

三旋流燃烧室燃烧特性试验

徐丽¹, 刘凯²

(1. 沈阳理工大学 机械工程学院, 沈阳 110034;

2. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学院(部), 沈阳 110136)

摘 要: 针对舰船用燃气轮机低污染排放要求, 试验研究了一种三旋流贫预混燃烧室燃烧性能。结果表明: 三旋流燃烧室内、中旋流角决定了点火成功与否, 而外旋流角仅对点火、熄火极限有影响。采用内、中、外旋流角依次增加 10° , 旋流数依次增加33.3%、25.0%的组合方式有较好的点火、熄火性能; 贫油点火油气比最低为0.05236, 高于非预混燃烧室的一般标准, 熄火油气比最低为0.00478, 低于一般要求; 燃烧室出口温度分布系数为0.2279, 完全满足设计要求; NO_x排放指数为2.62 g/kg, 低污染优势明显。CO排放指数较高, 为35.4 g/kg, 导致燃烧效率略低, 仅为0.9847。

关键词: 三旋流; 预混; 燃烧室; 燃烧特性; 油气比

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment of combustion characteristic of triple swirler combustor

XU Li¹, LIU Kai²

(1. School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang 110034, China;

2. Faculty of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: According to the requirement of low pollution emission of marine gas turbine, the combustion performance of a triple swirler lean premixed combustor was experimentally studied. Results showed that: for the triple swirler chamber, the internal and middle swirl angles determined the success of ignition, and the outer swirl had an influence on the ignition limit. A combination of 10 degrees and 33.3%, 25.0% swirl numbers increase of the inner, middle and outer swirl angles had better ignition and blowout performance. The minimum lean ignition fuel-air ratio was 0.05236, lean blow-out fuel-air ratio was 0.00478; the outlet temperature distribution coefficient was 0.2279, fully meeting the design requirements; the content of NO_x was lower than that of 2.62 g/kg. But the CO content was higher up to 35.4 g/kg, leading to slightly lower combustion efficiency, only 0.9847.

Key words: triple swirler; premixed; combustor; combustion characteristic; fuel-air ratio

收稿日期: 2017-03-26

基金项目: 国家自然科学基金(51376133); 航空科学基金(2015ZB54003)

作者简介: 徐丽(1971—), 女, 副教授, 博士, 研究方向为燃烧设计、试验与分析。

通讯作者: 刘凯(1971—), 男, 副教授, 博士, 研究方向为低污染燃烧技术。E-mail: liukai1971@163.com

引用格式: 徐丽, 刘凯. 三旋流燃烧室燃烧特性试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9): 2067-2073. XU Li, LIU Kai. Experiment of combustion characteristic of triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2067-2073.

燃气轮机的发展正朝着高温、高效、低污染的方向发展。在日益严格的排放标准要求下,燃气轮机燃烧室设计重心正在转向全工况下如何降低氮氧化物(NO_x)、一氧化碳(CO)和未燃碳氢化合物(UHC)等燃烧产物^[1-4]这一课题。其中氮氧化物是污染控制的主要产物,根据泽尔多维奇理论,燃烧温度超过 1 900 K,热力型 NO_x 生成将急剧增加。据此原理,燃烧室设计思路集中在保证充分、稳定燃烧的基础上,如何降低燃烧区温度。自 20 世纪 70 年代起,美国通用(GE)、普惠(P&W)公司发展了分级燃烧室、贫油预混预蒸发燃烧室等^[5],英国的罗-罗(RR)公司和德国宝马公司也发展了相应的贫燃燃烧室^[6]。到 80 年代初,普惠公司又发展了富油燃烧/淬熄/贫油燃烧室^[7]。90 年代双环预混旋流(TAPS)燃烧室在 GE 公司得到应用。目前在 CFM56-7、GE90 和 GENx 发动机上都取得了良好效果,其 NO_x 、碳烟、UHC(未燃碳氢)和 CO 的排放只有 CAEP4 标准的 45%、10%、5% 和 30%,是一种前景广阔的低污染燃烧技术^[8-12]。三旋流贫预混设计通过燃烧室头部 3 个旋流器既实现了高燃油雾化质量,又实现油气的均匀混合,配合合理供气可以实现主燃区预混、贫油燃烧,进而降低燃烧区温度,达到控制 NO_x 含量的目的。在此领域,中国工程热物理研究所、北京航空航天大学、南京航空航天大学等单位都进行了较深入的研究,并进行了相关的试验研究,初步证明了三旋流燃烧室在控制污染排放方面的优势^[13]。而贫油预混燃烧的缺点在于点火油气比高,贫油熄火油气比大,稳定工作区间窄。因此,贫油预混燃烧室的设计关键点也在于头部,即头部进气量设计、旋流角设计及燃油供给方式设计^[14-15]。丁玉国等研究了无掺混孔三旋流燃烧室性能,但重点研究了固定旋流角、改变进气条件的情况^[16];蒋波等研究了冷态下旋流器变化对燃烧室流场影响^[17];代威等研究了第 2 级径向旋流器对燃烧室点火、熄火性能影响^[18]。

