANG Bo, HAN Xiao, et al. Effect of pilot design in the TeLESS II low emission combustor on emission [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1561-1568.

ferent. In the high condition, according to fuel staging ratio, the emissions have different change trends, and the combustion efficiency change trend is the same. Those illustrate that the combination of pilot stage and main stage design change the combustion properties.

Key words: commercial aircraft engine; emission; combustion efficiency; prefilming airblast atomization; airblast simplex atomization

民用航空发动机的环保性体现在低污染排放,为此国际民航组织(ICAO)颁布了排放适航规章,凡是要进入市场的民用航空发动机,必须通过认证^[1]。

从低排放的发展历史来看,20 世纪 70 年代美国就开始了发动机低排放燃烧室技术的研究,至今已经发展了 4 代低排放燃烧室^[2]。第 4 代低排放燃烧室的典型代表是 GE 公司发展的 TAPS 低排放燃烧室,双环预混旋流燃烧 TAPS 的概念是在 Mongia 双旋流器的基础上建立起来的,将旋流杯和旋流混合器(即主燃级)放在一个头部下^[3],形成了 TAPS(双环腔预混旋流燃烧室),至今已经发展了 3 类 5 代^[4],TAPS1, TAPS2 和 TAPS3,是典型的中心分级低排放燃烧室。相对于 CAEP 6(Committee on Aviation Environment Protection 6)的标准^[1],TAPS1 大体将 NO_x 排放降低 50%,应用于 GENx 发动机,TAPS2 将 NO_x 排放降低了 60%,应用于 LEAP 系列发动机,TAPS3 将 NO_x 排放降低了 75%以上,用于未来的发动机。

中心分级低排放燃烧室,从设计角度,与常规燃烧室同样需要重点考虑空气流动组织、燃油喷射与混合及燃烧组织。TAPS 在发展过程中,考察多种旋流组合方案^[3],与传统的双级旋流器相比冷态时存在中心回流区,而当预燃级供油燃烧时中心是朝下游流动^[5],类似于“inside-out”的特殊流动^[6],同时主燃级和预燃级之间存在隔离段回流区,预燃级流动对性能有很大影响。在 RR(Rolls-Royes)的 lean burn 和 JAXA(日本宇宙航空研究开发机构)发展的中心分级低排放燃烧室中,也发现了预燃级对包括排放在内的燃烧性能有很大影响^[7-8]。

我国开展低排放燃烧技术的研究工作起步较晚,由于之前国内未曾做过低排放燃烧的研究,一步跨越到第 4 代低排放燃烧室的技术存在着巨大的挑战。主要开展这方面工作的有北京航空航天大学、南京航空航天大学、西北工业大学以及中国燃气涡轮院和商用航空发动机有限责任公司^[9-25]。

其中,南京航空航天大学的颜应文等人利用商用 Fluent 软件模拟了 TAPS 方案的流场,考察

了两种低排放燃烧室结构和两种喷油方式对流场和燃烧性能的影响,并采用 particle image velocimetry(PIV)技术对两种不同预燃级旋流角度的 TAPS 方案的冷态流场及燃油分布进行了测试,但未进行排放测试^[22-23]。中国科学院的刘存喜等人对中心分级燃烧技术中主燃级径向旋流器的叶片角度对雾化、流场的影响进行了研究^[24]。西北工业大学刘强等人对一种中心分级燃烧方案——直混/预混组合方案的流场进行了试验研究和数值模拟,试验结果显示该方案中 NO_x 排放极低,且流场数值模拟结果表明主预两级形成了独立的燃烧区域^[25]。

北京航空航天大学在中心分级低排放燃烧研究中,独立发展了 TeLESS(technology of low emission stirred swirler)低排放燃烧技术。文献[9-19]对 TeLESS I 低排放燃烧室的各个方面进行了研究,包括排放、点火和熄火性能、数值分析、燃烧不稳定性等。文献[11]详细总结了 TeLESS I 低排放燃烧室的排放特性,比 CAEP 6 标准降低了 50%。文献[20-21]是北京航空航天大学发展的 TeLESS II 低排放燃烧室,TeLESS II 的排放性能设计目标是达到比 CAEP 6 标准降低 60%,这两篇文献重点研究了 TeLESS II 低排放燃烧室的点火和熄火性能。

