

吞水对回流燃烧室部件性能影响的试验

郎旭东, 李 维, 戴金鑫, 杨大伟, 邬 俊, 陈 剑

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 以全环回流燃烧室验件为平台, 试验研究了吞水量对燃烧室进口温度、燃烧效率、燃烧室当量温升、燃烧室出口温度分布系数(OTDF)、燃烧室出口径向温度分布系数(RTDF)等燃烧室性能的影响。试验结果表明: 发动机不同的工作状态, 在吞水量为燃烧室进口空气流量 5% 的范围内, 随着燃烧室吞水量的增加, 燃烧室进口温度、燃烧效率、总压损失和当量温升均会降低, 地面慢车燃烧效率从 99.3% 下降到 97.2%; 燃烧出口温度场品质变差, 设计点状态的燃烧室出口温度分布系数值由 0.23 升高到 0.28; 地面慢车燃烧室熄火油气比由 0.004 5 升高到 0.006 5, 熄火边界缩小。

关 键 词: 回流燃烧室; 地面慢车; 吞水量; 燃烧室性能; 贫油熄火; 油气比(FAR)

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Test on effect of swallowing water on component performance of reverse-flow combustor

LANG Xudong, LI Wei, DAI Jinxin, YANG Dawei, WU Jun, CHEN Jian

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: The test of a certain annular reverse-flow combustor performance change after swallowing water was carried out, the combustor performance was measured, including the inlet temperature, combustion efficiency, equivalent temperature rise, overall temperature distribution factor (OTDF) and radial temperature distribution factor (RTDF), etc. The results showed that: when the mass of swallowing water ranged from zero to 5%, with the increase of the mass of swallowing water in all flight states, the inlet temperature and total pressure loss decreased, equivalent temperature rise decreased and ground idle combustion efficiency decreased from 99.3% to 97.2%. overall temperature distribution factor and radial temperature distribution factor increased, of which overall temperature distribution factor increased from 0.23 to 0.28 in design state. The lean blowout fuel and air ratio of ground idle state increased from 0.004 5 to 0.006 5 and the lean blowout boundary became narrower.

Key words: reverse-flow combustor; ground idle; mass of swallowing water;
combustor performance; lean blowout; fuel air ratio (FAR)

当民航发动机飞行高度降到 3 000 m 以下, 低, 油气比也低。若此时遇上雷雨天气, 发动机吸入大量雨水, 甚至冰雹, 燃烧室一旦出现熄火将会

收稿日期: 2021-05-26

作者简介: 郎旭东(1981—), 男, 研究员, 硕士, 主要从事涡轴发动机燃烧室技术研究。

引用格式: 郎旭东, 李维, 戴金鑫, 等. 吞水对回流燃烧室部件性能影响的试验[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1345-1351. LANG Xudong, LI Wei, DAI Jinxin, et al. Test on effect of swallowing water on component performance of reverse-flow combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1345-1351.

很难重新点火起动,从而引发灾难^[1]。由于雨雾天气对飞机安全存在重大的影响,因此发动机吞水试验是民用和军用发动机的研制中的重要试验项目,在GJB-241A-2010《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》和GJB-242A-2018《航空涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机通用规范》^[2-3]中均规定了模拟吞水试验项目。目前,国内外对于整机吞水试验及试验台的建设等已经达到了较成熟的阶段。旷桂兰等^[4]为进行某型航空涡轴发动机吞水试验,设计了喷水设备及专用进气整流装置,采用大小喷水环实现对发动机进行给定水流量的喷入,并完成了吞水试验。马庆祥^[5]介绍了航空发动机地面模拟吞水试验的试验目的、试验设备、大气中的雨水状况,分析了试验选用的雨滴直径并计算了试验用水量。田小江等^[6]结合小型航空涡喷发动机结构特点,采用三维流场计算与试验相结合的方式,确定了喷水装置距离发动机进口截面的位置和在进气道径向上的安装尺寸。邢洋等^[7]为了解某涡扇发动机吞水后性能变化,基于常规地面试车台,进行了发动机在慢车状态、节流状态、中间状态和最大状态时,吞水量为进口空气流量的2%~5%条件下的试验。白鹏博等^[8]通过CFD软件对发动机吞水试验云雾特性进行了数值模拟研究,得到各种因素对喷雾粒径的影响。米晓童等^[9]对航空发动机吞水试验台喷雾系统进行了数值模拟研究。王春晓等^[10]分析了一个大涵道比为9的涡扇发动机在吸雨工况下性能的变化,提出了一种针对涡扇发动机吸雨能力评估的方法。

