

三旋流燃烧室点火阶段燃烧性能

莫 姐, 万 斌, 王新竹, 张成凯, 于婷婷
(中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为研究三旋流燃烧室的点火熄火性能,对单头部燃烧室进行了地面和高空的点、熄火试验研究,测取了负温条件下的高空点火性能,借助高速摄像法录取了地面点火过程,采用燃气分析法对地面点火燃烧效率进行了测量,获得了单头部燃烧室的点、熄火性能和点火燃烧性能参数,以及火焰传播过程。结果表明:三旋流燃烧组织方式可在宽广的主燃区气流速度范围内,具有良好的点熄火性能,地面点火边界的燃烧充分性较高,燃烧效率约为 80%,负温条件增加了点火难度,与常温点火边界相比,进气压力 70 kPa 时的负温点火的边界变窄了 1.88%~37.5%,高空贫油熄火边界与点火边界接近,所获结果可为三旋流燃烧室设计提供参考。

关 键 词: 高温升; 三旋流燃烧室; 点熄火性能; 高速摄像; 燃气分析法; 燃烧效率

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Combustion performance of triple swirler combustor in ignition stage

MO Da, WAN Bin, WANG Xinzhu, ZHANG Chengkai, YU Tingting
(Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to study the ignition and flameout performance of triple swirler combustor, experiments of single-head combustor were carried out on ground and high altitude. The high altitude ignition performance at negative temperature was measured. The ground ignition process was photographed by means of high-speed camera. Combustion efficiency of ground ignition was measured by gas analysis method. The ignition and flameout performance, the ignition combustion efficiency and the ignition process of single-head combustor were obtained. Results showed that the triple swirler combustion structure had good ignition and flameout performance over a wide range of flow velocity in the primary zone. The fuel burnt efficiently and the ground ignition combustion efficiency was about 80%. The negative temperature increased the difficulty of ignition. Compared with the normal temperature ignition boundary, the negative temperature ignition boundary narrowed by 1.88%—37.5% when the pressure was 70 kPa. High altitude flameout boundary was close to ignition boundary. The experimental results provide an important reference to the design of the triple swirler combustor.

Key words: high temperature rise; triple swirler combustor; ignition and flameout performance; high speed photography; gas analysis method; combustion efficiency

现代军机要求发动机具有更高的推质比,燃烧室具有更高的温升能力^[1]。三旋流燃烧室作为高温升燃烧室可以满足这一需求,但高温升燃烧室需要在宽广的油气比范围内稳定而高效工作^[2-3],即大状态时不冒烟、小状态时高效稳定燃烧。不冒烟又需要头部进气量增加,但这会给点火稳定性带来困难。解决方案之一是在双旋流头部基础上,增加了第三股头部旋流空气。但三旋流燃烧室的点熄火性能具体怎么样,有必要进行试验研究。

军用的航空发动机首先要求其具有可靠的点火性能,在地面起动过程中,在被带至点火转速时能够轻松的实现点火起动^[4],而当出现高空熄火时,要尽快再点火,恢复动力^[5]。目前对三旋流高温升燃烧室的研究主要集中在流场、喷雾场、温度场和燃烧性能方面。例如,国外 Mansour 等^[6]试验研究了三旋流燃烧室的油雾场,数值模拟了冷态流场。Li 等^[7]常压下测量了三旋流燃烧室的冷态流场,研究了旋流器几何结构、进口空气流量、燃油与空气的混合管长度、排气喷管直径对燃烧室流场的影响。Li 等^[8]试验研究了在有、无火焰筒时不同的旋流器组合方案对三旋流燃烧室的冷态流场的影响,并进行了数值模拟。Grinstein 等^[9]分别采用雷诺平均和大涡模拟对三旋流燃烧室进行了数值模拟和试验研究。国内,吴振宇等^[10]研究了头部旋流器流量分配对冷态流场的影响。袁怡祥等^[11]数值模拟了两种头部燃烧室的冷态流场,试验研究了速度场和喷雾场。彭云晖等^[12]对三头部矩形燃烧室的旋流器旋向和头部当量比对燃烧室出口温度分布的影响进行了试验研究。作者^[13-14]结合了数值模拟和试验对三旋流单头部矩形燃烧室的流场、喷雾场、温度场等进行了研究。对于其他型燃烧室的点火和熄火性能方面也有较多研究,如 Subba Rao、Rao、Ballal 等^[15-18]研究了电火花持续时间和其他相关参数对点火所需最小能量的影响,还研究了空气速度对点火极限的影响。Ballal 等^[19]研究了供给均匀的气体丙烷和空气混合物时,进气温度、压力、速度及湍流度对火焰稳定器贫油吹熄性能的影响。徐丽等^[20-21]对中心分级贫预混燃烧室点火熄火性能进行了试验研究,针对不同的旋流角组合方式,研究了不同进气量下的贫油点火和熄火极限。

