

慢车燃油分级对高温升燃烧室 燃烧效率的影响

邱伟, 房人麟, 邓远灏, 钟世林, 黄顺洲
(中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 在双级旋流多点喷射直接混合(TAMDIM)高温升燃烧室单头部试验件上进行了燃烧效率试验,对比了两种不同主副级喉道间距尺寸下的慢车主、副分级供油方案及副油路单独供油方案的燃烧效率,分析了不同主、副级当量比(副油路供油比例分别为 40%,56%,65%,100%)及喉道间距对燃烧效率的影响.试验表明:主副级采用分级供油策略时,喉道间距对燃烧效率有显著影响,喉道间距设计为 19.3 mm,副油路供油比例控制在 40%~56%,可以获得比单独副油路供油更好的燃烧效率.在扇形试验件上进行了试验验证,进一步验证了慢车分级供油策略在 TAMDIM 高温升燃烧室上的可行性.

关 键 词: 燃烧室; 高温升; 燃油分级; 慢车; 燃烧效率
中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Influence of fuel stage under idle condition on combustion efficiency for high-temperature rise combustor

QIU Wei, FANG Ren-lin, DENG Yuan-hao,
ZHONG Shi-lin, HUANG Shun-zhou
(Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The combustion efficiency test was done on the single dome test piece of twin annular multi-point direct injection mixing (TAMDIM) high-temperature rise combustor, the idle combustion efficiency of two stages-fueled together mode and the pilot-fueled only mode with two different throat spacing sizes were compared, and the influence of different main and pilot equivalents (the pilot fuel ratio of 40%, 56%, 65%, 100%) and throat spacing size on the combustion efficiency were analyzed. Test results show that, the throat spacing size has a great influence on the combustion efficiency when taking the two stages-fueled together mode, compared with the pilot-fueled only mode, better combustion efficiency has been obtained when the spacing of throat is 19.3 mm and the pilot fuel ratio is within the range of 40%~56%. Validated test has been done on the sector test piece finally, ulteriorly verifying the feasibility of fuel stage under idle condition in the TAMDIM high-temperature rise combustor.

Key words: combustor; high-temperature rise; fuel stage; idle condition; combustion efficiency

收稿日期:2015-06-23

作者简介:邱伟(1983—),男,高级工程师,学士,主要从事先进喷雾燃烧技术研究.

引用格式:邱伟,房人麟,邓远灏,等.慢车燃油分级对高温升燃烧室燃烧效率的影响[J].航空动力学报,2017,32(3):577-583. QIU Wei,FANG Renlin,DENG Yuanhao,et al. Influence of fuel stage under idle condition on combustion efficiency for high-temperature rise combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(3):577-583.

在航空发动机中燃油分级方式包括两种：一种是主副燃油分级，目前几乎所有的航空发动机都是先开副油，再开主油，只是选择主油开启的工况点不一样；另一种是主油燃油分级，主要应用于低污染燃烧室低工况的设计中。国内外专门对燃油分级的研究较少，一般多集中在低污染燃烧室低工况下的燃油分级方面。国外 GE 公司发展的 Taps 燃烧室^[1-2]，RR 公司研制的 Lean-burn 燃烧室^[3]均采用了主级燃油周向分级的方式。日本太空发展机构(Japan Aerospace Exploration Agency, JAEA) 研制的应用于小推力发动机上的多头部中心分级燃烧室也对主级燃油周向分级进行了试验研究^[4]。国内对低污染燃烧室的燃油分级策略也进行了一定的研究。文献[5]对航空贫燃预混低污染燃烧室低工况下的主油燃油分级进行了较为系统的分析与研究。文献[6]对燃油分级比例对 Taps 燃烧室性能的影响进行了研究。文献[7-8]对中心分级燃烧室的燃油分级方式、燃油分级对 NO_x 排放的影响进行了试验研究。文献[9-10]则分别对贫油预混预蒸发(LPP)低污染燃烧室、多点燃油直接喷射双环预混旋流(TAPS/MLDI)低污染燃烧室中预燃级单独供油、主燃级单独供油、预燃级与主燃级同时供油情况下的冷态流场与油雾特性进行了研究。