由于在整机上进行吞水模拟试验耦合了空气动力学、结构动力学以及热力学3个方面的影响,很难区分雨水对航空发动机在某单方面的影响。因此,部分学者开展了雨水对压气机和燃烧室单个部件性能的研究。张宏伟等^[11]在一台独立的3级轴流压气机试验台上进行喷水试验,模拟雨雾天气,单独从空气动力学角度,研究了不同雨量、雨滴颗粒大小对压气机性能的影响规律;以及空气-水两相流所带来的流动不均匀性在压气机损失和流动失稳方面的影响机制。杨璐等^[12]计算分析了轴流压气机吞水后的性能变化,得出了吞雨后压气机稳定工作范围变窄的结论。Jason等^[13]计算分析了吞水对压气机性能和稳定工作边界的影响。Day等^[14]试验研究了吞水对轴流压气机性能的影响。

在航空发动机领域针对吞水对燃烧室部件熄火及其他性能的影响进行研究的文献还相对较少,尤其是针对燃烧室熄火性能的研究,集中在燃烧室本身的流场、喷嘴雾化、燃油分布等方面。袁怡祥等^[15-16]研究了两种不同的燃烧室头部的流态流场和熄火性能、在一个双头部燃烧室上研究了燃油周向分级及进气温度对燃烧室熄火性能的影响。代威等^[17]研究了径向旋流器气量分配对点熄火特性的影响。丁国玉等^[18]对3级轴向旋流器燃烧室的熄火性能进行了试验研究,对比了旋流器旋向、进口空气温度等对熄火性能的影响。张智搏等^[19]使用特征参数准则预测了航空发动机燃烧室贫油熄火极限。

本文针对涡轴发动机回流燃烧室部件开展了试验研究,获取了吞水量对燃烧室进口温度、燃烧效率、出口温度场、总压损失等性能的影响规律,为燃烧室部件及发动机性能和环境适应性设计提供参考。

1 试验件及试验系统

本文开展了燃烧室部件吞水性能试验和地面慢车状态的吞水熄火试验。试验在中国航空发动机集团有限公司湖南动力机械研究所高温高压燃烧室试验台上进行。

1.1 试验件

该全环回流燃烧室试验件如图1所示,由燃烧室机匣、火焰筒、涡流器、离心式燃油喷嘴、点火电嘴等组成。

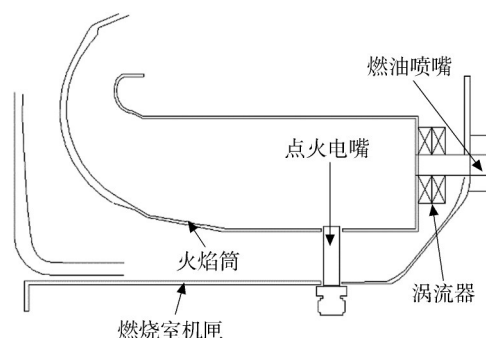


图1 全环回流燃烧室试验件示意图

Fig.1 Sketch of the annular reverse-flow combustor test piece

1.2 试验系统

图2所示为全环燃烧室部件吞水试验原理图,即在燃烧室部件性能试验系统的基础上,在燃烧室试验件上游进气管道上加装喷水装置。本试

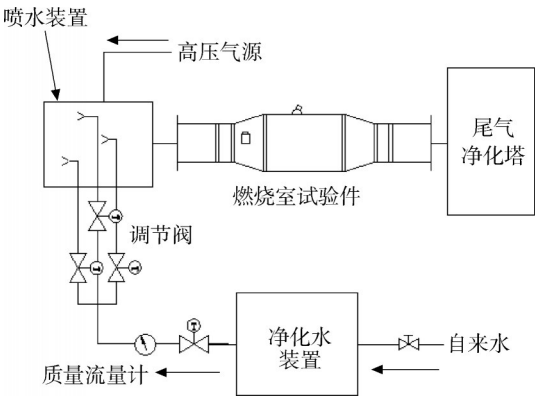


图 2 燃烧室部件吞水试验原理图
Fig.2 Schematic diagram of the swallowing water test of combustor component