本文以三旋流单头部矩形燃烧室为研究对象,利用高速摄像观测了点火过程,重点研究来流温度和压力对点火和熄火性能的影响,并测取了

地面点火状态时的燃烧效率,获得的结果对于三旋流高温升燃烧室研发的分析至关重要,也为后续设计及优化提供参考。

1 研究方案

图 1 为三旋流单头部矩形燃烧室的流动原理示意图,其头部有三股旋流空气和两级油路,可实现小状态的稳定和大状态的高效燃烧且无可见排气冒烟。值班级由第一、二级旋流器的空气组成,因这两级空气量低,故在头部形成局部富油区,有助于拓宽点熄火边界。主燃级为第三级头部旋流空气,贴壁流动,在偏后位置进入主燃曲,使燃烧区保持相对贫油的状态,有助于降低排气冒烟。

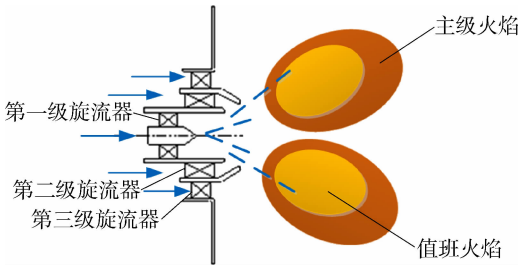


图 1 三旋流燃烧室流动原理示意图
Fig. 1 Flow principle diagram of triple swirler combustor

2 试验设备

点火和熄火试验在三旋流单头部矩形燃烧室进行。图 2 为单头部燃烧室试验系统图,主要由前测量段、单头部试验件、后测量段组成,点火能量不小于 3.8J,火花频率 1.8~2.75 Hz。试验台进口来流可为常温常压、常温低压或低温低压气体。

试验件侧壁设计有玻璃观察窗,可通过高速摄像观察点火过程,另采用燃气分析法对常温常压点火燃烧效率进行了测量,燃烧效率通过安装在出口测量段上的 15 点燃气取样耙获得。图 3