目前在公开文献中鲜见对发动机慢车工况采用燃油分级进行研究，一般认为燃烧室在慢车工况时由副油路单独供油，以避免主油路燃油量较小，雾化较差，对慢车燃烧效率带来恶化影响。随着军用发动机推质比的提高，燃烧室温升越来越高，燃烧室油气比工作范围也越来越宽^[11]，流量范围更加宽广，而燃油泵留给燃油喷嘴供油压力的能力有限，导致燃油喷嘴必须采用大流量数喷嘴才能满足要求，这将导致燃烧室点火工况时雾化质量变差，影响燃烧室的点火性能^[12]。若为了满足燃烧室点火工况时的雾化质量，燃油喷嘴副油路流量数会设计得比较小，在慢车时，若副油路单独供油，燃油喷嘴的供油压力必然较大，将导致燃油喷嘴在大流量状态时供油压力超限，并且主油路开启太晚，影响发动机的加速性^[13]，这就引入了在慢车时采用主副分级供油的方案。若慢车主油路已经打开，则会进一步提高发动机慢车之后中小工况下的主油路供油压力，从而改善主油路雾化质量，对发动机中小工况的燃烧性能也是有利的。本文在一种高温升燃烧室单头部试验件上进行了慢车工况主副分级供油及副油路单独供

油的燃烧性能对比试验，分析了不同分级方案对燃烧效率的影响，验证了慢车工况采用燃油分级策略的可行性，并在扇形试验件上进行了验证。

1 单头部慢车燃油分级试验情况

1.1 单头部试验件

试验在一种高温升燃烧室单头部试验件上进行。该试验件为双级旋流多点喷射直接混合(twin annular muti-point direct injection mixing, TAMDIM)高温升燃烧室^[14]，燃烧室头部采用两级旋流，分为预燃级和主燃级，预燃级采用富油直接喷射(rich direct injection)燃烧模式，主燃级采用富油多点喷射直接混合燃烧模式，如图 1 所示。在点火起动和小状态时，副级采用富油直接喷射燃烧模式，该燃烧模式是通过副油路离心喷嘴和副级轴向旋流器构成的副级实现局部富油；在大流量状态(包括起飞、爬升状态和更高工况)时，副级采用贫油直接喷射(lean direct injection)燃烧模式，主级采用富油多点喷射直接混合燃烧模式，这样使得中心副级燃烧区起稳定火焰作用，周围主燃级燃烧区为直混燃烧，从而保证 TAMDIM 高温升燃烧室低工况稳定性与高工况高效燃烧的兼顾。

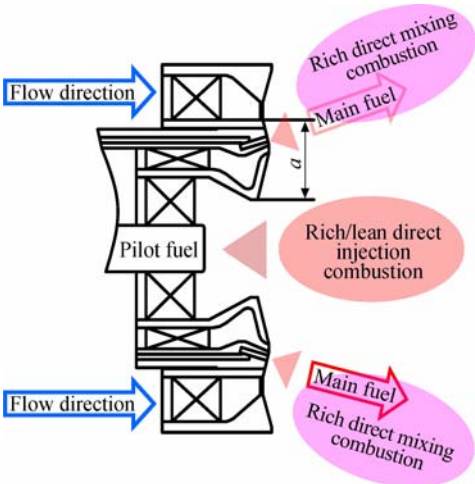


图 1 TAMDIM 高温升燃烧室头部概念图
Fig. 1 Concept map of TAMDIM high-temperature rise combustor dome

在 TAMDIM 高温升燃烧室中，喉道间距(图 1 中尺寸 a)的设计很重要，其决定了主副级燃烧区域之间的相互作用，对慢车贫油熄火及燃烧效率都有着很重要的影响。本文分别在两种不同喉道间距的单头部燃烧室中进行了慢车分级供油的试验，以验证慢车分级供油在 TAMDIM 高温升

