

油气比及进口参数对三级旋流器燃烧室性能的影响

丁国玉, 何小民, 赵自强, 金 义, 吴泽俊

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 对三级旋流器燃烧室进行了常压试验研究. 研究首先设计研制了三级旋流器燃烧室模型和试验系统, 然后在此基础上开展了不同进口速度、进口温度和油气比等参数影响三级旋流器燃烧室的流阻特性、点火特性、贫油熄火特性和燃烧效率特性等性能的试验研究. 结果表明: 该三级旋流器燃烧室可以在不同试验工况下顺利点火和稳定工作, 点火性能基本不受进口速度的影响; 总压损失系数随进口速度的增加而增大, 而流阻系数随速度的增加而减小, 燃烧室流动未进入“自模状态”; 随着进口温度的增加, 点火、贫油熄火性能变好, 燃烧效率提高.

关 键 词: 流动参数; 三级旋流器; 燃烧室; 油气比; 进口参数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of fuel-air ratio and inlet parameters on performance of triple swirler combustor

DING Guo-yu, HE Xiao-min, ZHAO Zi-qiang, JIN Yi, WU Ze-jun

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Experiments were conducted on a triple swirler combustor at fixed atmospheric pressure. Firstly the triple swirler combustor model and experimental system were designed, and then experiments were conducted to study the effect of inlet airflow velocity, inlet temperature and fuel-air ratio on the combustion performance, including flow drag performance, ignition performance, lean blowout performance and combustion efficiency performance. Results show that: the triple swirler combustor can be ignited successfully and operated stably at all experimental cases, and inlet airflow velocity has little effect on the ignition performance; the total pressure loss coefficient increases with inlet airflow velocity increasing while the flow drag coefficient decreases non-linearly with the increasing of inlet airflow velocity, and the inlet airflow has not been at the full development state; as inlet airflow temperature increases, the ignition performance and lean blowout performance become better and the combustion efficiency improves.

Key words: flow parameters; triple swirler; combustor; fuel-air ratio; inlet parameters

随着航空发动机推质比的不断增加, 燃烧室油气比也相应提高, 燃烧室温升和单位容积释热

率增加, 这就对航空发动机燃烧室设计提出了更高的要求. 其中一个重要要求也是基本要求就是

收稿日期: 2013-09-10

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX12_0169); 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ14-01)

作者简介: 丁国玉(1985—), 男, 山东潍坊人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室和燃烧理论的研究.

必须保证燃烧室在低工况下能够稳定地工作,即通常所说的拓宽稳定工作范围^[1]。

发展高推质比燃烧室的一个直接想法是保持常规旋流头部加主燃孔燃烧室结构不变,增加供油量,但这会带来可见冒烟的问题;为了解决大状态下燃烧室可见冒烟的问题,可以重新布置燃烧室的流量分配,适当增大主燃区空气流量来减小主燃区油气比,但这又会带来造成航空发动机贫油熄火性能的恶化^[1-2]。对于高油气比燃烧室,常规的双级旋流器燃烧室很难满足高油气比燃烧室的指标要求,从液雾燃烧角度考虑,必须发展新的燃油喷射/火焰稳定组合系统,以解决这些难题。从国内外已有的研究来看,采用多级旋流燃烧组织技术,可以拓宽燃烧稳定工作范围及满足燃烧室其他性能的指标要求。Mongia 等在 1979—1993 年所研发的温升从 1 200~1 650 K 的燃烧室,均采用了多级旋流技术,且燃烧室各性能指标均达到了设计要求^[3],从工程应用的角度直接验证了多级旋流技术是一种非常有发展前景的可用作高温升燃烧室头部的解决方案。