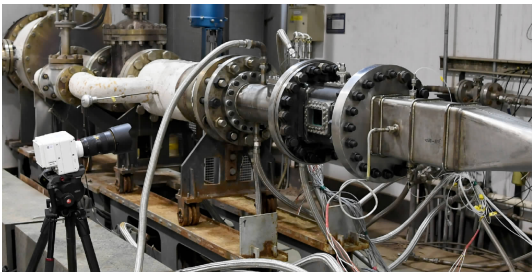


图 2 单头部燃烧室试验台示意图
Fig. 2 Schematic drawing of single-head combustor test system

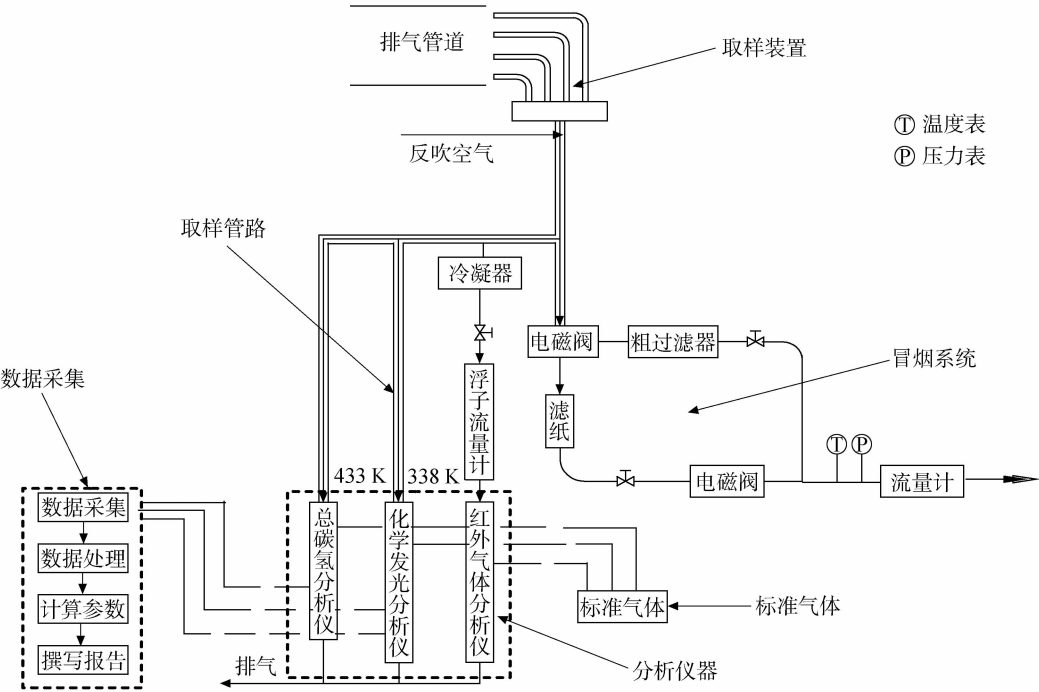


图 3 燃气分析测试系统
Fig. 3 Gas analysis measurement system

为燃气分析测试系统^[22]，测量误差不超过 0.2%。图中 433 K 和 338 K 分别为进入总碳氢分析仪的样气温度和进入化学发光分析的样气温度。

3 试验及结果分析

3.1 点火试验

3.1.1 常温点火试验

常温地面点火试验条件如表 1 所示， T_3 为进口空气总温， p_3 为进口空气总压， V_3 为点火器位置处气流的平均流速，即主燃区空气量与火焰筒的横截面积比，点火器靠近主燃孔。

表 1 地面点火试验状态
Table 1 Ground ignition test

序号	T_3/K	p_3/kPa	$V_3/(\text{m/s})$
1	300	100	3
2	300	100	4
3	300	100	5
4	300	100	6
5	300	100	7

图 4 为三旋流单头部燃烧室的二维简图，示意了头部旋流器或喷嘴与观察窗的相对位置。试验时点火过程为供油 1 s 后点火器工作，点

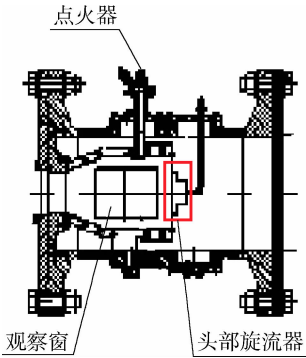


图 4 单头部燃烧室二维结构
Fig. 4 Two-dimensional combustor mode of single-head combustor

火时间为 5 s，火焰筒出口至少有一点的温升大于 353 K，火焰稳定时间超过 20 s。

图 5 给出了进气压力为 100 kPa， V_3 为 7 m/s，油气比为 0.013 时在时间 t 的点火过程，高速影像相机设置的参数 2000 帧/s，图中虚线框为观察窗的边缘，头部旋流器在虚线框的右边缘，为了拍摄全面，摄像机镜头方向未垂直于观察窗平面，因此虚线框呈平行四边形。由图 5 可见，点火器工作后，有了瞬时点火源，产生了电火花，在点火器处形成了具有一定尺寸和温度的火核，高温核心从点火器分离向头部方向传播，并进入回流区，不断加热未燃混气并燃烧持续产生热量，从而使火焰核心传播至整个主燃区。火核能够得以幸

