

中心分级燃烧室预燃级燃烧性能实验

付镇柏, 林宇震, 张弛, 许全宏

(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)

摘 要: 研究了一种中心分级燃烧室, 在某大推力航空发动机慢车工况下, 采用单头部矩形燃烧室, 进行了燃烧性能实验, 考察了预燃级旋流杯套筒扩张角、台阶高度、预燃级气量分配对污染排放、燃烧效率和贫油熄火油气比的影响作用。实验结果表明: 慢车工况下, 预燃级旋流杯套筒扩张角从 60° 增大到 100° 后, NO_x 排放降低 42%, CO 和未燃碳氢燃料(UHC)排放均增加 2.5 倍左右, 燃烧效率降低 1.75%, 贫油熄火油气比从 0.0038 增大到 0.0067; 台阶高度减小 24% 后, NO_x 排放降低 37%, CO 和 UHC 排放分别增加 1.5 倍和 1.2 倍, 燃烧效率降低 1.32%, 贫油熄火油气比从 0.0042 增大到 0.0061; 预燃级气量分配减小 20% 后, NO_x 排放增加 13.5%, CO 和 UHC 排放分别降低 55.6% 和 38.9%, 燃烧效率增大 1.46%, 贫油熄火油气比从 0.0061 减小到 0.0051。

关 键 词: 航空发动机; 中心分级燃烧室; 预燃级; 旋流杯; 台阶高度; 燃烧性能

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment of combustion performance of internally-staged combustor pilot stage

FU Zhen-bo, LIN Yu-zhen, ZHANG Chi, XU Quan-hong

(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)

Abstract: A internally-staged combustor was studied. The combustion performance experiments using a single module rectangular combustor were performed under the idle condition of a large thrust aero-engine. The effects of flare angles of pilot swirl cup, step heights and pilot airflow rates on pollution emissions, combustion efficiency and lean blowout fuel/air ratio (LBO FAR) were investigated experimentally. The experimental results indicate that under the idle condition, NO_x emission can decrease by 42% with CO , unborn hydrocarbon (UHC) emissions increasing by 2.5 times, combustion efficiency decreasing by 1.75% and LBO FAR increasing from 0.0038 to 0.0067 when the flare angle of pilot swirl cup increases from 60 degree to 100 degree; NO_x emission can decrease by 37% with CO , UHC emissions increasing by 1.5 and 1.2 times, respectively, combustion efficiency decreasing by 1.32% and LBO FAR increasing from 0.0042 to 0.0061 when the step height decreases by 24%; NO_x emission can increase by 13.5% with CO , UHC emissions decreasing by 55.6% and 38.9%, respectively, combustion efficiency increasing by 1.46% and LBO FAR decreasing from 0.0061 to 0.0051 when the pilot airflow rate decreases by 20%.

Key words: aero-engine; internally-staged combustor; pilot stage;

swirl cup; step height; combustion performance

随着航空业的迅猛发展,民用航空发动机的污染排放对大气环境的影响作用越来越显著,因此要求发展先进的低污染燃烧室^[1].国家大型飞机研制重大科技专项的正式立项为大涵道比涡扇发动机的研制带来了新的机遇,先进的大涵道比涡扇发动机要求具有低污染排放性能,这对燃烧室部件提出了巨大的技术挑战^[2].国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)制定了航空发动机污染排放适航标准,作为民用航空发动机入市的强制条件^[3],且随着国外航空发动机技术的不断发展,该标准越来越严格,也对我国发展先进的低污染燃烧室提出了更高的要求.