燃烧室中的可行性. 两种试验件分别编号为试验件 I, II, 其喉道间距 a 分别为 19.3, 12.5 mm, 副油路均为简单离心式喷嘴, 流量数为 4.5 $\text{g}/(\text{s} \cdot \text{MPa}^{0.5})$, 主油路为周向 6 点直喷射喷嘴, 火焰筒头部有效流通面积 A_{ed} 约为 740 mm^2 , 主副级旋流器流量分配比例及旋流数均相同. 试验件头部照片见图 2.



图 2 TAMDIM 高温升燃烧室头部照片
Fig. 2 Photo of TAMDIM high-temperature rise combustor dome

1.2 试验设备与测试系统

如图 3 所示,单头部燃烧室在高温高压燃烧室试验设备上开展,该设备最大进口压力为 3.3 MPa,最大进口温度为 840 K,空气流量为 11 kg/s.

单头部试验件结构如图 4 所示,单头部燃烧室进口总温、总压采用 2 支 3 点复合受感部测量,进口静压采用 2 个静压测量座测量,出口总压采用 1 支 5 点总压耙测量,出口总温采用 1 支 5 点



图 3 高温高压燃烧室试验设备
Fig. 3 High-temperature and high-pressure combustor test rig

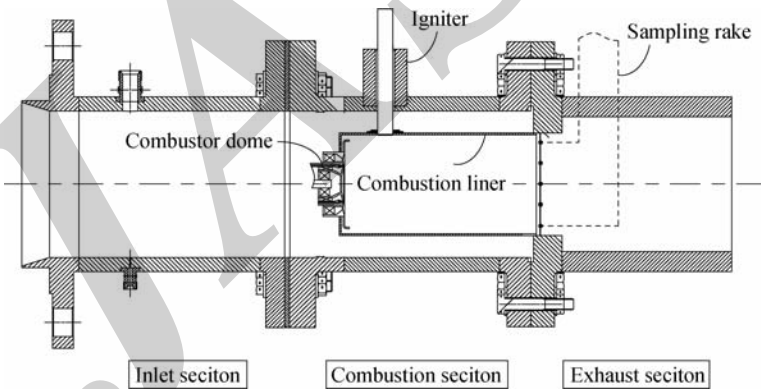


图 4 单头部试验件结构示意图
Fig. 4 Sketch map of the single dome test piece

总温耙测量,燃气取样耙采用 1 支 5 点耙,总压与静压测量精度为 $\pm 0.5\%$, 温度测量精度为 $\pm 1\%$, 燃烧效率采用燃气分析测量,仪器精度为 $\pm 1\%$. 图 5 为燃气分析系统,该系统按照国际民航组织 (ICAO) 的相关标准搭建,其中 CO/CO_2 分析仪采用 SIEMENS ULTRAMAT 6E-2P, H_2O 分析仪采用 SIEMENS ULTRAMAT 6E, 未燃碳氢化合物 (UHC) 分析仪采用 Baseline Sieres9000, NO_x 分析仪采用 CA NO_x Model 600 HCL 进行测量.



图 5 燃气分析系统
Fig. 5 Gas analysis system

1.3 试验工况与数据处理

试验在进口压力 $p_3^* = 390\text{ kPa}$, 进口温度 $T_3^* = 460\text{ K}$, 油气比 $f_a = 0.008 \sim 0.016$ 状态进行, 保持火焰筒压差为 3.5% , 在油气比 $f_a = 0.012$ 时, 副油路供油比例 (R_{pf}) 分别为 40% , 56% , 65% , 100% , 各工况下的试验状态参数及主副级当量比 ϕ 见表 1.