本文以某型舰用燃机三旋流双环腔燃烧室为研究对象,以一 10 号柴油为燃料,重点研究不同旋流方案对三旋流燃烧室点火、熄火性能影响及对应出口温度分布、燃烧效率、污染排放等性能,为低污染燃烧室设计提供参考。

1 试验系统及试验件

1.1 试验系统

本文试验系统简图见图 1。

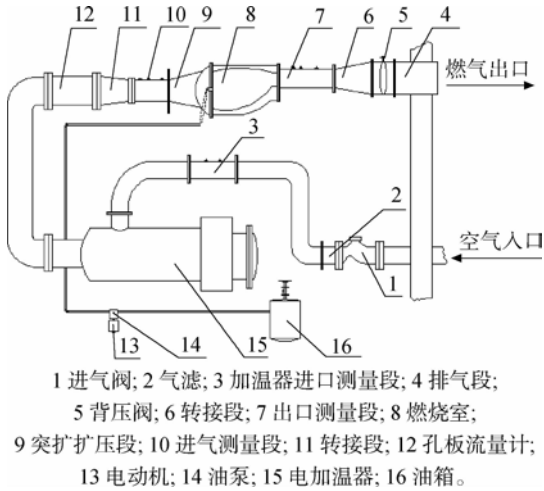


图 1 燃烧试验系统

Fig. 1 Schematic of combustion experiment system

试验系统包括供气系统、供油系统、加温系统、点火系统及测试系统。供气系统由两台螺杆压缩机及容积为 300 m^3 、压力为 1 MPa 的罐体组成,可提供稳定供气,经电加温器加热到最高 850 K 供入燃烧室入口;供油系统由变频器控制叶片泵,经燃油喷嘴供入燃烧室;点火系统采用高能点火器 DHZ22,点火能量 2~3 J;测试系统包括:油路,采用涡轮流量计,误差不大于 0.5%;气路,采用孔板流量计,误差不大于 1%;燃烧室进口温度 K 型单点热电偶,出口温度采用双铂铑 3 点热电偶把,误差不大于 0.5%。

1.2 试验件

本文所研究的燃烧室区别于常规型式的大孔进气燃烧掺混,小孔气膜冷却的结构,而是采用头部三旋流结构,燃烧及掺混用气均由头部及主燃孔进入,不设掺混孔,火焰筒筒身布满直径为 0.8 mm 斜向发散冷却槽,相比于传统环带气膜孔冷却,可减少 40% 冷却气量,很好缓解了高温升燃烧室中冷却用气量与燃烧用气量之间的矛盾。流量分配计算表明,该燃烧室头部冷却气量占 11.5%,火焰筒身冷却气量占 23%,主燃孔进气量占 18.2%,其余 47.3% (其中,内旋流器占 7.6%,中旋流器占 12.8%,外旋流器占 26.9%) 均由头部进入参与燃烧,三旋流及火焰筒结构见图 2。

三旋流结构具体为:内旋流器为 6 个叶片组成的轴向旋流器,与中心喷嘴(值班路)加工为一体;中旋流器为文式管内 8 个叶片组成的轴向旋流器,与内旋流器同向;外旋流器为 48 个叶片组成的径向旋流器。其中内、中旋流器主要针对点