贫油燃烧和富油燃烧都能够降低污染排放^[4],前者主要包括贫油预混燃烧技术和贫油直接喷射燃烧技术,后者主要为富油-淬熄-贫油燃烧技术.从 NO_x 的生成机理角度来看,贫油燃烧更容易降低 NO_x 排放,在增压比不断增加的情况下,贫油燃烧技术将有更大的发展前景^[5].为了获得良好的综合燃烧性能,贫油燃烧技术的工程应用一般需要结合特定的燃烧室结构形式,如中心分级燃烧室,该结构形式的燃烧室采用贫油燃烧技术大大降低了污染排放.主要的中心分级燃烧室有GE公司的TAPS(twin annular premixing swirler)燃烧室和R-R公司的lean-burn燃烧室,前者成功应用于GE-nx系列发动机上^[6],后者也已发展到技术成熟度6的水平^[7];此外,还包括日本太空发展机构(JAXA)研制的lean-staged燃烧室^[8].

文献[9]中将单环腔TAPS燃烧室装在现役航空发动机中进行了整机测试,结果表明 NO_x 排放远低于采用富油燃烧技术的现役航空发动机;文献[10]在高温高压状态下对TAPS燃烧室的流场和火焰结构进行了先进的光学测试,深入分析了TAPS燃烧室内部流动机制;文献[11]实验研究了TAPS燃烧室预燃级扩散火焰和主燃级贫油预混火焰之间的影响作用,分析了影响TAPS燃烧室不稳定的因素;文献[12]在加压加温条件下研究了TAPS燃烧室主预两级之间剪切层的旋涡破碎造成的主燃级回火问题.文献[7]和文献[13]对R-R公司的lean-burn燃烧室进行了实验研究,采用单头部实验件,考察了预燃级旋流强度、主燃级旋流强度、预燃级流量分配、预燃级雾化方式等参数对污染排放、点火、贫油熄火、

热特性的影响作用,并采用全环实验件进行了高压实验,考察了污染排放并优化了燃油分级.文献[8,14-17]对JAXA研制的主燃级采用预膜雾化方式的lean-staged燃烧室进行了实验和数值研究,包括若干设计参数对燃烧效率和污染排放的影响^[8]、不同工况下的燃油分级策略^[14]、燃烧室内流场和主预两级油雾分布特性光学测试^[17-19],在上述文献中也大量采用了数值模拟的方法开展燃烧区流场的研究、分析工作;此外,文献[17]对预燃级参数和火焰筒流道形状对燃烧室点火、熄火性能的影响进行了实验和数值研究.

国内对中心分级燃烧室的研究工作主要如下:对TAPS燃烧室的燃烧区流场的数值模拟及分析^[18];采用化学反应器网络模型预估 NO_x 排放^[19];对TAPS燃烧室的流场和燃油分布进行光学测试^[20-21];对不同设计参数对启动点火性能影响及进场工况下的燃油分级方式进行考察^[22-23].

本文对一种中心分级燃烧室在预燃级单独供油燃烧(慢车)工况下的燃烧性能进行了实验研究,研究了不同预燃级旋流杯套筒扩张角、主预两级之间的台阶高度以及预燃级气量分配的影响.慢车工况下主要关注的燃烧性能包括污染排放、燃烧效率和贫油熄火油气比.本文对3种预燃级旋流杯套筒扩张角、3种台阶高度、2种预燃级气量分配方案进行了实验研究,研究了上述3种因素对 NO_x 、CO、UHC、燃烧效率和贫油熄火油气比的影响作用.

1 中心分级燃烧室

中心分级燃烧室的主要设计理念为预燃级用于提高燃烧稳定性并保证慢车工况下的燃烧性能,主燃级用于降低高工况下的 NO_x 排放^[22].本文研究的中心分级燃烧室示意图如图1,主要特

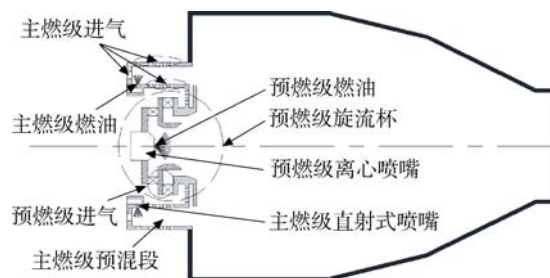


图1 中心分级燃烧室示意图

Fig. 1 Schematic of internally-staged combustor

征及详细的介绍可参考文献[23].

