

三级轴向旋流器燃烧室的贫油熄火性能试验

丁国玉¹, 安伯堃², 何小民¹, 赵自强¹, 金义¹, 薛冲¹

(1. 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;

2. 哈尔滨东安发动机(集团)有限公司, 哈尔滨 150066)

摘 要: 对三级轴向旋流器燃烧室进行了不同进口速度、进口温度、三级轴向旋流器旋向组合和空气流量分配下的贫油熄火性能试验。研究表明:随着进口速度、进口温度的增加,三级轴向旋流器燃烧室的贫油熄火油气比减小,进口温度的升高对贫油熄火性能的影响显著;相同进口速度下旋向组合为逆时针-逆时针-顺时针方案的贫油熄火油气比比旋向组合为顺时针-逆时针-顺时针方案的贫油熄火油气比约高50%;内旋流器空气流量的减小可使得贫油熄火油气比有所减小,但减小的幅度不大。

关 键 词: 三级轴向旋流器; 燃烧室; 贫油熄火; 油气比; 燃烧室性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on lean blowout performance of triple axial swirler combustor

DING Guo-yu¹, AN Bo-kun², HE Xiao-min¹,
ZHAO Zi-qiang¹, JIN Yi¹, XUE Chong¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

2. Harbin Dongan Engine (Group) Corporation Limited, Harbin 150066, China)

Abstract: Experiments were conducted to study the lean blowout (LBO) performance of triple axial swirler combustor at different inlet airflow velocities, inlet airflow temperatures, triple axial swirler rotational direction combinations and airflow mass flow rate distributions. The results show that: the lean blowout fuel-air ratio (LBO FAR) of triple axial swirler combustor decreases with increasing inlet airflow velocity and inlet airflow temperature, and inlet airflow temperature has great effect on LBO performance; the LBO performance of scheme with rotational direction combination of counterclockwise-counterclockwise-clockwise is improved by about 50% compared with that of clockwise-counterclockwise-clockwise at the same inlet airflow velocity; the LBO FAR decreases to a little extent when the inner swirler airflow mass flow rate decreases.

Key words: triple axial swirler; combustor; lean blowout; fuel-air ratio; combustor performance

燃烧室慢车贫油熄火对于航空发动机燃烧室来说是一个非常重要的影响因素。对于航空发动

机来讲,如果燃烧室的贫油熄火性能不好,会出现熄火,即所谓的空中停车,是重大的航空发动机事

收稿日期:2013-09-04

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。

故.随着航空发动机推质比的不断增加,燃烧室油气比大幅度上升,如果只是增加供油量而燃烧室的其他部分均不做任何改变,就会引起冒烟问题,为了保证不产生冒烟,那么就要求主燃区当量比不能超过1.4,也就是说对于高温升燃烧室,主燃区的空气量显著增加,这会导致燃烧室贫油熄火油气比将大大增大,这给燃烧室性能带来极不利的影响^[1-2].因此,对于未来高温升燃烧室,拓宽燃烧室的稳定工作范围是一个重要问题,也就是要在随着燃烧室油气比上升的基础上至少要保持慢车贫油熄火油气比基本不变.

从文献[2]的研究结果来看,对于高推质比燃烧室来说,常规旋流杯燃烧室很难满足高推质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,以解决拓宽燃烧室稳定工作范围的难题.从国外研究的成果来看,三级旋流器是一种有发展前景的、可用作高油气比燃烧室解决方案的头部方案^[3].

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常规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(Sauter mean diameter, SMD)及均匀度都比常规旋流杯燃烧室的好;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合用作高油气比燃烧室的头部.

本文以三级轴向旋流器燃烧室为研究对象,试验研究不同的进口速度、进口温度、三级轴向旋流器不同的旋向组合、三级轴向旋流器不同的空气流量分配对三级轴向旋流器燃烧室贫油熄火性能的影响.