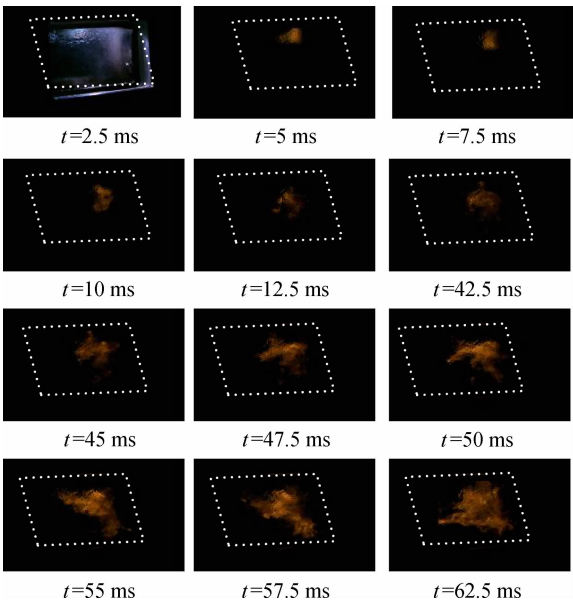


图 5 高速摄像点火过程

Fig. 5 High speed camera ignition process

存和自持,说明电火花为可燃混合物提供足够的能量,火核的释热速率超过了通过辐射和湍流耗散向周围环境损失热量的速率。

另外,在 T_3 为 300 K, p_3 为 70 kPa 时,开展高空点火试验。

图 6 为三旋流燃烧室和文献中某燃烧室改型^[2]的地面和高空点火试验结果,横坐标为点火器位置处气流的平均流速,纵坐标为点火油气比。可见,在点火器气流的平均流速为 3~11 m/s 时,与文献中某改型燃烧室相比,在相同的压力和速度条件下,三旋流燃烧室的点火油气比更低,说明三旋流燃烧室的地面和高空点火边界更宽,最低油气比为 0.0125,说明在点火器速度较高时,三旋流燃烧室仍然具有良好的点火性能。另外, p_3 降低使点火边界变窄,因点火能量相同时,进气压力低,需提高油气比,从而提高喷嘴供油压力,改善雾化粒度,才可使点火更容易。

相同点火油气比时,随着进气压力降低,点火器位置平均速度增大,湍流度增大,当气流平均速度大于火焰传播速度时,电火花核心在主燃区扩散传播的时间缩短,甚至会被带往下游,火焰不易稳定。但点火器平均速度增大的不利影响可以通过改善油气混合特性、燃油雾化性能得到一部分抵消。同时,速度的增加,导致燃油需要穿透的距离增加,电火花散热增加,给点火带来了不利影响。另外,在 70 kPa 时三旋流燃烧室的点火油气比随着速度增加,先减小后增大,点火器处速度为 7.7 m/s 时,油气比最低。说明速度低于 7.7 m/s

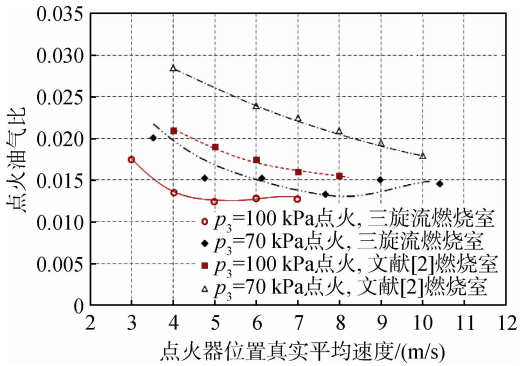


图 6 地面和高空点火试验结果

Fig. 6 Ground and high altitude ignition test results

时,提高速度有利于改善雾化,也可增大电火花释放的能量,当速度继续增加时,火焰稳定性变差。

3. 1. 2 负温下高空点火试验

在 $T_3=253$ K, $p_3=70$ kPa 时,在地面模拟负温进气状态的高空点火情况。

图 7 为常温和负温点火试验结果,可见,当平均速度相同时,降低进气温度至 253 K,点火油气比升高了 60%,说明低温极其不利于点火。因为进气温度低时,燃油蒸发速率较低,致使大粒径的液滴多,需要更多地点火能量,而且最小点火能量与雾化粒径的 3 次方成正比^[1]。