2 实验系统

2.1 实验件方案

中心分级燃烧室的预燃级采用旋流杯结构,预燃级旋流杯套筒扩张角的定义如图 2 所示.主预两级间存在一定的隔离高度,将此高度称为台阶高度,定义如图 2 所示.

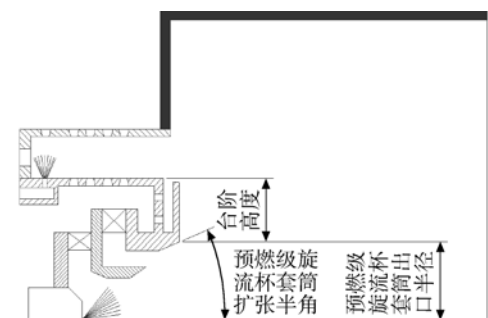


图 2 参数定义示意图

Fig. 2 Schematic of definitions of parameters

在不同的预燃级旋流杯套筒扩张角方案设计中,保证预燃级旋流杯套筒出口半径不变,通过改变套筒斜边的长度实现预燃级旋流杯套筒扩张角的变化;在不同的台阶高度方案设计中,预燃级部分采用的旋流杯保持不变,通过设计不同出口内环边缘直径的主燃级实现台阶高度的改变;在预燃级气量分配方案设计中,设计进气面积不同的旋流杯,保证火焰筒总进气面积和主燃级进气面积不变,调整壁面冷却的进气面积.为了保证各方案的单因素变化,保证预燃级旋流杯两级旋流强度、气量分配、文氏管等气动、结构参数不变,保证主燃级预混通道的几何型面、进气开孔面积、出口

面积以及出口旋流强度不变.

根据预燃级旋流杯套筒扩张角的不同形成 3 个方案,称为 P1-60°,P1-80°,P1-100°方案,预燃级旋流杯套筒扩张角分别为 60°,80°,100°;根据台阶高度的不同形成了 3 个方案,将台阶高度最大的方案的台阶高度定义为 100%,称为 M1,其他两个方案台阶高度较 M1 方案减小,分别为 88%和 76%,称为 M2,M3 方案;根据预燃级气量分配的不同形成 2 个方案,将气量分配大的旋流杯的气量分配定义为 100%,为上述的 P1 系列旋流杯,称为 P1-100%方案,对比方案的气量分配减少为 80%,称为 P1-80%方案,预燃级旋流杯套筒扩张角为 80°.将实验方案汇总如表 1.

表 1 预燃级燃烧性能实验方案

Table 1 Experiment scheme of combustion performance of pilot stage

研究参数	方案名称
预燃级旋流杯套筒扩张角	P1-60°,P1-80°,P1-100°
台阶高度	M1,M2,M3
预燃级气量分配	P1-100%,P1-80%

2.2 高压实验系统

实验在北京航空航天大学小型高压实验台上进行,高压实验系统如图 3 所示.对于实验台以及测试系统的详细介绍以及图 3 中的符号说明可参考文献[23],本文不再赘述.需要特别指出的是本文对污染排放的考察不包括冒烟排放部分,只考察气态污染排放.

采用符合 ICAO 标准的燃气分析器对气态污染排放进行测试,燃气分析系统的介绍可参考文献[23].