多级旋流器从结构上看是由多个同向或反向旋转的旋流器组成,其中三级旋流器是多级旋流器的一个典型代表。近些年来,国内外对三级旋流器的研究获得了不少研究成果。文献[4-7]试验研究了三级旋流器结构及相关参数对燃烧室 NO_x 和 CO 排放的影响规律;文献[8]用粒子动态分析仪(PDPA)对带有三级旋流器和旋流杯燃烧室头部速度场和油雾场进行了测量,研究表明三级旋流器燃烧室头部的雾化液滴索太尔平均直径(SMD)及均匀度都比旋流杯燃烧室的好;文献[9]对带有三级旋流器的单头部燃烧室进行了燃烧性能的试验研究,结果表明三级旋流器与双油路离心喷嘴的组合方案能满足拓宽燃烧室稳定工作范围的要求。已有的研究结果表明:采用三级旋流器的燃烧室具有火焰稳定工作范围宽、燃油雾化效果好、燃烧效率高、污染排放低等优点,这些优点使得三级旋流器非常适用作高油气比燃烧室的头部。

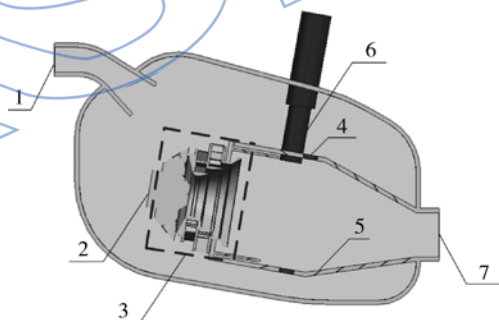
本文以带三级旋流器的燃烧室为研究对象,设计了三级旋流器燃烧室^[10-16]和相关的试验系统,所设计的燃烧室在技术层面上有一些创新。本文的研究目的是在该燃烧室上试验研究燃烧室进口速度、进口温度和油气比等参数对三级旋流器燃烧室流阻特性、点火特性、贫油熄火特性和燃烧效率特性等燃烧室性能的影响,获得三级旋流

器燃烧室的油气及进口参数对燃烧室性能影响的变化规律。

1 燃烧室模型、试验系统和研究参数

1.1 燃烧室模型

研究中设计了单头部三级旋流器燃烧室(简称燃烧室)模型,图 1(a)为该模型示意图,图 1(b)为模型试验件照片。从整体看,该燃烧室进、出口在径向位置偏差较大,内、外环高度也相差较大,燃烧室呈现出较大的非对称性。该燃烧室主要由 4 部分组成:机匣、火焰筒、扩压器和头部。头部由燃油喷嘴和三级旋流器组成,试验中所用喷嘴为单油路离心喷嘴,该离心喷嘴的喷雾全锥角为 80°;三级旋流器(如图 2 所示)为斜切孔-径向-径向的组合形式,由内旋流器(斜切孔)、中间旋流器(径向)、外旋流器(径向)、一级文氏管、二级文氏管和套筒组成,按照由内而外的顺序,三级旋流器各级旋流器的旋流数依次为 1.5, 1, 0.8, 沿流动方向看去流经各级旋流器的气流旋转方向分别为顺时针、逆时针、顺时针。扩压器倾斜放置,与水平



1 燃烧室进口; 2 燃油喷嘴; 3 三级旋流器;
4 主燃孔; 5 多斜孔; 6 火花塞; 7 燃烧室出口

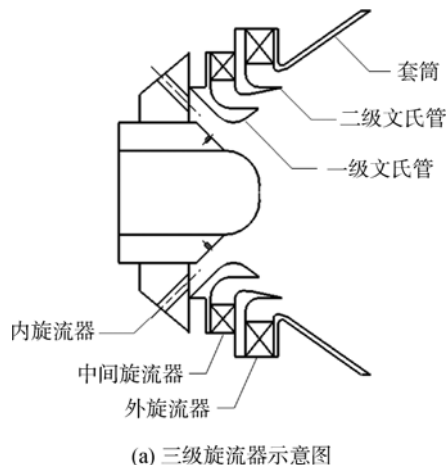
(a) 燃烧室示意图



(b) 试验用燃烧室照片

图 1 燃烧室模型

Fig. 1 Combustor model



(b) 三级旋流器实物照片

图2 三级旋流器模型

Fig. 2 Triple swirler model

方向有较大的夹角,扩压器与机匣连成一体,在机匣侧面主燃区位置开有石英玻璃观察窗,便于试验中对燃烧室燃烧状况进行直观观察。火焰筒壁厚为2 mm,由高温合金制成,火焰筒上开有主燃孔、掺混孔和冷却孔,其中火焰筒壁面冷却方式为多斜孔冷却,孔径均为0.8 mm。