从国内外研究公布的结果来看中心分级的旋流特征对燃烧室性能有很大影响。从燃烧区气动热力特征来讲,是上游预燃级和主燃级旋流和喷射共同导致的,但是鲜有看到针对同一主燃级更换不同类型的预燃级的进行高压工况下的排放研究。

本文的主要内容是保持主燃级空气流动和燃油喷射模式不变,预燃级采用成膜空气雾化和离心喷射空气雾化两类不同的空气流动和燃油雾化模式,对大工况(相当于爬升和起飞)和小工况(相当于慢车和进场)的排放进行研究,以加深对中心分级低排放燃烧室的排放特性认识。

1 TeLESS II 低排放燃烧室的头部和预燃级方案

TeLESS II 低排放燃烧室的头部燃烧组织模

式是中心分级燃烧,主燃级采用轴向涡流器,叶片角度为 30°,燃油喷射到主燃级通道中,与主燃级空气预混后进入火焰筒。预燃级方案如图 1 所示分为两个方案:A 方案采用典型的旋流杯设计,双径向涡流器,喷嘴的燃油喷射到文氏管壁面,成膜后雾化,是典型的成膜空气雾化喷嘴^[26],液雾空间散布主要取决于空气雾化喷嘴的气动特性。A 方案从内到外,从本次试验用单头部燃烧室出口向头部观看,旋向是顺时针—顺时针—逆时针。B 方案采用离心喷嘴与一级轴向涡流器及其下游收敛-扩张通道匹配的设计,这种雾化方式称之为离心喷射空气雾化喷嘴^[26],液雾空间散布主要取决于离心喷嘴液雾及其与预燃级旋转射流的相互作用。B 方案从内到外,从燃烧室出口向头部观看,旋向是顺时针—顺时针。两类方案的预燃级有效面积与主燃级有效面积之比相同,都为 1 : 7。

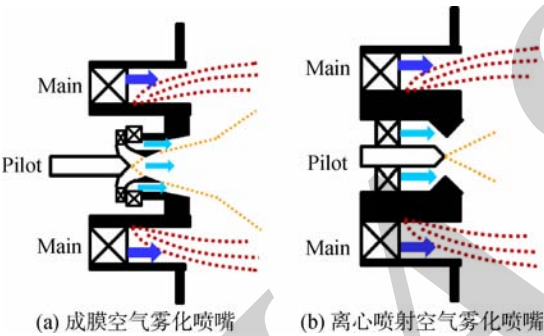


图 1 TeLESS II 低排放燃烧室预燃级方案
Fig. 1 Pilot stage scheme of TeLESS II low emission combustor

2 排放试验安排

本文的主要目的是研究两种预燃级设计对排放的影响,排放测试试验件为单头部燃烧室。试验件的火焰筒采用多斜孔冷却,为了保证高温高压下的安全,火焰筒侧壁设计了冲击/多斜孔复合冷却。为了保持实际发动机火焰筒流道的特性,火焰筒上下壁面是曲面,采用 3D 打印的工艺方式进行加工,试验件如图 2 所示。流量测试结果表明头部和侧壁的冷却气流量占全部进入整个火焰筒空气流量的 29.7%,其余空气流量通过头部进入火焰筒。

排放试验在北京航空航天大学航空发动机气动热力国家重点实验室的 1 号高压台上进行。试验系统的详细描述可参见文献[10-11]。试验台包括空气供给系统、燃油控制系统、水冷系统和

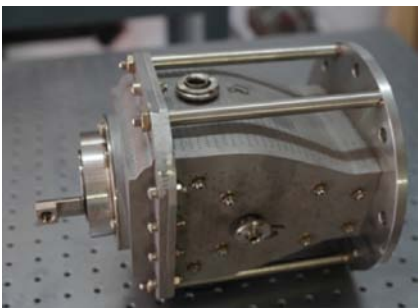


图 2 单头部高压火焰筒
Fig. 2 Single sector high pressure liner

数据采集系统。
为了达到发动机条件下的燃烧室进口高温高压条件,采用了一台折流杆式高压换热器对进入试验件的空气加热。空气流量由标准孔板测量,在高压换热器的上游,试验条件下测试精度为±1%。进入燃烧室试验件的温度和压力分布采用 K 型热电偶和压力传感器进行测试。单头部燃烧室试验件上有两条油路,RP3 航空煤油可以分别独立地供给、调节和测量。燃油流量测量采用了两台哥氏力质量流量计,测试精度为±0.5%,考虑空气流量测量的精度,整个燃烧室油气比的不确定度低于±1.4%。