1 燃烧室模型、试验系统和研究参数

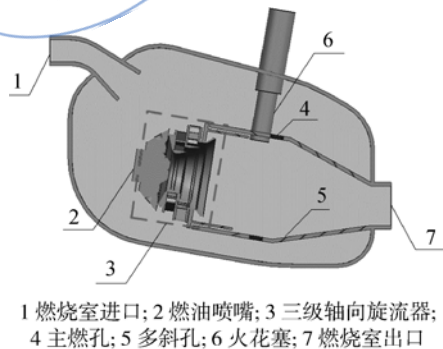
1.1 燃烧室模型

研究中设计^[10-16]了单头部矩形三级轴向旋流器燃烧室模型,图1(a)为该模型示意图,图1(b)为模型试验件照片.燃烧室主要由4部分组成:机

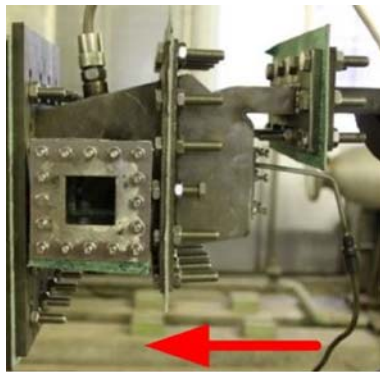
匣、火焰筒、扩压器和头部.头部由喷嘴和三级轴向旋流器组成,试验中所用喷嘴为单路离心喷嘴,该喷嘴的喷雾全锥角为 80° ,喷嘴位于三级轴向旋流器的中心位置;三级轴向旋流器(如图2所示)由内旋流器(轴向)、中间旋流器(轴向)、外旋流器(轴向)、一级文氏管、二级文氏管和套筒组成.扩压器倾斜放置,与水平方向有较大的夹角,扩压器与机匣连成一体,在机匣侧面开有观察窗,便于试验中对燃烧室燃烧状况进行直观观察;火焰筒由厚度为2 mm的高温合金制成,火焰筒上开有主燃孔和冷却孔,其中火焰筒壁面冷却方式为多斜孔冷却,直径均为0.8 mm.

该燃烧室为一个小流量直流燃烧室,设计点油气比为0.033,与常规旋流杯燃烧室相比,该燃烧室有一些技术上的创新,如下所述:

- 1) 流经三级轴向旋流器的空气流量占燃烧室总空气流量的42.01%,常规旋流杯燃烧室头部旋流空气流量的比例为10%~25%.
- 2) 火焰筒的长度 L 与头部高度 H 之比 $L/H=1.75$,而常规旋流杯燃烧室的该值为2左右.
- 3) 外旋流器靠近火焰筒壁面,火焰筒高度与



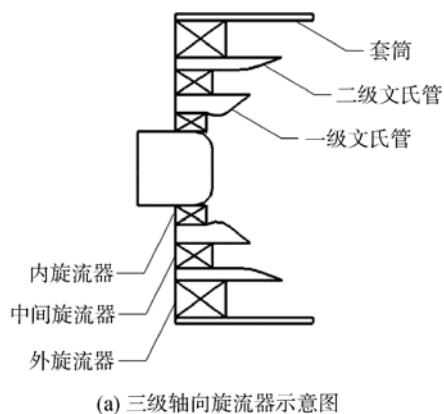
(a) 燃烧室模型示意图



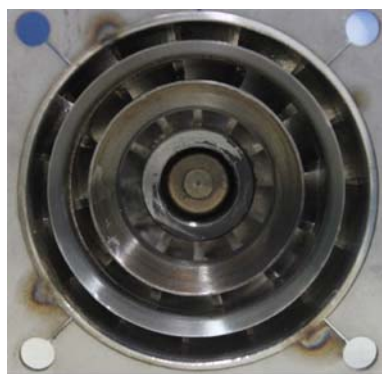
(b) 燃烧室模型试验件照片

图1 燃烧室模型

Fig. 1 Combustor model



(a) 三级轴向旋流器示意图



(b) 三级轴向旋流器照片

图2 三级轴向旋流器模型

Fig. 2 Model of triple axial swirler

外旋流器出口直径比值约为1,而常规旋流杯燃烧室的该值为2.