该燃烧室为一个小流量直流燃烧室,设计点油气比为0.033,与经典的旋流燃烧室相比,该燃烧室有一些技术上的创新如下:①流经三级旋流器的空气流量占燃烧室总空气流量的42.01%,经典旋流燃烧室头部旋流空气量为10%~25%;②火焰筒的长度 L 与头部高度 H 之比 $L/H=$

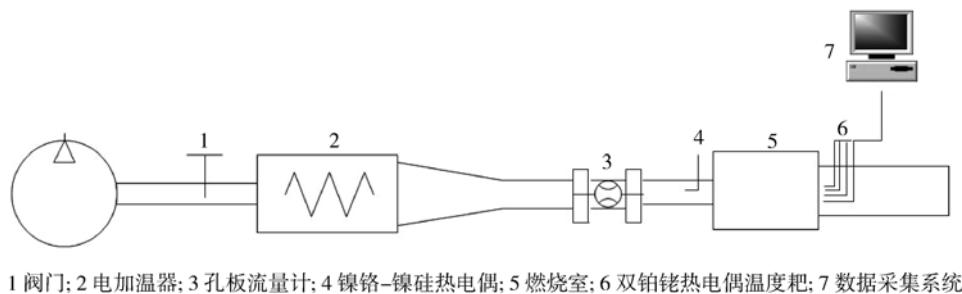
1.75,而经典燃烧室的该值为2左右;③火焰筒高度与外旋流器出口直径比值为1.5,而经典值为2;④火焰筒壁面冷却孔均为直径为0.8 mm的多斜孔;⑤火焰筒表面有主燃孔和掺混孔,主燃孔、掺混孔分别位于火焰筒头部落游0.9 H 、1.4 H 处。

1.2 试验系统

图3为试验系统示意图,试验系统主要包括燃烧室、电加热器、供气系统、供油系统、点火系统和测试系统。供气系统是一台单螺杆空气压缩机,空气经电加热器可加热至523 K;燃油系统包括储油箱、油泵、油管、压力表、流量计、阀门和过滤器等,压力表、流量计和阀门集成于燃油系统综合控制台中,孔板流量计接入控制台数字显示区,可对燃油流量实时监控,压力表精度等级为0.4级,燃油过滤器公称压力为6.4 MPa,过滤精度为10 μm ;测试系统包括测试装置、补偿导线和数据采集设备等,燃烧室进口温度采用单只镍铬-镍硅热电偶测量,空气流量通过孔板流量计测量,燃油流量通过喷嘴前油压和浮子流量计共同确定,在燃烧室出口布置了双铂铑热电偶温度靶,测量出口温度,用于计算燃烧效率和分析出口温度分布,温度数据采集处理系统为美国国家仪器公司(National Instruments)的PXIe-1082系统,出口燃气温度由12点双铂铑热电偶温度靶测量,测量点密度为0.82点/ cm^2 ,按照出口温度测量的要求,包含热点的试验数据要求测量点密度大于0.17,因此,本文试验结果中包含了热点数据,测点分布如图4所示,图中黑点代表双铂铑热电偶温度靶测点。

1.3 研究参数

研究中开展了不同燃烧室进口速度、进口温度和总油气比下燃烧室点火特性、贫油熄火特性、燃烧效率特性和流阻特性等试验研究,试验中的主要参数如下:进口空气绝对压力为0.1008 MPa;