验系统由高压气源、喷水装置、调节阀、质量流量计、净化水装置、燃烧室试验件测试系统(含进出口压力探针、质量流量计、旋转位移机构等)、电气与控制系统等组成。

自来水在经过净化后,通过泵压至喷水装置内,其中经过质量流量计可测量水量。喷水装置由 3 路独立的喷水系统组成,每路喷水系统由 4 个相同流量的喷嘴组成。每路喷嘴在圆周上都交错 30°布置,以保证上游方向(气源进气方向)的喷嘴喷出的水雾不会喷射到下游喷嘴的喷杆上。

1.3 主要测试设备及方法

主要测试测量设备以及设备的测量精度如表 1 所示。

空气流量采用标准流量喷嘴测量,燃油和水

$$\eta=\frac{\varphi(\text{CO}_2)+0.531\varphi(\text{CO})-0.319\varphi(\text{CH}_4)-0.397\varphi(\text{H}_2)}{\varphi(\text{CO}_2)+\varphi(\text{CO})+\varphi(\text{UHC})}$$

通过计算式中各成分的体积分数得到燃烧效率,其中 UHC 代表未燃碳氢化合物。

燃烧室出口温度分布系数(OTDF,量符号记为 F_{otd})和出口径向温度分布系数(RTDF,量符号记为 F_{rtd})计算公式如下:

$$F_{\text{otd}}=(T_{t4,\text{max}}-T_{t4,\text{av}})/(T_{t4,\text{av}}-T_{t3})$$
$$F_{\text{rtd}}=(T_{r,t4,\text{max}}-T_{t4,\text{av}})/(T_{t4,\text{av}}-T_{t3})$$

式中 $T_{t4,\text{max}}$ 为出口温度分布中的最大值; $T_{r,t4,\text{max}}$ 为出口温度中相同径向位置温度平均后沿径向分布的最大值; $T_{t4,\text{av}}$ 为出口平均温度; T_{t3} 为燃烧室进口温度。

2 试验内容及结果分析

本试验研究了吞水量 P 对燃烧室进口温度 T_{31} 、燃烧效率 η 、燃烧室当量温升(吞水后与吞水

表 1 主要测试测量设备名称及精度
Table 1 Name and precision of main measurement instrument

序号	设备名称	精度
1	标准流量喷嘴	±1%
2	质量流量计	±0.5%
3	压力测量系统	±0.5%
4	K 分度热电偶	±2 K
5	B 分度热电偶	±5 K
6	GC-920 气相色谱仪	±1.0%

流量采用质量流量计测量。空气压力通过受感部进入 PSI9016 压力测量系统进行测量,燃烧室进口布置一个总压测点和 2 个均布的静压测点,燃烧室出口总压通过 3 支沿周向均布的梳状总压耙进行测量,每支 3 个测点共 9 点(其中每支上取 1 点,共 3 点用于燃气分析取样),出口静压通过梳状总压耙上的静压孔进行测量,每支 1 个测点共 3 点。燃烧室进口布置一个总温测点,出口总温通过 3 支沿周向均布的梳状热电偶进行测量,每支 5 个测点共 15 点。

燃烧室出口总压、静压、总温和燃烧效率采用旋转机构测量,测量用的旋转机构的旋转步长为 3.75°,旋转机构可以在 120°的范围内转动,共测量 32 组数据。

燃气分析燃烧效率计算公式^[20]如下:

前燃烧室温升的比值) ΔT_e 、燃烧室总压损失 σ 、燃烧室地面慢车熄火油气比(量符号记为 $R_{\text{fa, lbo}}$)、燃烧室出口温度分布系数 OTDF、燃烧室出口径向温度分布系数 RTDF 等燃烧室性能的影响。下文将分别对试验结果进行分析。

2.1 燃烧室吞水性能试验

燃烧室吞水试验参数如表 2 所示,按表 2 中给定的燃烧室各个状态进口参数以及水量进行燃烧室吞水试验,图 3 是以地面慢车状态为例制定的燃烧室吞水试验步骤图谱。图 3 中用符号 P 表示吞水量,代表燃烧室吞入的水量占进入燃烧室的空气质量流量的百分比, t 代表试验时间。

地面慢车状态燃烧室吞水性能试验步骤如下:

1) 到达地面慢车状态后,稳定工作 5 min,录

表 2 试验状态参数
Table 2 Test state parameters

试验状态 编号	进口空气 温度/K	进口空气 压力/MPa	发动机 状态
1	481.0	0.40	地面慢车
2	701.0	1.49	最大连续
3	710.8	1.55	中间状态
4	717.7	1.59	设计点

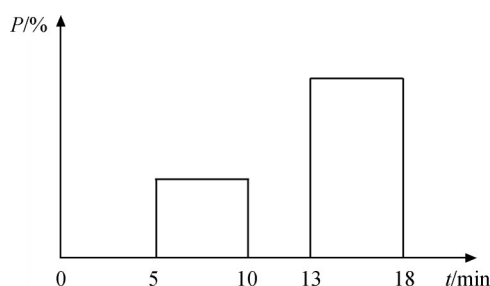


图 3 燃烧室吞水试验过程

Fig.3 Procedure of the swallowing water test

取 2 次性能参数。

2) 打开喷水开关,将占燃烧室进口空气流量 2% 的水量喷入燃烧室进口,持续 5 min,录取 2 次性能参数。

3) 关闭喷水开关,继续在地面慢车状态稳定工作 3 min。

4) 打开喷水开关,将占燃烧室进口空气流量 5% 的水量喷入燃烧室进口,持续 5 min,录取 2 次性能参数。

5) 关闭喷水开关,继续在地面慢车状态稳定工作 3 min。

6) 在完成上述操作后,再次录取 2 次性能参数,以验证吞水试验后的燃烧室性能。

其他状态的吞水试验均参照上述步骤。燃烧室部件试验的吞水量参照 GJB-242A-2018《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》而来,受设备供水能力的限制,地面慢车以上大状态下的实际吞水量约为 4%。

2.2 燃烧室吞水熄火试验

将燃烧室进口空气状态调至表 2 试验状态 1 所示参数,进行燃烧室吞水状态下的熄火试验。

1) 打开喷水开关,将占燃烧室进口空气流量 2% 的水量喷入燃烧室进口,逐渐减少燃油流量,录取燃烧室熄火性能。

2) 打开喷水开关,将占燃烧室进口空气流量

5% 的水量喷入燃烧室进口,逐渐减少燃油流量,录取燃烧室熄火性能。

2.3 试验结果分析

为便于展示吞水量对燃烧室性能参数的影响趋势,对图 4~图 9 中离散的数据进行了线性拟合,对图 10 中的离散数据进行了多项式拟合,以上图中的线条均为拟合线。

图 4 所示为吞水量 P 对燃烧室进口空气温度 T_{13} 的影响。由于吞入的水会吸收高温空气热量,可以看出不同状态下随着燃烧室吞水量的增加,燃烧室进口温度近似线性降低。其中,当吞水量达到 4% 左右,慢车状态下燃烧室进口空气温度降低 54.5 K,最大连续状态下燃烧室进口空气温度降低 71.8 K。

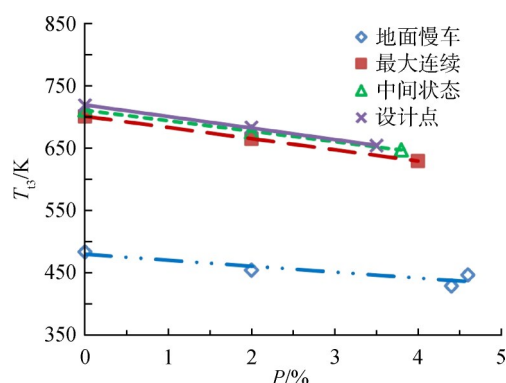


图 4 吞水量对燃烧室进口空气温度的影响

Fig.4 Mass of swallowing water versus air temperature at the combustor inlet

图 5 所示为吞水量对燃烧室燃烧效率 η 的影响,可以看出吞水量对地面慢车以上大状态的影响很小。由于该试验件的燃油喷嘴为离心喷嘴,慢车状态下的燃油流量较小,燃油雾化质量较差,且受空气温度和吞水量的影响较大,地面慢