采用符合 ICAO 标准的燃气分析系统^[1]测量燃烧室的排气污染物。燃气通过燃烧室下游的水冷式采样耙进行采样,通过一个保温管输送到燃气分析仪器中,保温管的温度为 433 K。然后燃气被送入到 5 台燃气分析仪:O₂ 分析仪(SIEMENS ULTRAMAT 6)、非发散红外 CO₂ 分析仪(SIEMENS ULTRAMAT 6)、非发散 CO 分析仪(SIEMENS ULTRAMAT 6)、化学发光 NO-NO_x 分析仪(CAI Model 600)、氢火焰离子未燃碳氢分析仪(baseline MOCON series 9000)。这 5 台仪器的最大量程分别是 0~0.25,0~0.20,0~0.05,0~0.001,0~0.002,可根据试验数据范围自动调整量程。3 台 SIEMENS ULTRAMAT 6 分析仪精度是±2%,NO-NO_x 和未燃碳氢分析仪精度是±1%。测试之前,所有的仪器都要采用标准样气标定。最终测量结果按照 ICAO^[1]标准换算成排放指数(EI,记为 I_e,单位为 g/kg)。燃烧效率可以通过 CO 和未燃碳氢(UHC)的 EI 进行计算,如下式所示^[27]:

$$\eta_c = 1 - \frac{I_{e,CO}h_{CO} + I_{e,UHC}h_{UHC}}{1000h_{fuel}}$$

式中 CO,UHC 以及航空煤油的比焓值分别为 h_{CO} = 10 114 kJ/kg, h_{UHC} = 50 179 kJ/kg, h_{fuel} =

43530 kJ/kg。

为了反映出在最终使用过程中的排放特点，选择了两个工况进行试验：一个代表大工况；一个代表小工况。因为在 ICAO 规定的标准起飞着陆循环中，有两个小工况（慢车和进场）和两个大工况（爬升和起飞）。定义分级比(ϕ)为预燃级燃油流量与总燃油流量之比。小工况只有预燃级工作， $\phi=100\%$ ，大工况是主燃级和预燃级共同工作， $\phi=8\%\sim15\%$ 。选择的工况参数如表 1 所示。

表 1 燃烧室测试工况

Table 1 Test conditions for combustor

参数	小工况	大工况
进口总压 p_{3t} /MPa	0.7	2.1
进口总温 T_{3t} /K	575	800
油气比 f/a	0.010~0.015	0.025
头部模式	预燃级	预燃级+主燃级
分级比 $\phi/\%$	100	8~15

3 TeLESSⅡ低排放燃烧室排放结果

3.1 小工况试验结果

TeLESSⅡ低排放燃烧室在小工况下的 NO_x,CO 和 UHC 排放结果如图 3~图 5 所示。

图 3 是预燃级采用成膜空气雾化喷嘴 A 方案和离心喷射空气雾化喷嘴 B 方案的 NO_x 排放结果。随着燃烧室总油气比增加，A 方案和 B 方案的 NO_x 排放变化趋势相反，A 方案随着油气比增加，NO_x 排放下降，而 B 方案是增加的，成相反的趋势。在试验的油气比范围内基本呈现出线性变化。A 方案油气比从 0.00976 增加到 0.0125，增加幅度为 28.1%，NO_x 的 EI 值从 6.11 g/kg 下降到 5.34 g/kg，下降幅度为 12.6%。B 方案油气比从 0.01074 增加到 0.01355，增加幅度为 26.2%，NO_x 的 EI 值从 0.67 g/kg 增加到 2.79 g/kg，增加幅度为 316.4%。相对 A 方案，B 方案对油气比变化更为敏感。