4) 火焰筒壁面冷却均为直径为0.8mm的多斜孔.

5) 火焰筒表面大孔只有主燃孔,主燃孔位于火焰筒头下游0.9H处.

1.2 试验系统

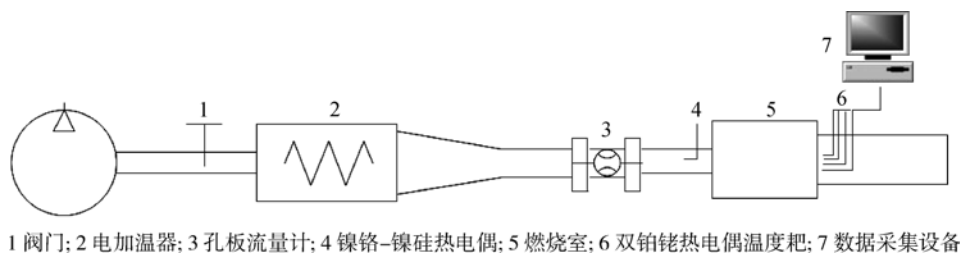
图3为三级轴向旋流器燃烧室试验系统,试验系统主要包括三级轴向旋流器燃烧室单头部模型试验件、电加热器、供气系统、供油系统、点火系统和测试系统.供气系统是一台单螺杆空气压缩机,空气经电加热器可加热至523K;供油系统由油泵、阀门和喷嘴组成,试验所用燃油为航空煤

油;点火系统含高能点火器、电缆和火花塞;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压力表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.

1.3 研究参数

本文在前期试验研究的基础上获得了一种综合性能较优的三级轴向旋流器旋流数组合方案,在该确定的旋流数组合方案下,三级轴向旋流器设计成4种变化方案,通过不同三级轴向旋流器方案的比较,研究燃烧室进口参数以及三级轴向旋流器方案变化对三级轴向旋流器燃烧室贫油熄火性能影响的变化规律.

试验中的主要参数如下:进口空气绝对压力为0.1008MPa;进口温度 T 为303.473K;进口速度 V 为40,50,60m/s;不同的三级轴向旋流器共有4种方案(如表1所示),这4种方案流经三级轴向旋流器的空气流量和三级轴向旋流器的各级旋流数均是一样的,流经三级轴向旋流器的空气流量占燃烧室总流量的42.01%,三级轴向旋流器各级旋流器的旋流数从内到外依次为1.4,1.0,0.8,各级旋流器的旋向规定为沿燃烧室流动方向看过去气流旋转方向为顺时针或者逆时针.其中方案1为基准方案,方案2与方案1相比只是内旋流器的旋向相反;方案3与方案1相比为三级轴向旋流器内、中间两级旋流器的空气流量分配不同,方案3的内旋流器空气流量较方案1的相比减少了70%,减少的空气流量流经中间旋流器,外旋流器的空气流量分配不变;方案4与方案3相比只是内旋流器的旋向发生了变化.试验中,逐渐减少喷嘴供油量直至三级轴向旋流器燃烧室主燃区内火焰熄灭.火焰的熄灭是通过开在燃烧室侧面的观察窗观察到或者仪器National Instruments(NI)测得燃烧室出口温度急剧下降,即认为火焰熄灭.



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 数据采集设备

图3 三级轴向旋流器燃烧室试验系统

Fig 3 Experimental system of triple axial swirler combustor

表1 三级轴向旋流器方案
Table 1 Scheme of triple axial swirler

方案	内旋流器		中间旋流器		外旋流器	
	旋向	空气流量分配比例/%	旋向	空气流量分配比例/%	旋向	空气流量分配比例/%
1	顺时针	23.45	逆时针	34.92	顺时针	41.63
2	逆时针	23.45	逆时针	34.92	顺时针	41.63
3	顺时针	7.0	逆时针	51.37	顺时针	41.63
4	逆时针	7.0	逆时针	51.37	顺时针	41.63