燃烧效率 η 采用文献[15]中的成分法进行计算, 根据测量得到的燃气成分体积分数, 计算 UHC 排放指数 $I_{e,\text{UHC}}$ 及一氧化碳排放指数 $I_{e,\text{CO}}$ 进行计算, 再由如下公式[15]计算:

$$\eta = 1 - \frac{h_{\text{CO}} I_{e,\text{CO}}}{1000 h_f} - \frac{h_{\text{UHC}} I_{e,\text{UHC}}}{1000 h_f}$$

式中 h_{CO} 是 CO 的低热值, 数值为 $10\,114\text{ kJ/kg}$; h_{UHC} 是 UHC 的低热值, 数值为 $50\,179\text{ kJ/kg}$; h_f 是燃料低热值, 数值为 $43\,100\text{ kJ/kg}$ [16].

根据燃烧效率的计算公式, 燃气分析测量仪器的精度为 $\pm 1\%$, 采用误差传递公式[17], 求得燃烧效率的计算累计误差为 $\pm 0.2\%$. 按照 ICAO 现有相关标准(国内标准 HB6117-1987)规定, 试验数据的有效性根据燃气分析计算的油气比同试验实际的油气比之间的偏差来判定, 要求在 15% 以内[18], 本次试验燃气分析计算的油气比同试验实际的油气比之间的偏差均在 6% 以内.

表 1 试验状态
Table 1 Test conditions

工况	p_3^*/kPa	T_3^*/K	f_a	$R_{pf}/\%$	ϕ	
					副级	主级
A	390	460	0.008	100	1.33	0
B	390	460	0.010	100	1.70	0
C	390	460	0.012	100	2.02	0
C1	390	460	0.012	65	1.31	0.22
C2	390	460	0.012	56	1.12	0.28
C3	390	460	0.012	40	0.80	0.38
D	390	460	0.014	100	2.36	0
E	390	460	0.016	100	2.71	0

1.4 试验结果及分析

根据试验结果计算了各状态下的燃烧效率 η , 试验结果见表 2.

从表 2 中可以看出试验件 I、试验件 II 的最高燃烧效率均发生在 D 工况, 但在油气比为 0.012 时, 试验件 I 在副油路供油比例为 40% ,

56% 时燃烧效率最高, 而试验件 II 在副油路单独供油时燃烧效率最高, 这表明在不同喉道间距的情况下, 慢车分级供油带来的影响并不相同.

表 2 燃烧效率结果

Table 2 Results of combustion efficiency

工况	$\eta/\%$	
	试验件 I	试验件 II
A	95.1	91.2
B	96.0	93.3
C	97.4	95.4
C1	96.3	91.3
C2	97.6	91.3
C3	97.6	91.0
D	97.8	98.6
E	96.7	97.9

图 6 为 A、B、C、D、E 工况下燃烧效率同副级当量比的关系, 这 5 个工况均为副油路单独供油. 图中显示, 随着副级当量比的增加, 两型试验件的燃烧效率均为先升后降, 在副级当量比在 2.3 达到最大. 对于试验件 I, 在副级当量比在 $1 \sim 2$ 之间, 燃烧效率随当量比增加迅速增加, 副级当量比为 2 时, 燃烧效率为 97.4% , 之后开始缓慢增长, 到副级当量比为 2.36 时, 燃烧效率仅增长至 97.8% , 之后随着副级当量比的增加, 燃烧效率迅速下降. 对于试验件 II, 在副级当量比在 $1 \sim 2.3$ 之间, 燃烧效率随当量比增加单调迅速增加, 之后开始迅速下降. 试验表明, 随着副级当量比的增加, 燃油雾化效果增强, 试验件燃烧效率增大, 但当副级当量比增加到一定程度时, 燃油较富, 来不及燃烧完全, 反而引起燃烧效率降低.