图 4 和图 5 是 A,B 两个方案在小工况下 CO 和 UHC 的排放结果。A 方案的 CO 排放随油气比增加有轻微增加，UHC 排放都基本不随油气比变化。与之相比，B 方案的 CO 和 UHC 的 EI 值随着油气比增加，大幅度减少。CO 和 UHC 变化趋势与 NO_x 的 EI 值变化趋势相反。

图 6 是两个方案的燃烧效率，通过燃烧效率

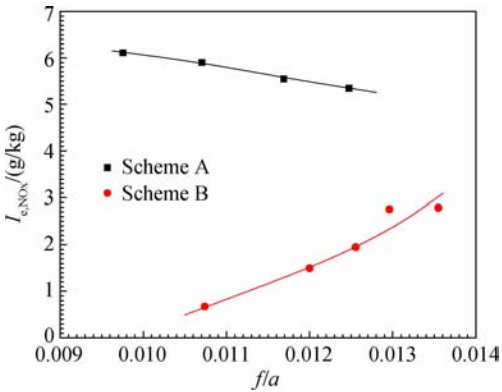


图 3 小工况下两个方案的 NO_x 排放指数
($p_{3t}=0.7\text{ MPa}$, $T_{3t}=575\text{ K}$)

Fig. 3 NO_x emission index of two schemes with low condition ($p_{3t}=0.7\text{ MPa}$, $T_{3t}=575\text{ K}$)

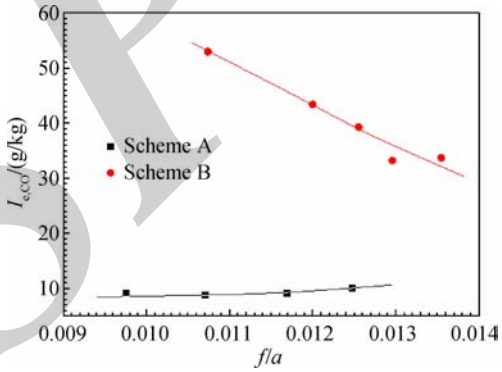


图 4 小工况下两个方案的 CO 排放指数
($p_{3t}=0.7\text{ MPa}$, $T_{3t}=575\text{ K}$)

Fig. 4 CO emission index of two schemes with low condition ($p_{3t}=0.7\text{ MPa}$, $T_{3t}=575\text{ K}$)

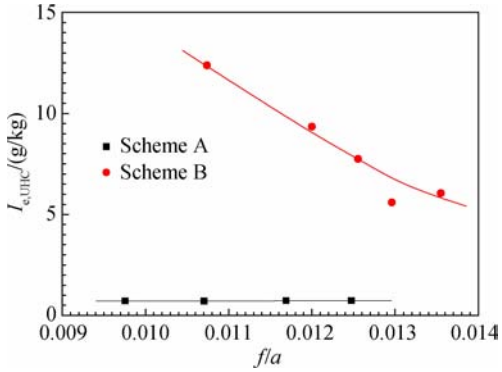


图 5 小工况下两个方案的 UHC 排放指数
($p_{3t}=0.7\text{ MPa}$, $T_{3t}=575\text{ K}$)

Fig. 5 UHC emission index of two schemes with low condition ($p_{3t}=0.7\text{ MPa}$, $T_{3t}=575\text{ K}$)

公式计算。可以看出，随着油气比增加，B 方案的燃烧效率迅速增加，从油气比为 0.01074 的

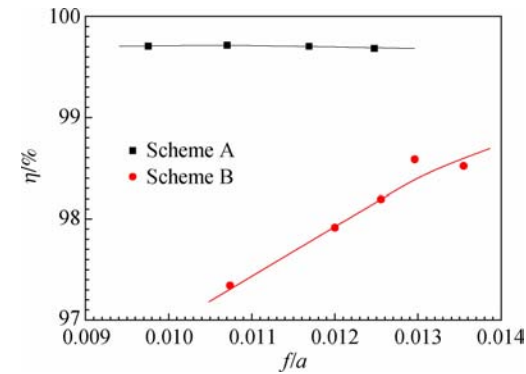


图 6 小工况下两个方案的燃烧效率
($p_{3t}=0.7\text{ MPa}$, $T_{3t}=575\text{ K}$)

Fig. 6 Combustion efficiency of two schemes with low condition ($p_{3t}=0.7\text{ MPa}$, $T_{3t}=575\text{ K}$)