1 阀门; 2 电加热器; 3 孔板流量计; 4 镍铬-镍硅热电偶; 5 燃烧室; 6 双铂铑热电偶温度靶; 7 数据采集系统

图3 三级旋流器燃烧室试验系统

Fig. 3 Experimental system of triple swirler combustor

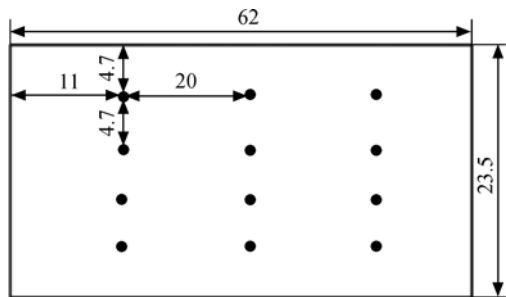


图4 燃烧室出口温度测量点分布(单位:mm)

Fig. 4 Temperature measuring point distribution in section of combustor outlet (unit:mm)

进口空气温度分别为 296 K 和 473 K;进口空气速度为 40, 50, 60, 70 m/s;试验中通过控制燃油流量来改变燃烧室的总油气比,燃烧室的点火、熄火通过开在燃烧室侧面的观察窗判断。

2 试验结果及分析

2.1 流阻特性

流阻特性分别用总压损失系数 ζ_{rb} 和流阻系数 ξ_b 表示,计算公式如下:

$$\zeta_{rb} = \frac{p_{t3} - p_{t4}}{p_{t3}} \quad \xi_b = \frac{p_{t3} - p_{t4}}{0.5 \rho_{ref} u_{ref}^2} \quad (1)$$

式中 p_{t3} , p_{t4} 分别为燃烧室进口截面和出口截面的平均总压; ρ_{ref} , u_{ref} 分别为参考截面的气流密度 (kg/m^3) 和平均速度 (m/s)。本文选取燃烧室进口截面作为参考截面。

试验中,对燃烧室在常温常压下的总压损失系数和流阻系数进行了测量,图5、图6分别是三级旋流器燃烧室总压损失系数和流阻系数随燃烧室进口速度 V 的变化,由图可以看出,总压损失系数随进口速度的增加而增大,总压损失系数在 0.022~0.042 之间变化;流阻系数随进口速度的

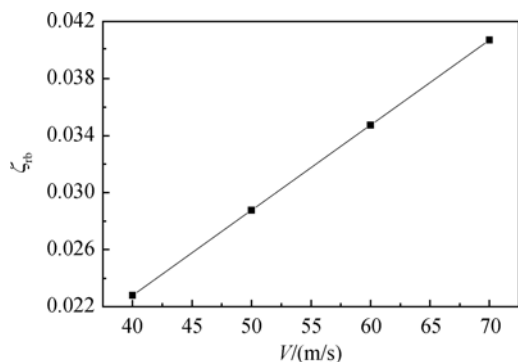


图5 总压损失系数随进口速度的变化

Fig. 5 Total pressure loss coefficient varying with the inlet airflow velocity

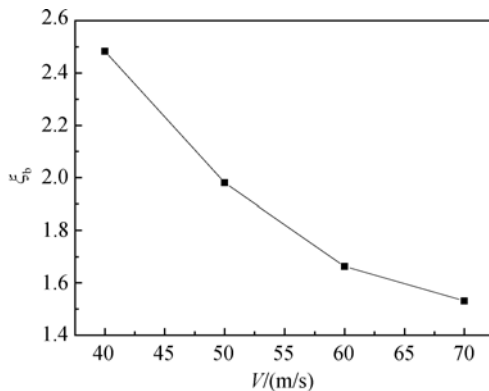


图6 流阻系数随进口速度的变化

Fig. 6 Flow drag coefficient varying with inlet airflow velocity

增加而减小,这是由于燃烧室尺寸及进口速度都较低,气体的黏性影响较大,当进口速度为 70 m/s 时,燃烧室进口截面的雷诺数为 1.04×10^5 ,处在“自模区”的边缘,因此可以认为速度低于 70 m/s 时,燃烧室未进入流动“自模状态”。