2 试验结果及分析

贫油熄火油气比的计算公式如下:

$$\theta_{\text{bo, far}} = \frac{\dot{m}_{\text{fuel}}}{\dot{m}_{\text{air}}}$$

其中 $\dot{m}_{\text{fuel}}$ 为燃烧室贫油熄火时的燃油流量, $\dot{m}_{\text{air}}$ 为燃烧室贫油熄火时的空气流量。

2.1 进口速度、进口温度对贫油熄火性能的影响

图4为燃烧室接近熄火时的照片,图5为燃烧室不同进口温度下方案1贫油熄火油气比随进口速度的变化,从图中可以看出,随着进口速度的增加,燃烧室贫油熄火油气比减小,这主要是因为试验用喷嘴的流量数为 $2 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$,试验中各方案的熄火油压在 $0.03 \sim 0.5 \text{ MPa}$ 之间,在较低的油压下,喷嘴的油雾锥不能全部打开,且燃油雾化质量也相对较差,此时进口速度的增加有利于燃油的雾化;燃烧室进口温度为 303 K 时,贫油熄火油气比从 0.0086 减小到 0.0073 ;进口温度为 473 K 时,贫油熄火油气比在 $0.0052 \sim 0.0044$ 之间变化。在同样的进口速度下,随着进口温度的升高,贫油熄火油气比减小,进口温度的升高对燃烧室贫油熄火性能的影响显著,以进口速度为 50 m/s 时为例,贫油熄火油气比在 303 K 和 473 K 时分别为 0.00752 和 0.00462 。

图6~图8分别为方案2、方案3、方案4贫油



图4 燃烧室接近熄火时的照片

Fig. 4 Photo of combustor near blowout

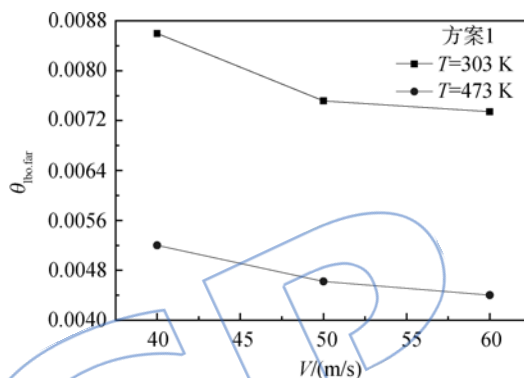


图5 方案1贫油熄火油气比随进口速度的变化

Fig. 5 Lean blowout fuel-air ratio versus inlet airflow velocity of scheme 1

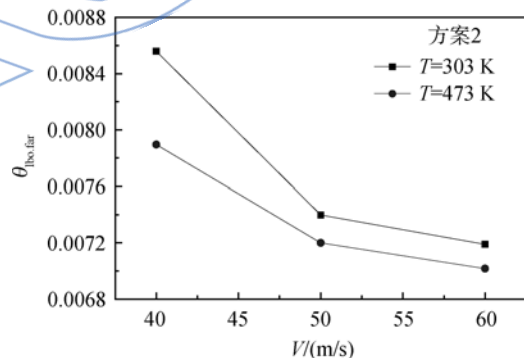


图6 方案2贫油熄火油气比随进口速度的变化

Fig. 6 Lean blowout fuel-air ratio versus inlet airflow velocity of scheme 2

熄火油气比随进口速度的变化,由图可以看出,方案2、方案3、方案4贫油熄火油气比随进口速度、进口温度的变化与方案1贫油熄火油气比的变化规律是一致的。

2.2 三级轴向旋流器旋向组合对贫油熄火性能的影响

图9是方案1和方案2在燃烧室进口温度为 473 K 时,贫油熄火油气比随进口速度的变化。从图中可以清晰地看出,两方案的贫油熄火油气比随进口速度的变化规律相似,均随进口速度的增