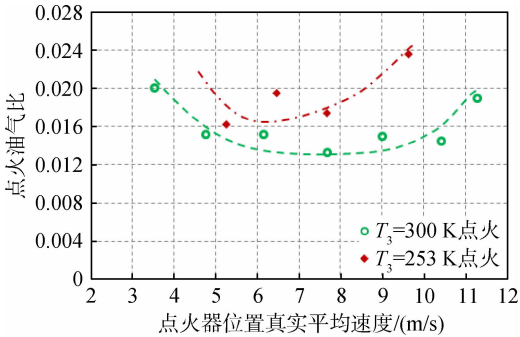


图 7 70 kPa 常温和负温点火试验结果

Fig. 7 Normal and negative temperature ignition test results at 70 kPa

图 8 为不同温度下的头部油气比与高空点火负荷因子(λ)的关系,横坐标为高空点火负荷因子,可通过式(1)^[2]计算得到,纵坐标为主燃区油气比。

式(1)包含了影响点火性能的主要因素:进气流量、空气密度、来流温度和压力、燃油喷嘴压降、主燃区横截面积。

$$\lambda = \frac{3.1 \times q_{ma, pri}^{0.5}}{\rho_a A_i \Delta p_i^{0.7} \times p_{bi} \times T_{bi}^{0.5} \times 10^{0.00145(T_{bi}-340)}} \quad (1)$$

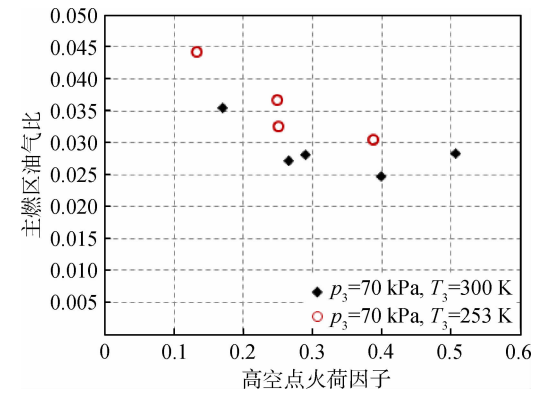


图 8 主燃区油气比与负荷因子关系

Fig. 8 Relationship between the fuel-air ratio of the primary zone and the load factor

式中 $q_{\text{ma},\text{pri}}$ 为主燃区空气量 (kg/s), ρ_a 为空气密度 (kg/m^3), A_l 为火焰筒头部横截面积 (m^2), Δp_l 为点火时的喷嘴压力降 (Pa), p_{bi} 为进气压力 (Pa), T_{bi} 为进气温度 (K)。

由图 8 可以发现,三旋流单头部燃烧室研究的负荷因子在 0.13~0.51 范围内,可点着的主燃区油气比在 0.025~0.045,且负温的点火负荷因子分布范围未超出常温的,说明稳定进气压力后,进气温度对负荷因子的影响较小。另外,当负荷因子一定时,降低进气温度,可点燃的头部油气比增加,这是因为进气温度降低,燃油蒸发变慢,为此需要提高供油压力,来改善雾化效果,这就导致燃油流量增加,油气比增大的幅度为 22.5%~34.5%。当进气温度和压力相同时,如 $T_3=253\text{ K}$, $p_3=70\text{ kPa}$,随负荷因子的增加,主燃区油气比先减小后增加,该趋势与图 6 基本相同,因为式(1)中,在进气压力、温度一定时,负荷因子与主燃区空气量有关,即与点火器位置的平均速度有关。

3.2 熄火试验

在进气压力 70 kPa,进气温度 300 K 时,测取了三旋流单头部燃烧室的在点火过程中的熄火性能。

图 9 为燃烧室的点火和熄火试验结果,横坐标为点火器位置真实平均速度,纵坐标为燃烧室总油气比,同点火油气比算法相同,均为燃烧室总进油量与总进气量之比,可见 70 kPa 时的熄火油气比低至 0.01,并与点火边界较接近,表明点火器的位置设置合理,因其对熄火性能无影响,而对点火性能影响很大,当两个边界相距较远时,需要足够多的燃油才能点着火,说明点火器未靠近喷雾锥外边缘,因此未发挥最大作用。另外,适当增