2.2 点火特性

可靠地点火及起动是对航空发动机燃烧室的基本要求,影响燃烧室点火性能的因素主要有进口速度、进口温度、压力、点火油气比、点火能量、火花塞位置等。本文中只研究进口速度和进口温度 (T_3) 对点火性能的影响。点火油气比的计算公式如下:

$$\theta_{i, far} = \dot{m}_{fuel} / \dot{m}_{air} \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_{fuel}$ 为燃烧室点火时的燃油流量, $\dot{m}_{air}$ 为燃烧室点火时的空气流量。

图7为燃烧室点火油气比随进口速度的变化。由图可以看出:进口温度为 296 K 时,随着进口速度从 40 m/s 增加到 60 m/s,点火油气比从

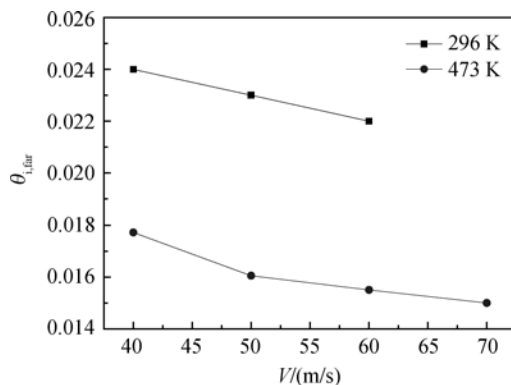


图7 点火油气比随进口速度的变化

Fig. 7 Ignition overall fuel-air ratio varying with inlet airflow velocity

0.024 减小到 0.022,进口温度为 473 K 时,随着进口速度从 40 m/s 增加到 70 m/s,点火油气比从 0.0177 减小到 0.015,由此可见,随着燃烧室进口速度的增加,三级旋流器燃烧室的点火油气比有所减小,但减小的幅度不大,可以认为在进口温度为 296 K 和 473 K 时,各速度下的点火油气比分别在 0.023 和 0.016 左右;同样的进口速度下,随着燃烧室进口温度从 296 K 增加到 473 K,点火油气比均减小,各速度下减小的幅度在 40% 左右,即进口温度的升高对点火性能的影响较为明显,且进口温度的升高有利于燃烧室点火。

2.3 贫油熄火特性

贫油熄火性能是高温升燃烧室重点关注的性能参数之一。高温升燃烧室工作范围宽,同时燃烧区空气量大,平均速度高,对贫油熄火性能影响较大。贫油熄火油气比的计算公式如下:

$$\theta_{\text{bo, far}} = \dot{m}'_{\text{fuel}} / \dot{m}'_{\text{air}} \quad (3)$$

式中 $\dot{m}'_{\text{fuel}}$ 为燃烧室熄火时的燃油流量, $\dot{m}'_{\text{air}}$ 为燃烧室熄火时的空气流量。

图 8 为燃烧室贫油熄火油气比随进口速度的变化。可以看出:①当燃烧室进口温度为 296 K 时,随着燃烧室进口速度的增加,三级旋流器燃烧室的贫油熄火油气比减小。分析认为进口速度的增加带来两方面的作用,一方面速度的增加对贫油熄火是不利的,这时因为速度的增加需要更高的火焰传播速度才能保证燃烧室不熄火,这样就需要主燃区内温度更高,也就意味着需要提供更多的燃油;另一方面贫油熄火试验中喷嘴的供油压力较低,此时进口速度的增加可以改善燃油的雾化质量,这对贫熄是有利的,从研究结果来看,后者的作用占主导地位;②在同样的进口速度下,进口温度为 473 K 时的贫油熄火熄火油气比均低