从两种试验件试验结果对比来看, 在副级当量比约为 2.3 之前, 试验件 II 的燃烧效率小于试验件 I, 但随副级当量比的增大, 燃烧效率的上升速度要要快于试验件 I, 在副级当量比增大至约为 2.3 之后, 试验件 II 的燃烧效率超过试验件 I. 分析认为, 试验件 II 的主副级喉道间距较小, 主级旋流空气对副级燃烧区的影响较大, 在燃油流量较小时, 主级旋流空气的掺混降低了副级当量比, 燃烧效率相对下降, 当燃油流量较大时, 副级当量比较大, 燃油较富, 主级旋流空气的掺混帮助了燃油的燃烧, 因此燃烧效率相对较高. 试验件 II 的主级旋流空气的掺混降低了副级当量比, 在图 6 中

表现为试验件Ⅱ的燃烧效率线(虚线)往左平移一定距离,近似与试验件Ⅰ的燃烧效率线重合,也推测出试验件Ⅰ的最高燃烧效率应发生在当量比约为2.3处。

图7、图8为C,C1,C2,C3工况下燃烧效率随副级当量比、主级当量比的关系。

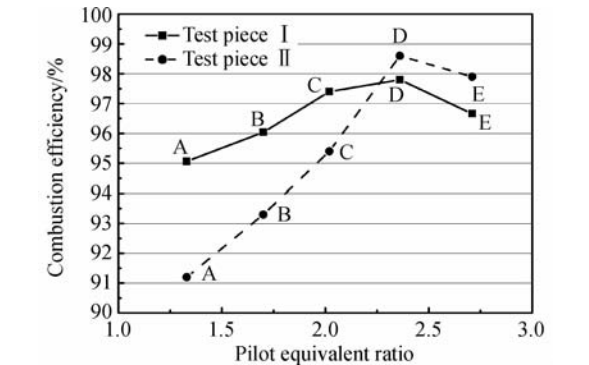


图6 燃烧效率同副级当量比的关系(A,B,C,D,E工况)
Fig. 6 Relationship between combustion efficiency and pilot equivalent ratio (condition A, B, C, D, E)

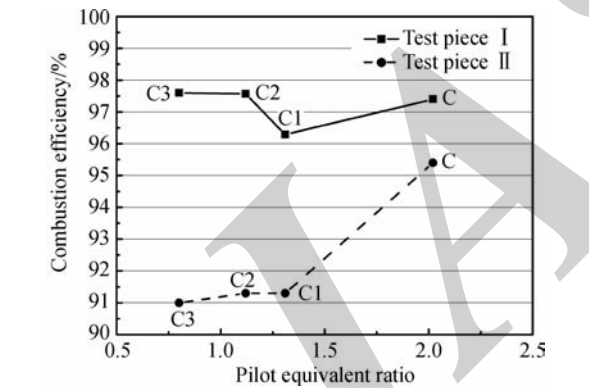


图7 燃烧效率同副级当量比的关系(C,C1,C2,C3工况)
Fig. 7 Relationship between combustion efficiency and pilot equivalent ratio (condition C, C1, C2, C3)

对于试验件Ⅰ,其喉道间距较大,主副级燃烧区干扰较小。在C工况时,副油路单独供油,副级当量比为2.02,燃烧效率为97.4%。在C1工况时,主油路开始供油,燃烧室总油气比不变,副级当量比降至1.31,燃烧效率有所下降,燃烧效率为96.3%。在C2工况时,副级当量比降至1.12,但主级当量比增至0.28,燃烧效率反而上升至97.6%,表明主级采用燃油多点喷射方式,雾化效果有所增强,一定程度上提升了燃烧效率。在C3工况时,副级当量比降至0.80,已为贫油状态,主级当量比增至0.38,燃烧效率几乎不变,表明主副级

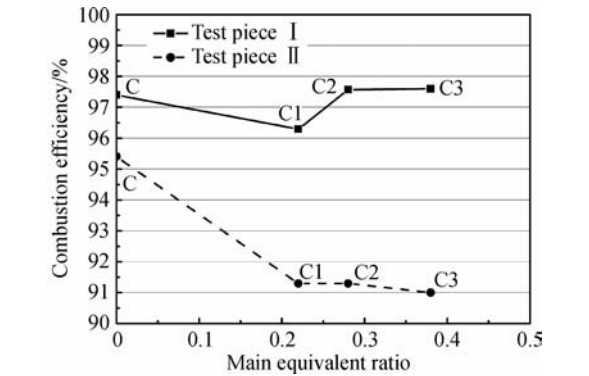


图8 燃烧效率同主级当量比的关系(C,C1,C2,C3工况)