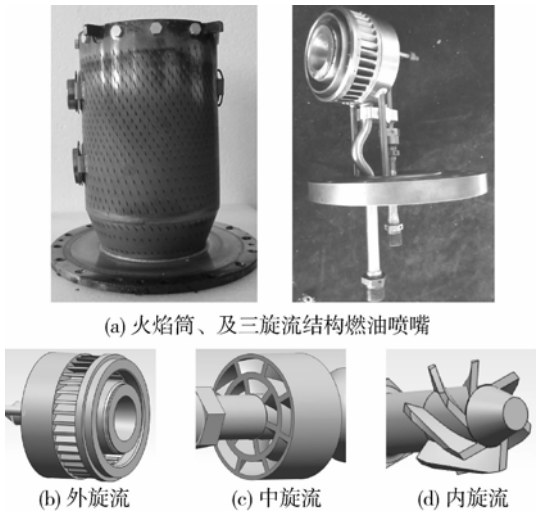


图 2 试验件

Fig. 2 Experimental parts

火\值班级及小工况。值班级由直射喷嘴、两级轴向旋流器、文氏管、套筒组成。值班级喷嘴由头部锥面上周向均布的 3 个直径为 0.4 mm 的喷孔组成,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剪切作用下实现良好的燃油雾化,在中旋流器出口形成扩散燃烧,形成稳定的点火源;外旋流器针对主燃级大工况状态,燃油喷嘴为径向喷射的直射喷嘴。

旋流数是影响旋流器性能的关键指标,定义为切向动量与轴向动量之比。在固定流量分配的情况下,旋流角是旋流数的决定参数。本文研究了 8 种不同旋流角度组合,内旋流器(30°、35°),中旋流器(35°、45°),外旋流器(45°、55°),副油路喷嘴喷射角度 90°,具体组合见表 1。设计中不同旋流角下,各级旋流器流量分配比例维持不变,即

表 1 旋流器组合

Table 1 Combinations of swirler

组合号	内旋流器		中旋流器		外旋流器	
	角度/(°)	旋流数	角度/(°)	旋流数	角度/(°)	旋流数
1	30	0.75	35	1.0	45	1.25
2	30	0.75	35	1.0	55	1.45
3	30	0.75	45	1.20	45	1.25
4	30	0.75	45	1.20	55	1.45
5	35	0.85	35	1.0	45	1.25
6	35	0.85	35	1.0	55	1.45
7	35	0.85	45	1.20	45	1.25
8	35	0.85	45	1.20	55	1.45

仅通过改变旋流角度来改变旋流数。表中各旋流角对应旋流数经过了计算流体力学验证。

2 试验及结果分析

2.1 贫油点火

燃烧室的点火过程取决于点火器的火花能量、火花时间长短、紊流度、压力、火花附近区域的空气流速及空气和燃油蒸汽的混合比。其中火花附近的空气和燃料蒸汽的混合比非常重要。

试验状态为常温常压下,不同进口马赫数(空气量),燃料为-10#柴油,试验状态见表 2 所示。

表 2 点火试验状态

Table 2 Ignition experiment status

序号	总温/K	总压/MPa	马赫数	流量/(kg/s)
1	300	0.11	0.1	0.0725
2	300	0.11	0.15	0.1088
3	300	0.11	0.20	0.1450
4	300	0.11	0.25	0.1813
5	300	0.11	0.30	0.2175

试验过程要求如下:

- 1) 燃烧室出口安装涡轮喷嘴环模拟件,以保证真实工作状态。
- 2) 每次点火前都应冷吹试验系统,不低于 30 s,以保证燃烧室处于冷启动状态。
- 3) 采用先供油后点火试验程序,通过逐步减少油量得到贫油点火边界。
- 4) 点火时间为 5 s,火焰稳定时间 20 s 以上为点火成功点。着火判别标准为燃烧室温升超过 80 K(航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范 GJB241-87),同时借助燃烧室透明观察窗。

试验结果见图 3。试验结果表明,在内、中旋流角同为 35°时,即中旋流数比内旋流数大 17.6%时,外旋流角无论 45°、55°均无法点火,说明内、中旋流角 35°时无法达到适合的点火油气混合比,内中旋流器对点火起关键作用。凡点火成功组合中,内中旋流角均依次增加,且旋流数相差至少为 33.3%,说明过小的旋流数差不利于燃油雾化及掺混,进而不利于点火燃烧。

由图 3 可以看出,各种点火成功的旋流角度组合下,贫油点火总油气比处于 0.05236~0.08959 之间。随进口马赫数的增加点火油气比迅速减小,并趋于稳定至略有上升。主要是由于气量的