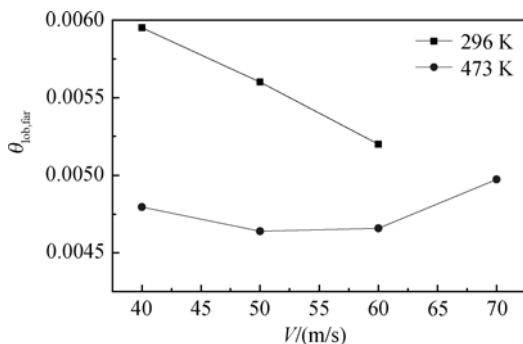


图 8 贫油熄火油气比随进口速度的变化

Fig. 8 Lean blowout fuel-air ratio varying with inlet airflow velocity

于进口温度为 296 K 时的贫油熄火熄火油气比,也就是说进口温度的升高对贫熄性能是有利的;③在温度为 473 K 时,各速度下的贫油熄火油气比均不高于 0.0050,实际航空发动机慢车工况下的燃烧室进口温度和压力均会高于本文试验条件,贫油熄火性能应该优于本文试验结果,因此三级旋流器燃烧室的贫油熄火性能能满足贫油熄火油气比小于 0.0050 的设计要求。

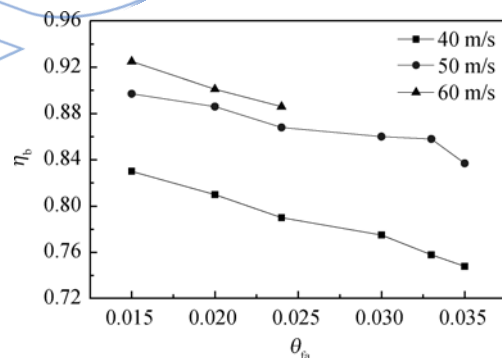
2.4 燃烧效率特性

燃烧效率是燃烧室设计中一个非常重要的性能参数。本文通过布置在燃烧室出口的 12 点双铂铑热电偶温度把测得燃烧室在不同状态点的温度分布,应用热焓法计算燃烧效率,热焓法计算燃烧效率的公式为

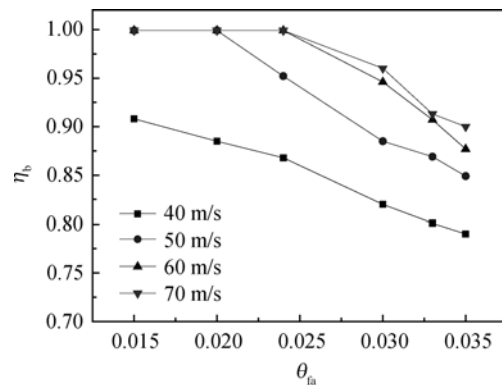
$$\eta_b = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{t4} - \dot{m}_a h_{t3} - \dot{m}_f h_{t1}}{\dot{m}_f h_{t1}} \quad (4)$$

式中 h_{t4} 为燃烧室出口燃气的滞止比热焓(kJ/kg); h_{t3} 为燃烧室进口空气的滞止比热焓(kJ/kg); h_{t1} 为燃油进口比热焓(kJ/kg); $\dot{m}_a$, $\dot{m}_f$ 分别为空气和燃油的流量(kg/s); h_{t1} 为燃油低热值,计算中取为 43 200 kJ/kg。