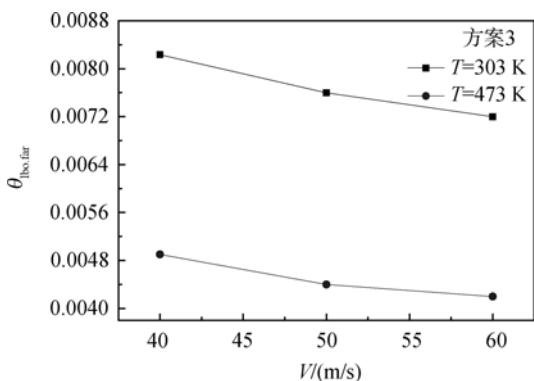


图7 方案3贫油熄火油气比随进口速度的变化

Fig. 7 Lean blowout fuel-air ratio versus inlet airflow velocity of scheme 3

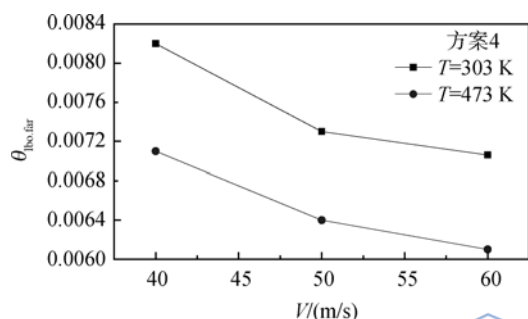


图8 方案4贫油熄火油气比随进口速度的变化

Fig. 8 Lean blowout fuel-air ratio versus inlet airflow velocity of scheme 4

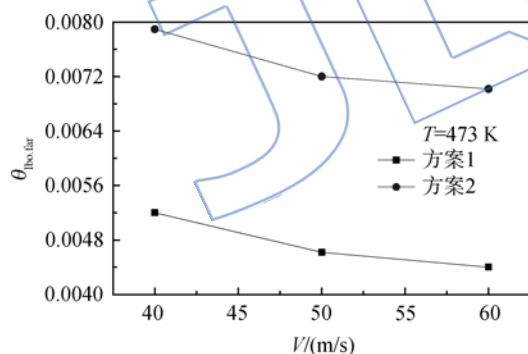


图9 方案1和方案2贫油熄火油气比随进口速度的变化

Fig. 9 Lean blowout fuel-air ratio versus inlet airflow velocity of scheme 1 and scheme 2

大而减小,在同样的进口速度下,方案1的贫油熄火油气比要比方案2的小很多,在进口温度为473 K时,方案1的贫油熄火油气比大多在0.005以下,方案2的贫油熄火油气比在0.007~0.008之间变化,从贫油熄火性能的角度出发,三级轴向旋流器的旋向组合由内而外依次为顺时针、逆时针、顺时针.图10是方案3和方案4在燃烧室进口温度为473 K时,贫油熄火油气比随进口速度的变化.显然,方案3和方案4的贫油熄火性能变

化规律与方案1和方案2的贫油熄火性能变化规律是相似的,而且图10也进一步验证了三级轴向旋流器顺时针-逆时针-顺时针的旋向组合的贫油熄火性能优于旋向组合为逆时针-逆时针-顺时针,贫油熄火油气比提高约50%.分析认为这可能是由于内、中间两级旋流器旋向相反时,油膜受到的剪切作用更为强烈,燃油雾化质量也会更好一些,从而使得旋向组合为顺时针-逆时针-顺时针的贫油熄火性能更为优异.

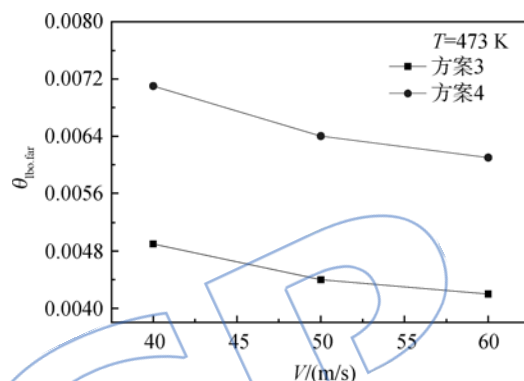


图10 方案3和方案4贫油熄火油气比随进口速度的变化

Fig. 10 Lean blowout fuel-air ratio versus inlet airflow velocity of scheme 3 and scheme 4