97.3%迅速增加到油气比为 0.01355 的 98.5%。

在试验油气比范围中,预燃级采用成膜空气雾化喷嘴的 A 方案和离心喷射空气雾化喷嘴的 B 方案在小工况下,有以下结论:

- 1) A 方案的 NO_x 排放随着油气比增加会小幅下降,而 B 方案会大幅度上升;
- 2) A 方案的 CO 和 UHC 排放,会随着油气比的增加基本不变,而 B 方案,NO 和 UHC 会大幅下降;
- 3) A 方案的燃烧效率,基本不变,B 方案的燃烧效率会随着油气比的增加而增加。

3.2 大工况排放试验结果

TeLESS II 低排放燃烧室在大工况下的 NO_x,CO 和 UHC 排放结果如图 7~图 9 所示。在大工况试验中,进口压力 p_{3t} 保持在 2.1 MPa,进口温度 T_{3t} 保持在 800 K,油气比保持在 0.025,试验中的变量是燃油分级比,其值范围为 8%~15%。

图 7 中可以看出,大工况下 A 方案 NO_x 排放指数随着燃油分级比的提高大幅度增加,从 8%燃油分级比到 14%燃油分级比,增幅为 72%,NO_x 的 EI 值从 5.9 g/kg 增加到 10.3 g/kg,增加幅度约为 75%,基本是燃油分级比的线性增加函数,斜率约为 1。而 B 方案在燃油分级比从 8%~12%时,NO_x 的 EI 值从 7.2 g/kg 增加到 8.3 g/kg,小幅度增加。而燃油分级比从 12%变化到 14%时,还略有下降。换言之,B 方案的 NO_x 排放随着分级比变化并不敏感,但 A 方案增幅非常明显,8%燃油分级比时 NO_x 排放还低于 B 方案,到 14%的燃油分级比例时就大幅度超出了。

图 8 和图 9 是两个方案在大工况下 CO 和

UHC 的排放结果。排放指数都很低,并且两个方案的数值也比较接近。对于 A 方案,预燃级燃

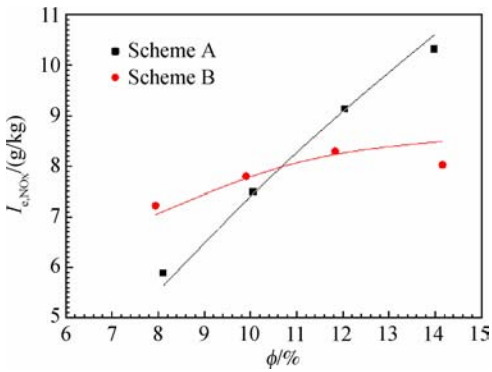


图 7 大工况下两个方案的 NO_x 排放指数
($p_{3t}=2.1\text{ MPa}$, $T_{3t}=800\text{ K}$)

Fig. 7 NO_x emission index of two schemes with high condition ($p_{3t}=2.1\text{ MPa}$, $T_{3t}=800\text{ K}$)

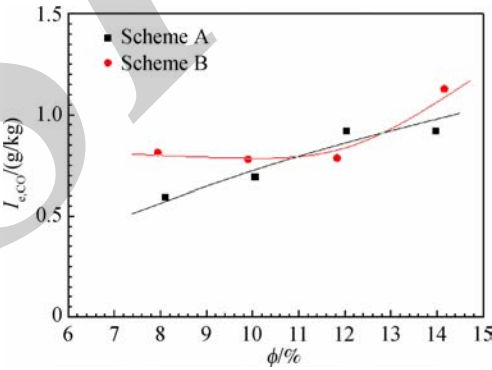


图 8 大工况下两个方案的 CO 排放指数
($p_{3t}=2.1\text{ MPa}$, $T_{3t}=800\text{ K}$)

Fig. 8 CO emission index of two schemes with high condition ($p_{3t}=2.1\text{ MPa}$, $T_{3t}=800\text{ K}$)