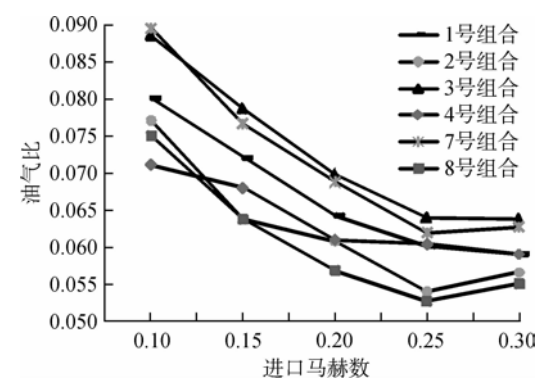


图 3 点火油气比
Fig. 3 Ignition fuel-air ratio

增加,利于燃油雾化掺混,降低点火能,进而有利于点火燃烧。当马赫数超过 0.25 以后,雾化粒度基本稳定,高速气流的吹熄作用有所加强,导致点火油气比略有增加。这与 Lefebvre 点火经验关系式相吻合

$$\frac{f}{a} = \left(\frac{B}{V_c}\right) \left[\frac{\dot{m}_a}{p_3^{1.5} \exp(T_3/300)} \right] \left(\frac{D_{sm}^2}{\lambda_{eff} H_u} \right) \quad (1)$$

式中 B 为点火经验系数; V_c 为燃烧室燃烧区体积; λ_{eff} 为燃油蒸发常数; H_u 为燃油热值; D_{sm} 为燃油索太尔平均直径。

对于同一燃烧室,其他进气条件相同的情况下,燃油粒度减小则点火油气比以平方规律降低。

非预混燃烧室贫油点火油气比可以达到 0.035 甚至更低,说明三旋流燃烧室点火极限较窄,不易点火。柴油点火油气比亦大大高于 RP-3 航空煤油,主要因为柴油黏度较大,相同条件下雾化质量差。

各工况下点火性能最好的组合为 8 号组合,即中外旋流角依次增加 10° ,旋流数依次增加 33.3%、25.0%。1 号、3 号、7 号较小外旋流角组合均对应较大的油气比,且越是低马赫数下趋势越明显。相同工况下,较大旋流角,更有利于燃油雾化,这一点对于以柴油为燃料的地面及船用燃机尤为重要。因此,外旋流角虽然不决定点火是否成功,但会影响点火极限,较小的外旋流角,将使点火极限变窄。

2.2 贫油熄火

熄火试验是考查燃烧室工作稳定性的重要指标。通常是在燃烧室进口压力、温度一定下,改变空气量或供油量进行熄火试验。从而得到进口速度(马赫数)与油气比之间的熄火边界。熄火边界通常包括贫、富油熄火边界,由于富油试验有安全性和烧坏火焰筒风险,而且贫油熄火边界比富油

更重要,因而常常着重做贫油熄火试验。
本文采用进口总压不变,不同进气流量下,逐步减油直至熄火的方法获得贫油熄火边界。试验中进气温度由电加热器加热至 512K(设计工况燃烧室进口温度),贫油熄火边界试验工况见表 3。
不同旋流组合下,贫油熄火油气比见图 4。

表 3 贫油熄火试验状态
Table 3 Lean blowout experiment status

序号	总温/K	总压/MPa	流量/(kg/s)	马赫数
1	512	0.252	0.200	0.15
2	512	0.252	0.267	0.20
3	512	0.252	0.333	0.25
4	512	0.252	0.400	0.30

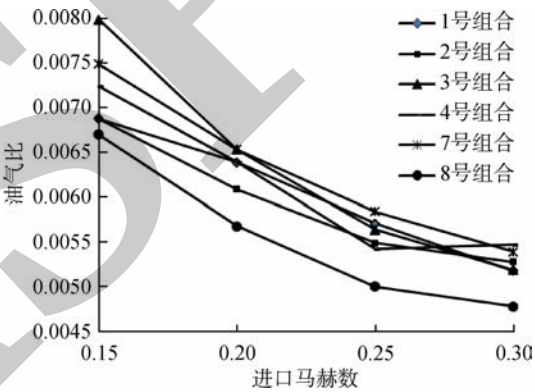


图 4 熄火油气比
Fig. 4 Fuel-air ratio of lean blowout

由图 4 可以看出,在总压一定的情况下,熄火油气比随进口马赫数的增加而减小并逐渐趋缓。各旋流组合中,8 号旋流组合贫油熄火极限最低,熄火总油气比为 0.00478~0.0067,而 3 号、7 号组合相对较差,达到了 0.00519~0.00799。常规非预混燃烧室熄火总油气比可以达到 0.005 以内,反映预混燃烧贫油熄火极限较高,主要由于三旋流燃烧室头部进气量较大,气流速度高于常规燃烧室。分析图 4 发现,8 号、2 号、4 号具有较大外旋流角(55°)组合,均对应较小熄火油气比。因此,增大外旋流角,有利于降低熄火极限,这一趋势在低马赫数下更为明显。对比图 4 可以发现,点火极限与熄火极限有较强的相关性,即点火油气比较低的组合,熄火油气比也较低,这对设计选用有利。