2.3 三级轴向旋流器空气流量分配对贫油熄火性能的影响

图11是方案1和方案3在燃烧室进口温度为473 K时,贫油熄火油气比随进口速度的变化.从图中可以看出两方案的贫油熄火油气比均随进口速度的增大而减小,同时空气流量分配的变化对三级轴向旋流器燃烧室贫油熄火性能也有影响,且内旋流器空气流量的减少可使得三级轴向旋流器燃烧室的贫油熄火油气比有所减小,约减

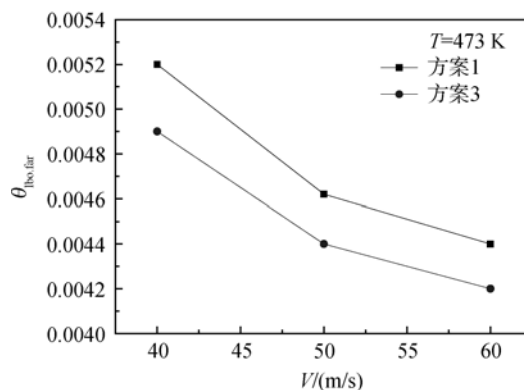


图11 方案1和方案3贫油熄火油气比随进口速度的变化

Fig. 11 Lean blowout fuel-air ratio versus inlet airflow velocity of scheme 1 and scheme 3

小5%,减小的幅度不大.图12是方案2和方案4在燃烧室进口温度为473K时贫油熄火油气比随进口速度的变化,可以看出方案2和方案4的变化规律与方案1和方案3的变化规律相似,不同的是,对方案2和方案4而言,内旋流器空气流量的减少使得三级轴向旋流器燃烧室的贫油熄火油气比约减小12%,减小的幅度较方案1和方案3的减小幅度大.

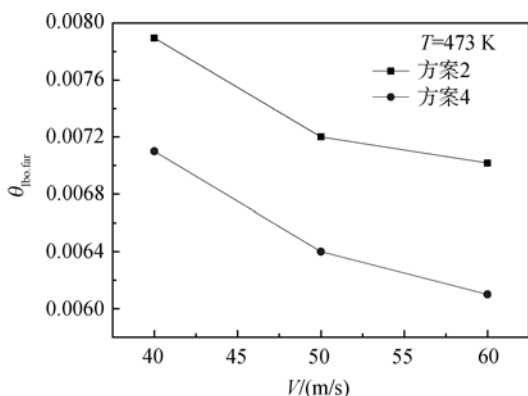


图12 方案2和方案4贫油熄火油气比随进口速度的变化
Fig. 12 Lean blowout fuel-air ratio versus inlet airflow velocity of scheme 2 and scheme 4

3 结论

研究中设计了单头部矩形三级轴向旋流器燃烧室试验件,在进口压力为常压、进口温度为303,473K时,开展了不同进口速度(40~60 m/s)和不同三级轴向旋流器方案下的燃烧室贫油熄火性能的试验研究,获得了如下结果:

1) 随着进口速度、进口温度的增加,三级轴向旋流器燃烧室的贫油熄火油气比减小,进口温度的升高对贫油熄火性能的影响显著.

2) 旋向组合为顺时针-逆时针-顺时针方案的贫油熄火性能优于旋向组合为逆时针-逆时针-顺时针方案的贫油熄火性能,且前者在进口温度为473K时,贫油熄火油气比大多在0.005以下.

3) 内旋流器空气流量的减小可使得贫油熄火油气比有所减小,但减小的幅度不大.

下一步工作将开展对三级轴向旋流器燃烧室的油雾场、冷态流场等研究,进一步揭示燃烧室进口参数和三级轴向旋流器结构参数对三级轴向旋流器燃烧室性能影响的变化规律.

参考文献:

[1] 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.

- [2] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA 85-1292,1985.
- [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(3):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, Lambiez 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分册[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.