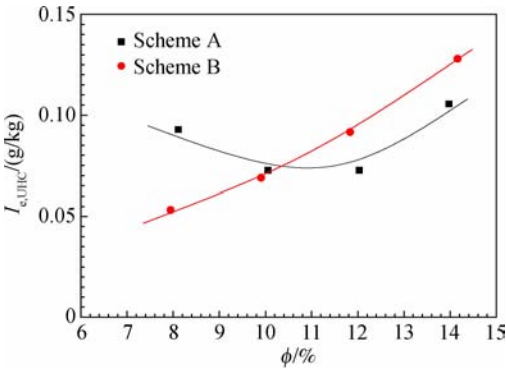


图 9 大工况下两个方案的 UHC 排放指数
($p_{3t}=2.1\text{ MPa}$, $T_{3t}=800\text{ K}$)

Fig. 9 UHC emission index of two schemes with high condition ($p_{3t}=2.1\text{ MPa}$, $T_{3t}=800\text{ K}$)

油分级比增加,CO 小幅度增加,基本成线性增加,B 方案的 CO 排放指数先基本不变,到燃油分级比过了 12%才又增加。UHC 排放指数正好与 CO 排放规律反过来,A 方案的 UHC 排放指数先减少后增加,两头翘中间低,而 B 方案的 UHC 排放指数基本是线性增加。

图 10 是燃烧效率变化图,两个方案在大工况情况下效率都很高,高于 99.95%,并且两者的数值和变化规律都几乎相同。

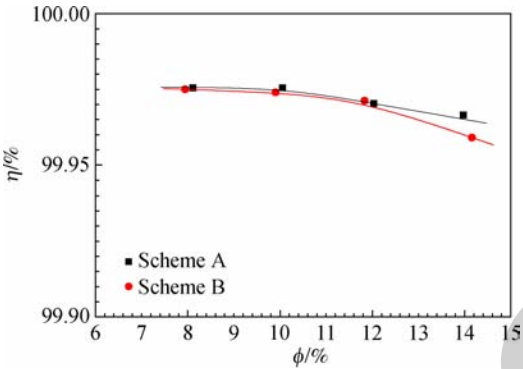


图 10 大工况下两个方案的燃烧效率
($p_{3t}=2.1\text{ MPa}, T_{3t}=800\text{ K}$)

Fig. 10 Combustion efficiency of two schemes with high condition ($p_{3t}=2.1\text{ MPa}, T_{3t}=800\text{ K}$)

4 分析和讨论

从本文研究的两个方案的设计特征来看,重要的区别在 A 方案预燃级采用了典型的旋流杯设计及成膜空气雾化喷嘴,B 方案预燃级采用了离心喷射空气雾化喷嘴。

为了分析设计特征导致的排放结果差异,本文采用了 CFD 分析方法,选择典型工况,试图定性地从燃烧反应场的特征来分析。

计算模型根据试验件的真实结构做了一定简化,主要是把一些加工和工艺导致的锐边、窄缝等进行处理,避免无法生成可用的网格。经过网格无关性的检查,网格数量为 650 万,计算工况采用前述的试验工况。计算模型和基本设置选择如下:湍流模型采用标准 $k-\epsilon$,增强壁面处理,离散项模型,介质为煤油和空气;对于预燃级,根据离心喷嘴的锥角测试和雾化颗粒度测试,选择离心喷嘴半锥角为 40° ,颗粒尺寸分布符合 R-R(Rosin-Rammler)分布,平均直径为 $30\text{ }\mu\text{m}$,分布指数 $n=3.5$,破碎采用波破碎模型,分布计算采用随机轨道游走模型,对于喷雾喷射到壁面的反弹,切向系

数采用 0.2。主燃级是横向流动中的燃油喷射,同样根据测试结果,选择实心锥喷点, $30\text{ }\mu\text{m}$ 雾化直径,沿着真实的喷射方向,半锥角为 10° 。燃烧模型是半预混,稳态火焰面,化学反应机理采用航空煤油 23 步反应。这是因为通过分析发现,主燃级燃油在到达反应区之前,与空气并没有形成均匀预混,因此按照半预混火焰模型进行计算。