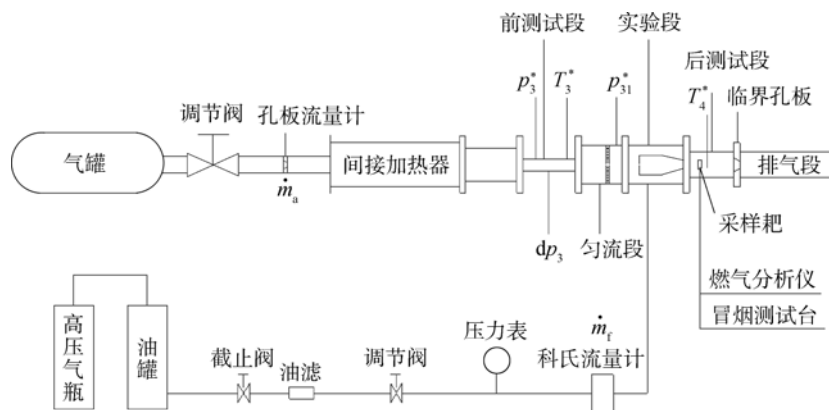


图 3 高压实验系统示意图

Fig. 3 Schematic of high pressure experiment system

3 预燃级燃烧性能实验

3.1 实验方案

实验时,不同方案采用同一个预燃级喷嘴,流量数为 $12.9 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$,实验采用的燃料为 RP-3 航空煤油。

在慢车工况的进口压力、进口温度以及油气比下,测试燃烧产物中的 NO_x , CO, UHC 的排放指数,根据 ICAO 标准附件 16 规定的公式进行各污染排放指数的计算;燃烧效率根据燃气分析法计算^[3]。

贫油熄火油气比的测量方法如下:缓慢减少油气比,然后保持该油气比一段时间,若燃烧仍在继续则继续缓慢减少油气比,直到贫油熄火现象发生,贫油熄火点是依据后测试段安装的铠装 K 型热电偶所测的温度是否发生突变来判断。

采用 M1 方案分别匹配预燃级旋流杯套筒扩张角方案 P1-60°, P1-80°, P1-100°, 研究预燃级旋流杯套筒扩张角对预燃级燃烧性能的影响作用;采用 P1-80° 方案分别匹配台阶高度方案 M1, M2, M3, 研究台阶高度对预燃级燃烧性能的影响作用;采用 M3 方案分别匹配预燃级气量分配方案 P1-100% 和 P1-80%, 研究预燃级气量分配对预燃级燃烧性能的影响作用。

3.2 实验参数

对于 3 种不同研究参数的方案的预燃级燃烧性能实验研究是在中心分级燃烧室预燃级单独供油燃烧的工况下进行的,本文是在慢车工况下进行的实验.实验参数如表 2。

表 2 预燃级燃烧性能实验参数

Table 2 Experiment parameters of combustion performance of pilot stage

参数	数值
进口压力/MPa	0.59
进口温度/K	536
油气比	0.0145

3.3 预燃级旋流杯套筒扩张角实验

3 种不同预燃级旋流杯套筒扩张角方案匹配同一个 M1,在慢车工况下进行燃烧性能实验,将 NO_x , CO, UHC 排放结果放在同一张图里,如图 4 (I_e 为排放指数);将燃烧效率、贫油熄火油气比结果放在同一张图里,如图 5。

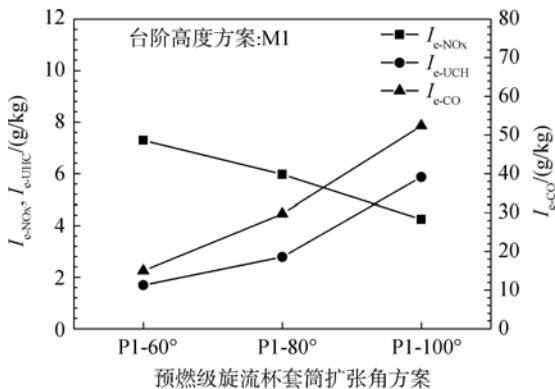


图 4 不同预燃级旋流杯套筒扩张角方案污染排放对比
Fig. 4 Comparison of pollution emissions with different schemes of flare angle of polit swirl cup