以下温度场试验、污染排放试验均以点火、熄火性能较好的 8 号旋流组合进行。

2.3 出口温度场

出口温度场指标主要包括燃烧室出口平均总温 T_{4av} 、热点温度 T_{4max} 、温度分布系数 δ_{otdf} , 直接关系到涡轮做功及安全性。温度分布系数定义为

$$\delta_{otdf} = \frac{T_{4max} - T_{4av}}{T_{4av} - T_{3av}} \tag{2}$$

式中 T_{3av} 为燃烧室进口平均温度。

试验中, 燃烧室出口布置 4 只 3 点气冷热电偶, 热电偶及布置见图 5。试验工况见表 4。试验温度分布见图 6。

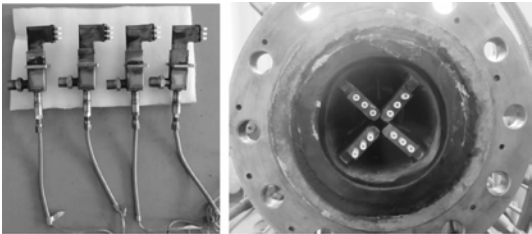


图 5 热电偶及布置方式
Fig. 5 Thermocouple and the distribution

表 4 温度场试验状态

Table 4 Temperatures filed experiment status

参数	主油路	副油路
燃油流量/(g/s)	4. 47	2. 29
空气总温/K	750	
空气总压/MPa	0. 202	
空气流量/(kg/s)	0. 252	

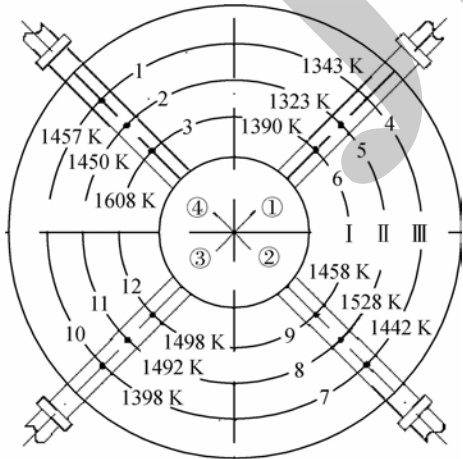


图 6 出口温度场
Fig. 6 Outlet temperature field

为便于说明, 图中用序号进行了燃烧室出口分区。①~④代表周向分区, 1~12 代表测温点, 加黑 I、II、III 代表径向分区。由图 6 可以看出,

热区位于 I、II 截面 2、4 区, 热点温度为 1 608 K。经计算可知温度分布系数为 0. 227 9, 而航空发动机的设计要求一般为不大于 0. 35。证明三旋流燃烧室出口温度分布均匀性很好, 更利于涡轮的安全工作及提高寿命。

2.4 污染排放

燃机污染物排放主要包括 CO、NO_x、UHC 和碳烟, 分别以排放指数(EI)及发烟指数(SN)来衡量。本文在依据轻型燃气轮机排气冒烟和气态污染物测量标准(GB11369)基础上, 使用多点采样环采集燃气, 通过水冷降温冻结化学反应, 汇集至总管后, 由电热带保温 423. 15 K, 进入 Testo350 烟气分析仪, 分析 CO、NO_x、UHC 排放指数。发烟指数由 Model107 不透光烟度计测得。试验工况同表 4, 试验结果见表 5。

表 5 污染物排放指数
Table 5 Emission index of pollution

污染物	EI/(g/kg)	SN
CO	35. 4	
UHC	3. 25	
NO _x	2. 62	
碳烟		7. 5

结果表明, 三旋流燃烧室 UHC、NO_x、SN 指标均大大低于各地方性排放标准(如北京市固定式燃气轮机大气污染物排放标准 DB11/847-2011), 但 CO 值较大, 这应该和头部贫油燃烧有关, 燃烧区温度较低导致燃烧不充分, 这也是贫预混燃烧需要改进的地方。

2.5 燃烧效率

燃烧效率测试一般有温升法和燃气分析法。温升法效率定义为

$$\eta_t = \frac{\Delta T_{av}}{\Delta T_{th}} = \frac{T_{4av} - T_{3av}}{T_{4th} - T_{3av}} \tag{3}$$