图 9(a)和图 9(b)分别为燃烧室进口温度为



(a) $T_3=296$ K



(b) $T_3=473$ K

图 9 燃烧效率随油气比的变化

Fig. 9 Combustion efficiency varying with fuel-air ratio

296 K 和 473 K 时燃烧效率随油气比的变化. 试验结果表明:①随着油气比 ϕ_0 增加, 燃烧效率 η_b 有所降低;②随着进口速度的增加, 燃烧效率升高, 分析认为进口速度的增加带来两方面的作用, 一方面, 进口速度的增加使得燃气在主燃区内的驻留时间缩短, 这对燃烧是不利的, 另一方面, 进口速度的增加促进了燃油的雾化, 这对燃烧是有利的, 从试验结果来看, 进口速度的增加促进燃油的雾化起主导作用;③从图 9(a)和图 9(b)的比较来看, 在同样的进口速度下, 进口温度为 473 K 时的燃烧效率均高于进口温度为 296 K 时的燃烧效率, 即随着燃烧室进口温度的增加, 燃烧效率升高;④在燃烧室进口温度为 473 K 时, 大多数速度下油气比低于 0.025 时的燃烧效率均较高, 几乎接近完全燃烧, 该进口温度下速度为 70 m/s 时, 燃烧效率均在 0.9 以上.

3 结 论

研究中设计了三级旋流器燃烧室和相关的试验系统, 开展了不同进口速度、进口温度、油气比参数下的流阻特性、点火特性、贫油熄火特性、燃烧效率特性等燃烧室性能的试验研究, 获得了以下结论:

1) 总压损失系数随进口速度的增加而增大, 总压损失系数在 0.022~0.042 之间变化, 流阻系数随速度的增加而减小.

2) 在进口温度为 296 K 和 473 K 时, 各速度下的点火油气比分别在 0.023 和 0.016 左右, 点火性能基本不受进口速度的影响, 贫油熄火油气比随进口速度的增加有所减小.

3) 随着进口温度的增加, 点火、贫油熄火性能变好, 燃烧效率提高.

4) 进口温度为 473 K 时, 各速度下的贫油熄火油气比均不高于 0.005, 因此, 实际航空发动机慢车状态的贫油熄火油气比会低于 0.005.

5) 进口温度为 473 K 时, 大多数速度下油气比低于 0.025 时的燃烧效率均较高, 几乎接近完全燃烧, 该进口温度下速度为 70 m/s 时, 燃烧效率均在 0.9 以上.

参考文献:

- [1] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA 85-1292, 1985.
- [2] 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.
- [3] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers, Part I high ΔT [R]. AIAA-2011-107, 2011.
- [4] LI Guoqiang, Gutmark E J. Flow field measurement of triple swirler spray combustor[R]. AIAA-2002-4010, 2002.
- [5] LI Guoqiang, Gutmark E J. Combustion characteristics of a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2003-0489, 2003.
- [6] Zheng Q P, Jasuja A K, Lefebvre A H. Structure of air blast sprays under high ambient pressure conditions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(13): 512-518.
- [7] Jasuja A K, Tam C K. Determination of air blast atomized spray structure using state-of-the-art laser diagnostics[R]. AIAA 92-3232, 1992.
- [8] 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)
- [9] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 142-147.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Combustor dome design with three swirlers for widening the operation stability range[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 142-147. (in Chinese)
- [10] LI Guoqiang, Gutmark E J. Experimental and numerical studies of the velocity field of a triple annular swirler[R]. ASME Paper GT-2002-30069, 2002.
- [11] LI Guoqiang, Angier S, Lambolez O, et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2002-0618, 2002.
- [12] 吴治永, 林宇震, 刘高恩, 等. 基于 CFD 分析改进三旋流燃烧室头部设计[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 533-537.
WU Zhiyong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Dome structure modification of a high temperature rise combustor based on CFD simulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 533-537. (in Chinese)
- [13] 刘伟, 林宇震, 刘高恩, 等. 低压条件下复合式多级旋流杯燃烧室燃烧效率研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 650-655.
LIU Wei, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Research of combustion efficiency of combustors using hybrid airblast atomizer under low pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 650-655. (in Chinese)
- [14] 宁槐, 高歌. 燃烧室气动力学[M]. 北京: 科学出版社, 1987.
- [15] 《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[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [16] Mohammad B S, Jeng S M. Design procedures and a developed computer code for preliminary single annular combustor design[R]. AIAA-2009-5208, 2009.