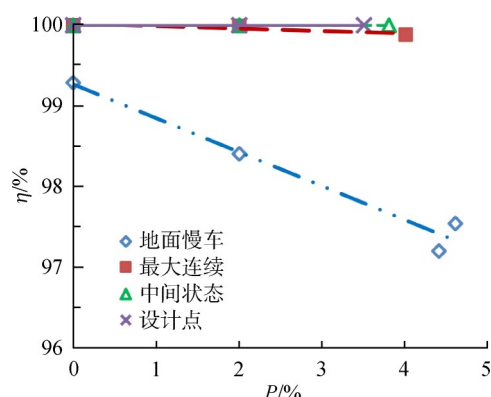


图 5 吞水量对燃烧效率的影响

Fig.5 Mass of swallowing water versus combustion efficiency

车状态下吞水量明显影响燃烧效率,当吞水量达到 5% 左右,燃烧室燃烧效率从 99.3% 下降到 97.2%。

图 6 所示为吞水量对燃烧室当量温升 ΔT_e 的影响,可以看出吞水量对地面慢车以上大状态燃烧室当量温升的影响较小,对地面慢车状态燃烧室的当量温升的影响较大,当吞水量达到 4% 左右,地面慢车状态燃烧室的当量温升下降约 10%,这与吞水量对燃烧室燃烧效率影响的规律基本一致。

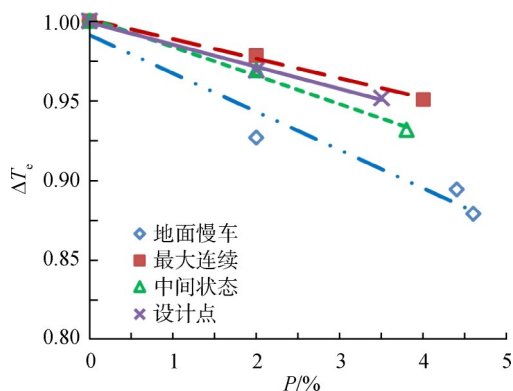


图 6 吞水量对燃烧室当量温升的影响

Fig.6 Mass of swallowing water versus equivalent temperature rise of combustor

图 7 和图 8 分别为吞水量对燃烧室出口温度分布系数(OTDF)和燃烧室出口径向温度分布系数(RTDF)的影响,可以看出,随着吞水量增加,不同状态的 F_{otd} 和 F_{rtd} 值均呈现逐渐升高趋势,出口温度场品质变差。当吞水量达到 4% 左右,设计点状态的 F_{otd} 由 0.23 升高到 0.28, F_{rtd} 由 0.062 升高到 0.068。