Fig. 8 Relationship between combustion efficiency and main equivalent ratio (condition C, C1, C2, C3)

当量比的改变对燃烧效率的影响相当,互相抵消。

对于试验件Ⅱ,其喉道间距较小,主副级燃烧区干扰较大。在C工况时,副油路单独供油,副级当量比为2.02,燃烧效率为95.4%。在C1工况时,主油路开始供油,燃烧室总油气比不变,副级当量比降至1.31,按照图6的规律,燃烧效率约为91%,实际燃烧效率为91.3%,符合图6中的规律。在C2工况时,副级当量比降至1.12,在C3工况时,副级当量比降至0.80,已为贫油状态,燃烧效率也呈下降趋势,表明喉道间距较小的情况下,主副级燃烧区干扰较强,主级燃烧并未提升燃烧效率,燃烧效率受副级当量比影响较大,分级供油方式降低了副级当量比,从而带来燃烧效率的下降。

通过上述分析表明,对于TAMDIM高温升燃烧室,慢车工况采用分级燃烧模式,通过合理的喉道间距设计和主副油路燃油流量分配可以获得良好的燃烧效率,甚至比单独副油路供油的燃烧效率还要高一些。对于本文采用的试验件Ⅰ来说,喉道间距设计为19.3mm,副油路供油比例控制在40%~56%是合理的,需要通过燃油泵的最小供油要求及副喷嘴的结构设计来决定最佳副油路供油比例。喉道的间距选取还应考虑其对慢车贫油熄火性能的影响,可以通过单头部试验来确定。

2 慢车燃油分级在扇形试验件上的验证

2.1 试验件、测试手段与试验工况等

本文在单头部试验件上的研究结论在扇形试验件上进行了验证。

扇形试验件共包含 4 个头部,其组织燃烧模式、头部气动参数、头部尺寸均保持与单头试验件 I 一致. 扇形试验也在高温高压燃烧室试验设备上开展,在试验件进口测量段安装了 1 支总温总压测量座、2 支静压测量座用来测量试验件进口总温、总压与静压,燃烧室出口布置了 1 支总温耙、1 支总压耙及 2 处静压测点用来测量燃烧室出口总温、总压及静压,燃气取样采用 5 支 5 点燃气取样耙. 试验件在设备上的安装图如图 9 所示.



图 9 扇形试验件
Fig. 9 Sector test piece

在扇形试验中,对表 1 中的 C,C2 工况进行了验证,同样保持火焰筒压差为 3.5%. 燃烧效率采用 5 支取样耙的效率数据进行加权平均. 试验数据的有效性根据燃气分析计算的油气比同试验实际的油气比之间的偏差来判定,要求在 15% 以内^[18].

2.2 试验结果分析

扇形试验计算得到在 C,C2 工况下的燃烧效率分别为 96.2%,96.6%,其与单头部的对比见图 10.

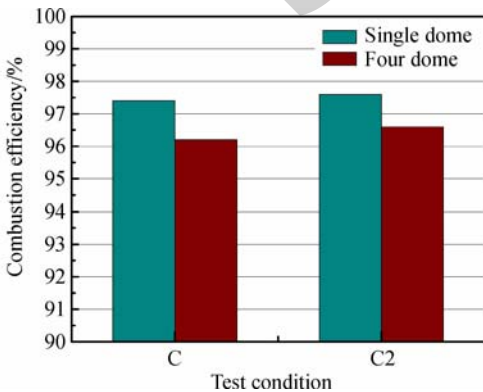


图 10 燃烧效率对比图

Fig. 10 Comparison of combustion efficiency

从图 10 中可以看出,扇形试验件的慢车燃烧效率较单头部下降了 1% 左右,由于扇形试验件包含 4 个头部,其头部间有一定的干扰性,其综合燃烧效率较单头部会出现一定程度的下降. 在 C2 工况下其燃烧效率较 C 工况提高了 0.4%,变化规律与单头部保持一致,验证了单头部的试验结果,也进一步验证了在慢车工况时采用分级供油的可行性.