由于在燃烧室内的 NO_x 生成来源主要是热力 NO,因此本文重点关注大小两个工况的温度分布。

小工况下的温度分布如图 11 所示,计算工况 $p_{3t}=0.7\text{ MPa}, T_{3t}=575\text{ K}, f/a=0.012$ 。热力 NO 大量生成的温度区间高于 1900 K 。图 11 中黄色和红色区域温度高于 1900 K ,可以明显看出两种预燃级设计带来的影响。A 方案的高温区在下游是一个椭圆状,在三维空间中是一个不规则的椭球,这是因为成膜空气雾化喷嘴能够将油雾散步到整个空间,高温区相对比较大而均匀。B 方案的高温区在头部落呈伞状分布,是因为离心喷射空气雾化喷嘴的燃油分布主要受到离心喷射空气雾化喷嘴的喷射影响,高温区要小一些,并且集中在油雾锥的两侧。这也是小工况 A 方案和 B 方案排放存在差异的主要原因。

大工况下 A 方案和 B 方案的中心截面温度分布计算如图 12 所示。在这个工况下,由于 88%的燃油流量通过主燃级进入到火焰筒内,预燃级的影响就不显著了。高温区充分弥散在火焰筒内,区域大小相差不大,说明了两种方案在分级

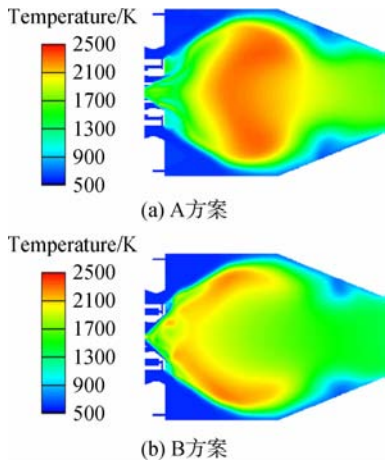


图 11 小工况下两个方案的中心截面温度分布
($p_{3t}=0.7\text{ MPa}, T_{3t}=575\text{ K}, f/a=0.012$)

Fig. 11 Temperature distribution on central section of two schemes with low condition
($p_{3t}=0.7\text{ MPa}, T_{3t}=575\text{ K}, f/a=0.012$)

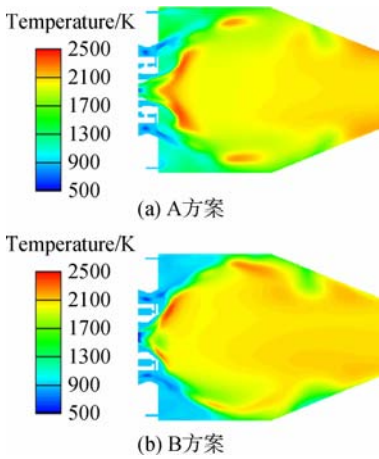


图 12 大工况下两个方案的中心截面温度分布
($p_{31}=2.1\text{ MPa}$, $T_{31}=800\text{ K}$, $f/a=0.025$, $\phi=12\%$)
Fig. 12 Temperature distribution on central section of
two schemes with high condition
($p_{31}=2.1\text{ MPa}$, $T_{31}=800\text{ K}$, $f/a=0.025$, $\phi=12\%$)

比为 12% 的情况下的大工况排放相近的原因。

5 结 论

保持低排放燃烧室主燃级空气流动和燃油喷射模式不变,预燃级 A 方案采用成膜空气雾化、B 方案采用离心喷射空气雾化,两个预燃级的空气流动和燃油雾化模式不同,通过低排放燃烧室试验对两个方案在大工况和小工况的排放进行的研究以及典型工况的数值分析研究表明:

1) 在小工况时,随油气比的变化,同一主燃级匹配不同类型预燃级时排放的变化趋势相反,其中 B 方案相对 A 方案的变化更加明显,主要原因在于 B 方案的预燃级产生的回流区是伞形结构不如 A 方案预燃级的椭球结构回流区饱满,燃油分布也不如 A 方案均匀,更容易受到预燃级离心喷嘴初始喷雾的影响。

2) 在大工况时,随燃油分级比的变化,同一主燃级匹配不同类型预燃级时燃烧效率变化趋势大致相同,燃烧效率都能保持在很高的水平。主要原因在于在大工况时绝大部分的燃油通过主燃级进入燃烧区,高温区主要受主燃级的影响,因此不同的预燃级方案燃烧效率比较接近。

3) 中心分级低排放燃烧的燃烧区气动热力特征与头部旋流和喷射关系密切,还需要继续深入地研究才能掌握其中的规律。

参考文献:

[1] International Civil Aviation Organization. International standards and recommended practices, environmental pro-

tection, annex 16 To the convention on international civil aviation; Volume II aircraft engine emissions[S]. Montreal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2008;2005-2012.