图 9 所示为吞水量对燃烧室总压损失的影响,可以看出随着吞水量的增加,燃烧室总压损

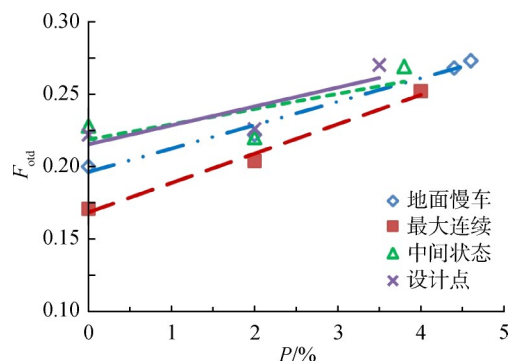


图 7 吞水量对燃烧室 OTDF 的影响

Fig.7 Mass of swallowing water versus OTDF of combustor

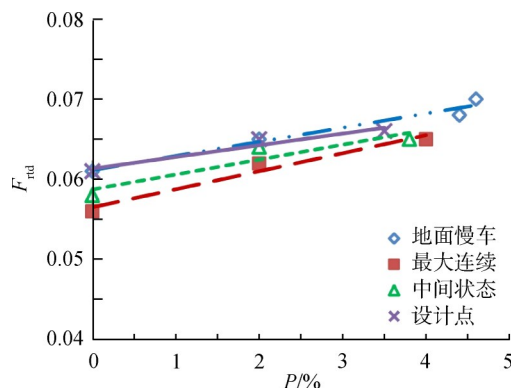


图 8 吞水量对燃烧室 RTDF 的影响

Fig.8 Mass of swallowing water versus RTDF of combustor

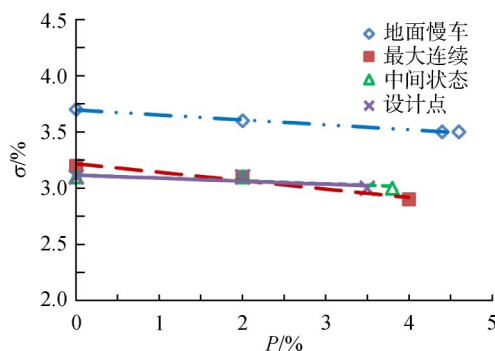


图 9 吞水量对燃烧室总压损失的影响

Fig.9 Mass of swallowing water versus total pressure loss of combustor

失呈现降低的趋势。当吞水量达到 4% 左右,设计点状态燃烧室总压损失从 3.1% 降低到 2.9%,地面慢车状态燃烧室总压损失从 3.7% 降低到 3.5%。

通过上文试验分析,可知吞水量增加对燃烧室进口温度、燃烧效率、燃烧室温升等产生影响,进而影响燃烧室进口空气和火焰筒内高温燃气的物性参数,从而引起燃烧室的总压损失变化、燃烧室火焰筒内流动状态变化,最终导致主燃区内的燃油分布、掺混区的温度分布等发生变化,因此,燃烧室的出口温度场品质也发生变化。

图 10 所示为吞水量对燃烧室地面慢车熄火性能的影响,可以看出随着吞水量的增加,燃烧室地面慢车熄火油气比呈现升高的趋势。当燃烧室吞水量达到 5% 左右,地面慢车状态燃烧室熄火油气比从 0.004 5 升高到 0.006 5,燃烧室地面慢车熄火边界变窄。同时,可以看出当燃烧室吞水量达到 2% 左右,燃烧室熄火油气比从 0.004 5 升高到 0.004 8,燃烧室熄火油气比变化幅度较小,随着燃烧室吞水量的增加,燃烧室熄火油气比变化

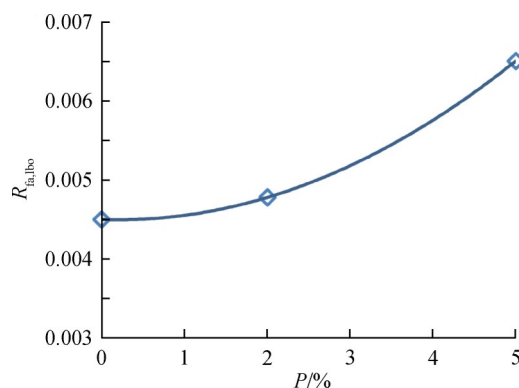


图10 吞水量对燃烧室熄火油气比的影响

Fig.10 Mass of swallowing water versus combustor blowout FAR

幅度增加,吞水量对燃烧室熄火性能的影响加大。

3 结 论

通过吞水对全环回流燃烧室验件性能影响的试验,得到以下结论:

1) 对于采用离心喷嘴的回流燃烧室,地面慢车状态下吞水量明显影响燃烧效率,当吞水量达到5%左右,燃烧室燃烧效率从99.3%下降到97.2%。

2) 吞水量对地面慢车以上大状态燃烧室的当量温升影响较小,对地面慢车状态燃烧室的当量温升影响较大,当吞水量达到4%左右,地面慢车状态燃烧室的当量温升下降约10%。

3) 吞水量增加出口温度场品质变差,当吞水量达到4%左右,设计点状态的 F_{out} 由0.23升高到0.28, F_{in} 由0.062升高到0.068。

4) 吞水量增加燃烧室总压损失呈现降低趋势,当吞水量达到4%左右,设计点状态燃烧室的总压损失从3.1%降低到2.9%,地面慢车状态的燃烧室总压损失从3.7%降低到3.5%。

5) 吞水量增加燃烧室地面慢车熄火边界变窄,当吞水量达到5%左右,地面慢车状态燃烧室熄火油气比从0.004 5升高到0.006 5。

参考文献:

[1] 金如山,索建秦.先进燃气轮机燃烧室[M].北京:航空工业出版社出版,2016.

[2] 程卫华,杨士杰,魏德明,等.航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范:GJB241A-2010[S].北京:总装备部军标出版发行部,2010:38-42.

[3] 易军,单晓明,何峻,等.航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范:GJB242A-2018[S].北京:国家军用标准出版发行部,2018:59-60.