式中 T_{4th} 为燃烧室理论计算出口平均总温。

燃气分析法效率定义为

$$\eta_b = 1 - \frac{282710 \times E_{CO,d} + 801536 \times E_{UHC,d} + 90204 \times E_{NO,d}}{H_u(12.011 + 1.008n)(E_{CO_2,d} + E_{CO,d} + 90204E_{NO,d})} \tag{4}$$

式中下标 d 表示干基, n 为燃油分子碳氢元素物质的量比, $E_{CO,d}$ 、 $E_{CO_2,d}$ 、 $E_{UHC,d}$ 、 $E_{NO,d}$ 为实测的尾气排放值。

本文分别采用这两种方法进行分析, 试验状

态同表4。

通过计算温升法燃烧效率为0.9847,燃气分析法为0.9867,结果非常接近。但略低于现代大型燃机0.99以上燃烧效率,这一方面与单管试验较全环试验燃烧效率略低有关,另一方面主要是燃烧不充分,CO含量较高所致。

试验结果也表明,对于出口温度较低的燃烧室(本文研究燃烧室,出口平均温度约为1450K),产生化学离解的可能性很小(化学离解温度应在1800K以上),因此可不考虑化学离解现象,采用温升法计算效率,较燃气分析法简单且结果可信。

3 结 论

本文采用试验手段,针对不同旋流组合的三旋流低污染燃烧室,以-10#柴油为燃料进行了点火、熄火特性、出口温度场、污染物排放、燃烧效率研究,得到以下主要结论:

1) 三旋流中,采用内、中、外旋流角依次增加 10° (本文依次为 35° 、 45° 、 55°),旋流数依次增加33.3%、25.0%的组合方式,有较好的点火、熄火性能。其中内、中旋流角度组合决定了点火成功与否,而较大的外旋流角可以拓宽点火、熄火极限;

2) 所研究的三旋流燃烧室各工况下点火油气比最低为0.05236,高于非预混燃烧室的标准(0.035)。贫油熄火油气比最低为0.00478,大部分工况高于非预混燃烧室的标准(0.005),但低于一般要求(0.007);

3) 三旋流燃烧室污染物排放中, NO_x 排放指数仅为2.62g/kg,低污染优势明显。但CO排放指数较高,为35.4g/kg,燃烧效率略低,仅为0.9847。如何改进低温主燃区与充分燃烧之间的矛盾,是三旋流低污染燃烧室面临的关键问题。

参考文献:

- [1] ZOU Bowen, XU Quanhong, CAO Wenyu, et al. Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(8):1759-1763.
- [2] FOUST M J, THOMSEN D. Development of the GE aviation low emission TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. AIAA-2012-0936, 2012.
- [3] LAZIK W, DOERR T, BAKE S, et al. Development of lean-burn low- NO_x combustion technology at rolls-royce deutschland[R]. ASME Paper 2008-GT-51115, 2008.
- [4] 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.

- [5] MONGIA H C. TAPS-A 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657, 2003.
- [6] 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 Jiangxing. 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)
- [7] 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 aero engine[J]. Aeroengine, 2012,38(4):11-16. (in Chinese)
- [8] 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.
- [9] 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)
- [10] 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)
- [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] YAMAMOTO T, SHIMODAIRA K. Research and development of staging fuel nozzle for aeroengine[R]. ASME Paper 2009-GT-59852, 2009.
- [13] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社, 1988.
- [14] 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):1923-1329.
YAN Yingwen, LI Honghong, ZHAO Jianxing. Numerical study of low emissions for twin annular premixing swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(9):1923-1929. (in Chinese)
- [15] 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. 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)

[16] 丁国玉,何小民,赵自强,等. 无掺混孔三级旋流器燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报,2014,29(12):2868-2876.

DING Guoyu, HE Xiaomin, ZHAO Ziqiang. Experiment of combustion performance of triple swirler combustor with no dilution holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12):2869-2876. (in Chinese)

[17] 蒋波,何小民,赵自强,等. 内旋流器旋流数对三级旋流流场特性的影响[J]. 推进技术,2016,37(11):2150-2156.

JIANG Bo, HE Xiaomin, ZHAO Ziqiang, et al. Effect of

swirl number of internal swirler on characteristics of three stage swirling flow field[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(11):2150-2156. (in Chinese)

[18] 代威,林宇震,张弛. 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):1092-1099.

DAI Wei, LIN Zhenyu, ZHANG Chi. Effects of swirl number of second stage radial swirler on combustor ignition and lean blow-out performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5):1092-1099. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)