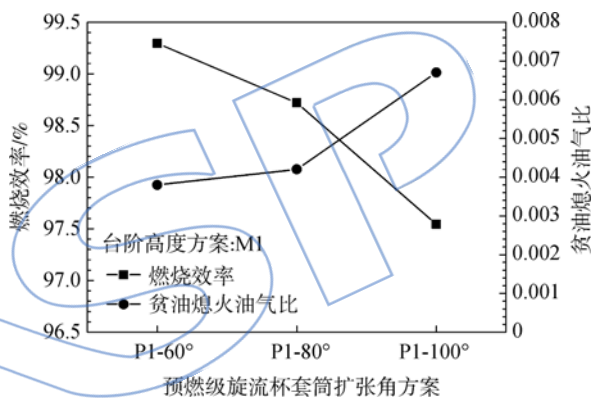


图 5 不同预燃级旋流杯套筒扩张角方案燃烧效率、贫油熄火油气比对比

Fig. 5 Comparison of combustion efficiency and LBO FAR with different schemes of flare angle of polit swirl cup

从图 4 可以看到,随着预燃级旋流杯套筒扩张角的增大, NO_x 的排放指数随之降低, CO 和 UHC 的排放指数随之增大. P1-60° 方案 NO_x 的排放指数在 7.3 g/kg 附近, P1-80° 方案较 P1-60° 方案 NO_x 的排放指数降低了 18%, P1-100° 方案较 P1-60° 方案 NO_x 的排放指数降低了 42%, 达到了 4.24 g/kg ; P1-80° 方案较 P1-60° 方案 CO 的排放指数增大了近 1 倍, P1-100° 方案较 P1-60° 方案 CO 的排放指数增大了近 2.5 倍; UHC 的排放指数变化趋势是与 CO 一致的, P1-80° 方案的 UHC 较 P1-60° 方案的排放指数增大了 65%, P1-100° 方案较 P1-60° 方案的排放指数增大了近 2.5 倍。

从图 5 可以看到,随着预燃级旋流杯套筒扩张角的增大,燃烧效率降低,而贫油熄火油气比增大. P1-80° 方案比 P1-60° 方案燃烧效率低 0.575%, 而 P1-100° 方案燃烧效率急剧恶化,较

P1-60°方案降低 1.75%，只有 97.54%；P1-80°方案比 P1-60°方案的贫油熄火油气比稍高，从 0.0038 增大到 0.0042，而 P1-100°方案贫油熄火油气比急剧增大，达到了 0.0067。

预燃级旋流杯套筒扩张角的增大，使得 NO_x 排放减少，同时 CO 和 UHC 排放增加，这是符合航空发动机污染排放的基本趋势的^[4]。对于旋流杯空气雾化装置而言，决定燃油雾化质量的关键是进口旋流以及文氏管流道，旋流杯套筒扩张角主要影响空气/燃油混合射流的张角、燃油的空间分布以及燃气回流量^[24]。增大预燃级旋流杯套筒扩张角，会使空气/燃油混合射流的张角变大，燃油的空间分布变宽，且燃气回流量增加^[25]。燃油的空间分布越宽，更多的燃油被喷射到周围的新鲜冷空气中，使得燃烧区中的局部高温区域变小，减少了 NO_x 排放，但由于更多燃油分散在周围的冷空气中而发生燃烧反应淬熄，导致了 CO 和 UHC 排放增加，也就造成了燃烧效率变低；预燃级旋流杯套筒扩张角的增大，使得燃油的空间分布变宽，旋流杯出口局部的燃油量减少，在燃气回流量增加的共同作用下，使得旋流杯出口局部当量比减小，导致燃烧稳定性变差，更容易发生熄火，因此贫油熄火油气比增大。

3.4 台阶高度实验

采用预燃级旋流杯套筒扩张角方案 P1-80°分别匹配台阶高度方案 M1, M2, M3，在慢车工况下进行燃烧性能实验，NO_x, CO, UHC 排放结果如图 6；燃烧效率、贫油熄火油气比结果如图 7。