[2] MONGIA H C. TAPS: a 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657, 2003.

[3] MONGIA H C, NORTH G L, CHAUVETTE C H. Multiple annular swirler; US6367262[P]. 2002-04-09.

[4] MONGIA H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers; Part V 40 OPR[R]. AIAA-2011-5527, 2011.

[5] DHANUKA S K, TEMME J E, DRISCOLL J F. Unsteady aspects of lean premixed prevaporized gas turbine combustors; flame-flame interactions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(3): 631-641.

[6] STURGESS G J, SHOUSE D T, ZELINA J, et al. Emissions reduction technology for military gas turbines[R]. AIAA-2003-2622, 2003.

[7] BAKE S, LAZIK W, DOERR T, et al. Development of lean-burn low-NOx combustion technology at Rolls-Royce Deutschland[R]. ASME Paper GT2008-51115, 2008.

[8] YAMAMOTO T, SHIMODAIRA K, UROSAWA Y, et al. Research and development of staging fuel nozzle for aeroengine[R]. ASME Paper 2009-GT-59852, 2009.

[9] ZHANG Man, FU Zhenbo, LIN Yuzhen, et al. CFD study of NOx emissions in a model commercial aircraft engine combustor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(6): 854-863.

[10] 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.

[11] LI Lin, LIN Yuzhen, FU Zhenbo, et al. Emission characteristics of a model combustor for aero gas turbine application[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2016, 72: 235-248.

[12] 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)

[13] 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)

[14] 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)
- [15] FU Zhenbo, LIN Yuzhen, LI Jibao, et al. Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor [R]. ASME Paper GT2011-45786, 2011.
- [16] 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. Experiment on lean blow-out performance of pilot stage in internally-staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2188-2194. (in Chinese)
- [17] QIN Hao, LIN Yuzhen, LI Jibao. Precessing motion in stratified radial swirl flow[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(2): 386-394.
- [18] 秦皓, 丁志磊, 李海涛, 等. LESS 燃烧室非定常旋流流动 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1566-1575.
- QIN Hao, DING Zhilei, LI Haitao, et al. Unsteady swirling flow in low emissions stirred swirls combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1566-1575. (in Chinese)
- [19] 秦皓, 丁志磊, 林宇震, 等. 同心分级旋流结构的动态响应特征 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(4): 793-799.
- QIN Hao, DING Zhilei, LIN Yuzhen, et al. Dynamic response characteristic of concentric stage swirling structure [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 793-799. (in Chinese)
- [20] 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. 8.
- [21] WANG Bo, ZHANG Chi, HUI Xin, et al. Influence of sleeve angle on the LBO performance of TeLESS-II combustor [R]. AIAA-2016-4693, 2016.
- [22] 颜应文, 徐榕, 邓远灏, 等. 贫油预混预蒸发低污染燃烧室头部流场研究 [J]. 航空学报, 2012, 33(6): 965-976.
- YAN Yingwen, XU Rong, DENG Yuanhao, et al. Flow field study for head of lean premixed prevaporized low-emission combustor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 965-976. (in Chinese)
- [23] 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)
- [24] LIU Cunxi, LIU Fuqiang, YANG Jinhu, et al. Experimental investigation of spray and combustion performances of a fuel-staged low emission combustor: Part I effects of main swirl angle [R]. ASME Paper GT2016-56530, 2016.
- [25] 刘强, 索建秦, 梁红侠, 等. 直混燃烧与 LPP 组合燃烧室数值研究 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2448-2454.
- LIU Qiang, SUO Jianqin, LIANG Hongxia, et al. Numerical investigation of combination of direct mixing combustion and LPP combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2448-2454. (in Chinese)
- [26] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion [M]. London: Taylor and Francis Group, 1998.
- [27] ROBERTS R, FIORENTINO A, GREENE W. Experimental clean combustor program: Phase III [R]. NASA-CR-135253, 1977.

(编辑: 陈 越)