3 结 论

本文在一种 TAMDIM 高温升燃烧室单头试验件上进行了慢车主副燃油分级性能试验,分析了不同分级方案对燃烧性能的影响,并在扇形试验件上进行了验证,根据试验结果可以得出以下结论:

- 1) 副级单独供油时,慢车燃烧效率随副级当量比增加呈先增大后减小的趋势,喉道间距减小,主级空气掺混将减小副级当量比,燃烧效率产生偏移;
- 2) 主副级采用分级供油策略时,喉道间距对燃烧效率有显著影响;
- 3) 通过合理的喉道间距设计和主副油路燃油流量分配,可以获得良好的燃烧效率,甚至有可能比单独副油路供油的效率还要高一些. 对于本文采用的试验件来说,喉道间距设计为 19.3 mm,副油路供油比例控制在 40%~56% 是合理的.

参考文献:

[1] Mongia H C. TAPS: a fourth generation propulsion combustor technology for low emissions [R]. AIAA-2003-2657, 2003.

[2] Stouffer S D, Ballal D R. Development and combustion performance of a high-pressure WSR and TAPS combustor [R]. AIAA-2005-1416, 2005.

[3] Lazik W, Doerr T, Bake S, et al. Development of lean-burn low-NOx combustion technology at Rolls-Royce Deutschland [R]. ASME Paper 2008-GT-51115, 2008.

[4] Yamamoto T, Shimodaira K, Krosawa Y, et al. Investigations of a staged fuel atomizer for aeroengines by multi-sector combustor test [R]. ASME Paper 2010-GT-23206, 2010.

[5] 尉曙明. 先进燃气轮机燃烧室设计研发 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 63-89.

[6] 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)

[7] 付镇柏,林宇震,张驰,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)

[8] 刘富强,穆勇,刘存喜,等. 燃油分级对中心分级燃烧室 NO_x 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 NO_x emission from central stage combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology,2013,19(3):254-260. (in Chinese)

[9] 邓远灏,颜应文,朱嘉伟,等. LPP 低污染燃烧室两相喷雾燃烧数值研究[J]. 推进技术,2013,34(3):353-361.
DENG Yuanhao,YAN Yingwen,ZHU Jiawei,et al. Numerical study of two-phase spray combustion for lean premixed prevaporized low-emission combustor[J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34(3):353-361. (in Chinese)

[10] 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)

[11] 李继保,胡正义. 高温升高热容燃烧室设计技术分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2000,13(4):5-8.
LI Jibao,HU Zhengyi. Design technology for high-temperature rise and high-heat capacity combustor[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2000,13(4):5-8. (in Chinese)

[12] Lefebvre A H. Fuel effects on gas turbine combustion: ignition, stability, and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power,1984,107(1):23-37.

[13] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 9 册 主燃烧室设计[M]. 北京:航空工业出版社,2000:189-190.

[14] 房人麟,邱伟,徐兵,等. 一种富油直混分区燃烧室:中国, CN201320809412.0[P]. 2014-08-06.

[15] 钟华贵,吉洪湖,李继保. 燃气分析测量高温燃气温度的方法[J]. 航空动力学报,2005,20(3):460-466.
ZHONG Huagui,JI Honghu,LI Jibao. Methods for gas temperature measurement by gas analysis[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(3):460-466. (in Chinese)

[16] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 1 册 通用基础[M]. 北京:航空工业出版社,2000:621-622.

[17] 林启勋. 热工与气动参数测量[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995:6-7.

[18] 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[M]. 3rd ed. Montreal:International Civil Aviation Organization,2008.

(编辑:陈 越)