从图 6 可以看到，随着台阶高度的降低，NO_x 的排放指数随之降低，CO 和 UHC 的排放指数随之增大。M2, M3 方案的台阶高度较 M1 方案分别

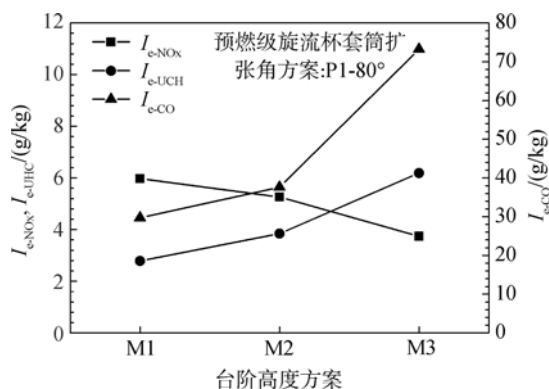


图 6 不同台阶高度方案污染排放对比

Fig. 6 Comparison of pollution emissions with different schemes of step height

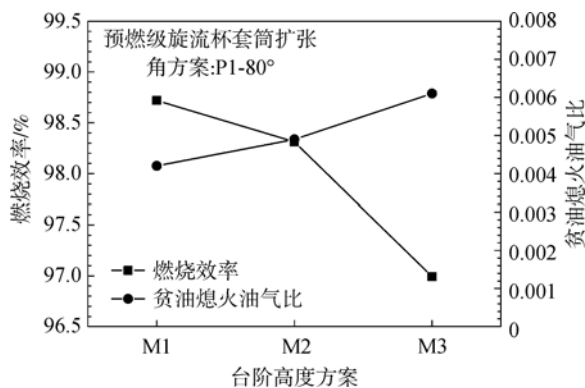


图 7 不同台阶高度方案燃烧效率、贫油熄火油气比对比

Fig. 7 Comparison of combustion efficiency and LBO FAR with different schemes of step height

降低了 12%，24%，NO_x 的排放指数分别降低了 12% 和 37%，CO 的排放指数分别增大了 26.6% 和 146%，UHC 的排放指数分别增大了 37.9% 和 122%。

从图 7 可以看到，随着台阶高度的减小，燃烧效率降低，而贫油熄火油气比增大。M2, M3 方案的燃烧效率较 M1 方案分别降低了 0.41%，1.32%，P1-80°方案匹配 M3 的燃烧效率只有 96.99%；匹配 M2, M3 的贫油熄火油气比与匹配 M1 方案相比分别增加了 0.0007, 0.0019，P1-80°方案匹配 M3 的贫油熄火油气比达到了 0.0061。

在预燃级单独供油燃烧模式下，台阶高度越小，主燃级出口的高速射流越靠近预燃级旋流杯出口，主燃级的新鲜冷空气越早与预燃级火焰交汇参与预燃级的燃烧过程，并压缩了预燃级的高温区域，且台阶高度减小造成主预两级射流之间的剪切层速度梯度变大，换热作用变强，主燃级新鲜冷空气会带走预燃级燃烧的更多热量，从而降低了预燃级局部燃烧区域的温度，预燃级局部高温区域的缩小以及燃烧区域温度的下降，使得 NO_x 排放降低；同理，台阶高度越小，主燃级新鲜冷空气越靠近预燃级火焰，使得燃烧反应淬熄作用变强，导致了 CO, UHC 排放的增加，燃烧效率降低；台阶高度越小，主燃级新鲜冷空气会带走预燃级燃烧越多热量，使得用于引燃预燃级未燃油气的热量减少，熄火更容易发生，导致贫油熄火油气比变大。

3.5 预燃级气量分配实验

采用预燃级气量分配方案 P1-100% 和 P1-80% 匹配台阶高度方案 M3，在慢车工况下进行燃烧性能实验，NO_x, CO, UHC 排放结果对比如图 8，燃烧效率、贫油熄火油气比结果对比如图 9。