[4] 旷桂兰,王道波,单晓明,等.某型航空涡轴发动机整机吞水性能试验[J].航空动力学报,2009,24(11):2415-2420.
KUANG Guilán, WANG Daobo, SHAN Xiaoming, et al. Swallowing water capability experiment of one turbine shaft overall aviation engine[J].Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11):2415-2420.(in Chinese)

[5] 马庆祥.航空发动机地面模拟吞水试验[J].燃气涡轮试验与研究,2002,15(4):39-44.
MA Qingxiang. Aeroengine sea level water ingestion simulation test[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(4):39-44.(in Chinese)

[6] 田小江,张灵,夏全忠,等.小型航空涡喷发动机吞水试验装置研制[J].燃气涡轮试验与研究,2015,28(2):49-52.
TIAN Xiaojia, ZHANG Ling, XIA Quanzhong, et al. Development of equipment for water ingestion test of certain mini-type aero-engine[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2015, 28(2):49-52.(in Chinese)

[7] 邢洋,王常亮,李兆红,等.航空涡扇发动机吞水性能变化[J].航空动力学报,2019,34(8):1717-1723.
XING Yang, WANG Changliang, LI Zhaozhong, et al. Performance change of aero turbofan engine after swallowing water[J].Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8):1717-1723.(in Chinese)

[8] 白鹏博,邢玉明,吴峰,等.发动机吞水试验云雾特性数值模拟[J].航空计算技术,2015,45(2):53-56.
BAI Pengbo, XING Yuming, WU Feng, et al. Numerical simulation of cloud parameter for test of engine water ingestion[J].Aeronautical Computing Technique, 2015, 45(2):53-56.(in Chinese)

[9] 米晓童,邢玉明.航空发动机吞水试验台喷雾系统数值模拟[J].燃气涡轮试验与研究,2016,29(3):49-54.
MI Xiaotong, XING Yuming. Numerical simulation of spray system in aero-engine[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(3):49-54.(in Chinese)

[10] 王春晓,邓潇.民用大涵道比涡扇发动机吸雨能力评估的方法研究[J].民用飞机设计与研究,2013(增刊2):1-3.
WANG Chunxiao, DENG Xiao. A method for estimating rain ingestion effect on high bypass ratio turbofan engine performance[J].Civil Aircraft Design and Research 2013(Suppl 2):1-3.(in Chinese)

[11] 张宏伟,刘乐,李继超,等.轴流压气机雨雾环境模拟实验台搭建及实验研究[J].工程热物理学报,2012,33(8):1305-1308.
ZHANG Hongwei, LIU Le, LI Jichao, et al. Axial compressor rain fog environment simulation experiment tables set up and experimental research[J].Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(8):1305-1308.(in Chinese)

[12] 杨璐,郑群,张海,等.轴流压气机吞水后的性能变化研究[J].推进技术,2017,38(7):1499-1506.
YANG Lu, ZHENG Qun, ZHANG Hai, et al. Performance changes of axial flow compressor after water ingestion[J].Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7):1499-1506.(in Chinese)

- [13] JASON K, ALAN H, MILT D. A numerical investigation of the effects of steam ingestion on compression system performance[R]. ASME Paper GT2004-54190, 2004.
- [14] DAY I, JOHN W, CHRISTOPHER F. Rain ingestion in axial flow compressors at part speed[R]. ASME Paper GT2005-68582, 2005.
- [15] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 332-337.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 332-337. (in Chinese)
- [16] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩, 等. 燃油周向分级对贫油熄火油气比的影响[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 639-644.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. The effect of fuel-circumferential-staging on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 639-644. (in Chinese)
- [17] 代威, 林宇震, 许全宏, 等. 径向旋流器气量分配对点熄火特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 608-615.
DAI Wei, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. influence of air split of a radial swirler on ignition and extinction characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 608-615. (in Chinese)
- [18] 丁国玉, 安伯堃, 何小民, 等. 三级轴向旋流器燃烧室的贫油熄火性能试验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 356-361.
DING Guoyu, AN Bokun, HE Xiaomin, et al. Experiment on lean blowout performance of triple axial swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 356-361. (in Chinese)
- [19] 张智搏, 郑洪涛, 凌瑞. 使用特征参数准则预测航空发动机燃烧室贫油熄火极限[J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1631-1638.
ZHANG Zhibo, ZHENG Hongtao, LING Rui. Feature-parameter-criterion for predicting lean blowout limit of aero-engine combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1631-1638. (in Chinese)
- [20] 明贵清, 杨灵, 朱涛, 等. 航空燃气涡轮发动机燃烧室性能试验方法: HB7485-2012[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所, 2013: 14-15.

(编辑: 王碧珺)