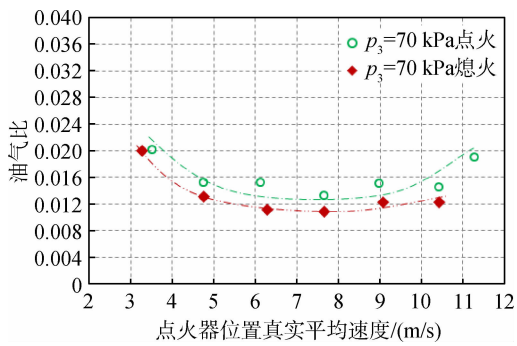


图 9 点火和熄火试验结果

Fig. 9 Ignition and flameout test results

加气流速度,可使熄火油气比降低。

3.3 燃烧效率试验

对三旋流单头部燃烧室地面点火过程中的燃烧效率进行了测量。表 2 为试验状态,表中 R_{fa} 为燃烧室总油气比。

表 2 地面点火燃烧效率试验状态

Table 2 Combustion efficiency of ground ignition test status

试验状态点	T_3/K	p_3/kPa	$V_3/(\text{m/s})$	R_{fa}
1	300	100	4	0.0135
2	300	100	6	0.0135
3	300	100	7	0.0135
4	300	100	6	0.016
5	300	100	6	0.018

表 2 中 5 个试验状态点与点火边界的位置关系如图 10 所示,点 1~3 位于或临近点火边界,点 4 和点 5 在点火边界之上。

图 10 的横坐标为点火器位置真实平均速度,左纵坐标为燃烧效率,右纵坐标为点火油气比。从该图可以看到在临近点火边界进行点火时,其燃烧效率的变化趋势。在 V_3 为 4~7 m/s 时,燃烧效率为 76%~80%,说明燃烧较为充分。随气流速度增加,燃烧效率先增加后减小,当速度为 6 m/s 时,效率最高。说明在气流速度低于 6 m/s 时,增加气流速度,可改善雾化,液滴蒸发速率加快,燃烧更加充分,当气流速度继续增加时,将有较多未经燃烧的液滴被气流带出主燃区,使燃烧效率降低。

图 11 是 $V_3=6\text{ m/s}$ 时燃烧效率随总油气比的变化趋势,横坐标为燃烧室总油气比,纵坐标为燃烧效率。可见,在 $V_3=6\text{ m/s}$ 时,总油气比从

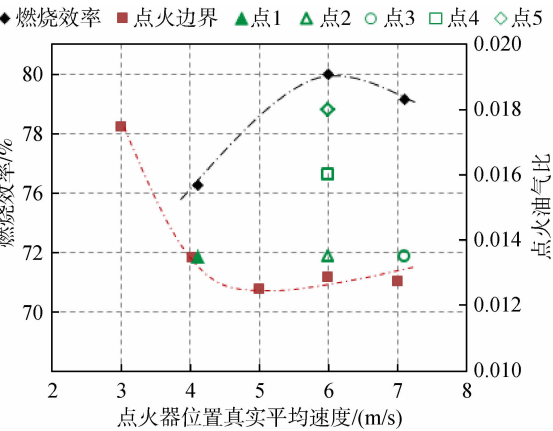


图 10 点火边界和点火燃烧效率

Fig. 10 Ignition boundary and ignition combustion efficiency

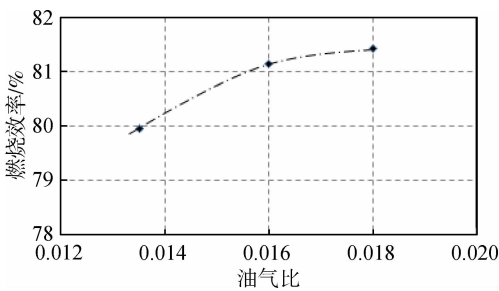


图 11 $V_3=6\text{ m/s}$ 的燃烧效率

Fig. 11 Combustion efficiency at V_3 is 6 m/s

0.0135 增加到 0.018 时,燃烧效率提高 2%。因为进气速度一定时,增加总油气比意味着燃油流量增加,喷嘴压降升高,离心喷嘴的初始雾化效果得到改善,雾化粒度更细小,燃烧更充分。

4 结 论

本文研究了三旋流单头部燃烧室的点火和熄火性能,高速摄像了地面点火过程,测取了地面点火燃烧效率,得到以下结论:

- 1) 在较宽的点火器气流速度范围内,三旋流燃烧组织方式具有良好的点熄火性能,并可将初始核心火团稳定传播到主燃区。
- 2) 三旋流燃烧室地面点火边界的燃烧比较充分,效率约为 80%,最佳点火燃烧效率对应的点火器气流速度和油气比分别为 6 m/s 和 0.0135。
- 3) 进气压力相同时,负温条件会增加点火难度,与常温相比,点火油气比将升高 60%,但对高空点火负荷因子影响较小。
- 4) 高空点、熄火边界较为接近,点火器位置布置合理。

参考文献:

[1] BAHR D W. Design technology for future aircraft turbine engine combustion[R]. AIAA 79-1197,1979.

[2] BAHR D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA 1985-1292,1985.

[3] KRESS E J. Multiple swirler dome combustor for high temperature rise applications[R]. AIAA 1990-2159,1990.

[4] LEFEBVRE A H,BALLAL D R. Gas turbine combustion alternative fuels and emissions [M]. 3rd Edition. New York:Taylor and Francis Group,2010.

[5] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社,2016.

[6] MANSOUR A, BENJAMIIN M. A new hybrid air blast nozzle for advanced gas turbine combustor[R]. ASME Paper 2000-GT-0117,2000.

[7] LI Guoqiang,GUTMARK E J. Flow field measurements of triple swirler spray combustor [R]. AIAA 2002-4010, 2002.

[8] LI Gouqiang, ANGIER S, LAMBOLEZ O, et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2002-0618,2002.

[9] GRINSTEIN F F, YONG T R, MONGIA H C. Computational and experimental analysis of the flow dynamics in a muti-swirler combustor[R]. AIAA 2002-1006,2002.

[10] 吴振宇,王成军,王丹丹. 三级旋流器的设计及其流场模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报,2010,27(5):38-41.

WU Zhenyu, WANG Chengjun, WANG Dandan. Triple swirler design and fluid numerical simulation[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(5):38-41. (in Chinese)

[11] 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):332-336.

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):332-336. (in Chinese)

[12] 彭云晖,林宇震,刘高恩. 三旋流器燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(4):554-558.

PENG Yunhui, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)

[13] 莫姐,程明,张成凯,等. 三旋流器加装外套环对燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报,2016,31(7):1569-1574.

MO Da, CHENG Ming, ZHANG Chengkai, et al. Effect of triple swirler with an outer ring on combustion performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7):1569-1574. (in Chinese)

[14] 莫姐,程明,万斌,等. 三旋流燃烧室的数值模拟与试验[J]. 航空动力学报,2017,32(11):2569-2575.

MO Da, CHENG Ming, WAN Bin, et al. Numerical simulation and experiment of triple swirler combustor[J]. Jour-

nal of Aerospace Power,2017,32(11):2569-2575. (in Chinese)

[15] SUBBA RAO H N, LEFEBVRE A H. Ignition of kerosine fuel sprays in a flowing air stream[J]. Combustion Science and Technology,1973,8(1):95-100.

[16] RAO K V L, LEFEBVRE A H. Minimum ignition energies in flowing kerosine-air mixtures[J]. Combustion and Flam,1976,27(1):1-20.

[17] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Ignition and flame quenching of flowing heterogeneous fuel-air mixtures[J]. Combustion and Flame,1979,35(2):55-68.

[18] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Ignition of liquid fuel sprays at subatmospheric pressures[J]. Combustion and Flame,1978,31(2):115-126.

[19] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. Journal of Engineering for Power,1979,101(3):343-348.

[20] 徐丽,孙丽艳. 低污染燃烧室点火熄火特性试验研究[J]. 沈阳航空航天大学学报,2018,35(2):35-40.
XU Li, SUN Liyan. Experimental study on ignition and flameout performance of low-pollution combustion [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2018, 35(2): 35-40. (in Chinese)

[21] 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. (in Chinese)

[22] 李亚娟,王明瑞,葛新,等. 基于燃气分析法的航空发动机燃烧室性能研究[J]. 航空发动机,2016,42(1):37-41.
LI Yajuan, WANG Mingrui, GE Xin, et al. Research on aeroengine combustor performance based on gas analysis method[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 37-41. (in Chinese)

(编辑:叶 青、张 雪)