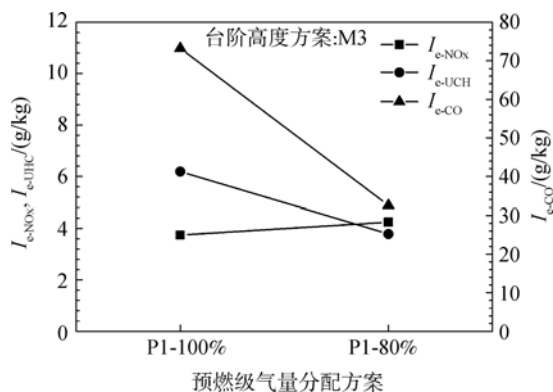


图 8 不同预燃级气量分配方案污染排放对比

Fig. 8 Comparison of pollution emissions with different schemes of pilot airflow rates

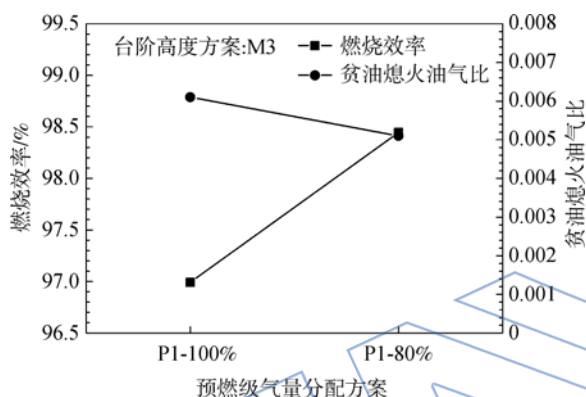


图 9 不同预燃级气量分配方案燃烧效率、贫油熄火油气比对比

Fig. 9 Comparison of combustion efficiency and LBO FAR with different schemes of pilot airflow rates

从图 8 可以看到,P1-80%方案匹配 M3 相较于 P1-100%方案匹配 M3,NO_x 的排放指数稍有增加,从 3.74 g/kg 增加到 4.24 g/kg,增加了 13.5%,;而 CO 和 UHC 的排放指数大幅降低,分别降低了 55.6%和 38.9%。

从图 9 可以看到,P1-80%方案匹配 M3 相较于 P1-100%方案匹配 M3,燃烧效率增大了 1.46%,达到了 98.45%,同时贫油熄火油气比有所降低,从 0.0061 降低到 0.0051。

P1-80%方案较 P1-100%方案的气量分配少,预燃级局部当量比更高,在预燃级单独供油燃烧模式下,燃烧区的局部高温区域更大,从而增加了 NO_x 排放,同时降低了 CO 和 UHC 排放,使燃烧效率得到提高;预燃级气量分配减少,使预燃级出口燃烧当量比更大,提高了火焰稳定性,因此 P1-80%方案的贫油熄火油气比更低。

综合以上各方案的实验结果,可知采用预燃级气量分配较少的方案 P1-80%,旋流杯套筒扩张角为 80°,匹配台阶高度最小的方案 M1,获得的慢车工况的燃烧性能最均衡。

4 结 论

本文对一种中心分级燃烧室预燃级单独供油燃烧模式下的燃烧性能进行了实验研究。在慢车工况下,对预燃级旋流杯套筒扩张角、台阶高度、预燃级气量分配对 NO_x,CO,UHC 排放和燃烧效率、贫油熄火油气比的影响作用进行了实验考察。对于预燃级采用典型旋流杯结构的中心分级燃烧室,得到的主要结论如下:

- 1) 增大预燃级旋流杯套筒扩张角,NO_x 排放减少,CO,UHC 排放增加,燃烧效率降低,贫油熄火性能变差。
- 2) 减小台阶高度,NO_x 排放减少,CO,UHC 排放增加,燃烧效率降低,贫油熄火性能变差。
- 3) 减少预燃级气量分配,NO_x 排放增加,CO,UHC 排放减少,燃烧效率增加,贫油熄火性能变好。
- 4) 综合预燃级旋流杯套筒扩张角、台阶高度、预燃级气量分配 3 个因素,可以获得慢车工况污染排放、燃烧效率、贫油熄火性能最均衡的头部方案。

参考文献:

- [1] Birch N T. 2020 vision; the prospects for large civil aircraft propulsion[R]. International Council of Aeronautical Sciences, ICAS 2000-1. 1. 1, 2000.
- [2] 彭云晖,许全宏,张弛,等. 我国大飞机发动机低污染燃烧室发展考虑[R]. 北京:中国航空学会 2007 年学术年会, 2007.
- [3] 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[R]. Convention on International Civil Aviation-Doc7300, 1993.
- [4] 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.
- [5] Committee on Aviation Environmental Protection. Report of the independent experts to CAEP8 on the second NO_x review & long term technology goals[R]. ICAO Working Paper CAEP/8-WP/10, 2010.
- [6] Foust M J, Thomsen D. Development of the GE aviation low emission TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. AIAA-2012-0936, 2012.
- [7] Lazik W, Doerr T, Bake B. Low NO_x combustor development

- for the engine 3E core engine demonstrator[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE2007-1190, 2007.
- [8] Yamamoto T, Shimodaira K, Krosawa Y, et al. Research and development of staging fuel nozzle for aero-engine [R]. ASME Paper 2009-GT-59852, 2009.
- [9] Mongia H C. TAPS: a 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657, 2003.
- [10] Dhanuka S K, Driscoll J F, Mongia H C. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[R]. AIAA-2008-4683, 2008.
- [11] Dhanuka S K, Temme J E, Driscoll J F, et al. Unsteady aspects of lean premixed-prevaporized (LPP) gas turbine combustor; flame-flame interactions [R]. AIAA-2010-1148, 2010.
- [12] Dhanuka S K, Temme J E, Driscoll J F, et al. Vortex-shedding and mixing layer effects on periodic flashback in a lean premixed prevaporized gas turbine combustor [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32 (2): 2901-2908.
- [13] 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.
- [14] Yamamoto T, Shimodaira K, Krosawa Y, et al. Investigations of a staged fuel nozzle for aero-engines by multi-sector combustor test [R]. ASME Paper 2010-GT-23206, 2010.
- [15] Matsuyama R, Kobayashi M, Ogata H, et al. Development of a lean staged combustor for small aero-engines [R]. ASME Paper 2012-GT-68272, 2012.
- [16] Fujiwara H, Shimodaira K, Hayashi S, et al. Suppression of NOx emission of a lean staged combustor for an aircraft engine[R]. ASME Paper 2011-GT-46256, 2011.
- [17] Kobayashi M, Ogata H, Oda T, et al. Improvement on ignition performance for a lean staged low NOx combustor [R]. ASME Paper 2011-GT-46187, 2011.
- [18] 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[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)
- [19] 刘富强, 杨金虎, 刘存喜, 等. 燃油分级多点喷射低污染燃烧室的化学反应网络模型分析[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(3): 537-541.
- LIU Fuqiang, YANG Jinhui, LIU Cunxi, et al. Analysis of chemical reactor network for a low emission combustor with fuel staged multi-point injection[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33 (3): 537-541. (in Chinese)
- [20] 颜应文, 徐榕, 邓远灏, 等. 贫油预混预蒸发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)
- [21] 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 combustion [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27 (11): 2421-2428. (in Chinese)
- [22] FU Zhenbo, LI Jibao, LIN Yuzhen. Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor [R]. ASME Paper 2011-GT-45786, 2011.
- [23] 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 the internally-staged combustor under the approach condition [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 77-86. (in Chinese)
- [24] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第9分册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [25] 航空航天工业部. 高效节能发动机文集: 第4分册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.