

文章编号:1000-8055(2011)08-1756-05

气量分配对轴径向旋流杯燃烧室贫熄边界的影响

谢 法, 黄 勇, 苗 辉, 胡 斌

(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: 针对轴径向旋流杯燃烧室, 研究了头部进气面积及主燃孔布局对此类燃烧室贫熄特性的影响. 实验结果表明: 减小一级轴向旋流器进气面积和增加主燃孔个数对燃烧室贫熄性能有较大影响. 一级进气面积减小 20% 可拓宽贫熄边界 9.7%; 增加主燃孔为 4 个时, 燃烧室贫熄边界变宽约 7.6%. 此外, 增加一级进气面积 20%, 改变二级进气面积 20% 及改变主燃孔个数为 2 个等情况对燃烧室贫熄边界影响较小.

关 键 词: 燃烧室; 轴径向旋流杯; 气量分配; 主燃孔布局; 贫油熄火

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of airflow split and primary holes arrangement on the lean blowout limits of a combustor with axial-radial swirl cup

XIE Fa, HUANG Yong, MIAO Hui, HU Bin

(National Key Laboratory Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: An experiment was conducted for studying the effect of the variations of dome air entry areas and the arrangements of primary holes on the lean blowout (LBO) limits of a single dome rectangular model combustor with axial-radial swirl cup. The experimental results show that the decrease of air entry areas of the primary axial-swirler and the increase of primary holes' number have great effect on the LBO limits of the combustors. Decreasing of air entry areas into the primary axial-swirler by 20% will improve the combustor lean blowout limits about 9.7%, and increase of the number of primary holes to 4 will improve the combustor lean blowout limits about 7.6%. Besides, increase of air entry areas into the primary axial-swirler by 20%, change of air entry areas into the secondary radial-swirler by 20% and change of the number of primary holes to 2 have little effect on the combustor LBO limits.

Key words: combustor; axial-radial swirl cup; airflow split;
primary hole arrangements; lean blowout

现代高性能军用燃气涡轮发动机技术的发展, 要求增加压气机压比以提高循环效率, 要求增加涡轮进口温度以提高单位推力, 而燃烧室是飞

机上一切动力的来源, 由此燃烧室部件设计技术将向高温升和高热容燃烧方向发展^[1]. 燃烧室高温升的需求必将导致燃烧室在低功率时的贫油熄

收稿日期: 2010-07-25; 修订日期: 2010-11-10

作者简介: 谢法(1981—), 男, 山西神池人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧方面的研究.

火(lean blowout,简称 LBO,以下亦简称贫熄)性能变差,正常工作包线变窄,高空再点火能力的变差等,这显然是航空设计中所不允许的^[2]。一般要求燃烧室的贫油熄火边界低于 0.005^[3]。

关于燃烧室的贫油熄火问题,国内外学者已经做了大量的研究工作并提出了许多有价值的贫油熄火预测关系式,如 Longwell 等^[4]提出的均匀搅拌器模型,Zukowskil 和 Marble^[2]提出的回流区点火模型,Plee 和 Mellor^[3]提出的特征时间模型,以及 Ballal 和 Lefebvre^[5-6]提出的 Lefebvre 模型等。在这些贫油熄火预测模型中,Lefebvre 模型被广泛应用,但在该模型中用到的反应体积是整个主燃区的体积,参与燃烧的空气量是主燃区的空气量,然而实际情况并不是这样的。谢法等^[7]通过可视化实验证明了:当燃烧室接近熄火时,火焰体积远远小于燃烧室主燃区体积。徐浩鹏等^[8]采用堵旋流器的方法研究了双级径向旋流器燃烧室改变气量分配对燃烧室贫油熄火边界的影响。实验中对旋流器使用了前堵的方法。结果表明:燃烧室接近熄火时,参与燃烧的空气量主要来自一级旋流器。这说明 Lefebvre 模型在预测贫油熄火油气比时会带来较大误差。Ateshkadi 等^[9-10]通过对 Lefebvre 模型的修改,提出了用于旋流稳定火焰燃烧室的贫油熄火模型,但在该模型中只考虑了旋流数、旋向、文氏管等参数变化对燃烧室贫熄性能的影响。Mongia 等^[11-14]的研究表明:用现有的贫熄模型来预测一些先进燃烧室的贫熄边界会带来较大误差,并在此基础上提出预测燃烧室贫熄边界的混合模型,该模型将 Lefebvre 贫熄经验关系式作为燃烧室预定的贫熄边界输入值,然后利用计算流体力学软件迭代的方法来找到燃烧室的熄火边界,这在一定程度上提高了对贫熄边界的预测,但该模型的物理意义不明确。

为了找到确定熄火时的火焰体积和参与燃烧的空气量的方法,同时为冷态数值计算提供大量有用的实验数据以完成对 Lefebvre 贫熄关系式的进一步改进,本文研究了轴径向旋流杯燃烧室改变气量分配及主燃孔布局对贫熄边界的影响。

1 实验介绍

关于整个实验系统和模型燃烧室的详细介绍,见文献[15]。在实验测量系统中,气路系统中测量的量包括实验段进口压力,来流空气流量,实验段出口压力和实验段出口温度。油路系统中测量的量主要是供油管压力。所有压力的测量

采用了压阻式压力传感器,空气流量的测量采用了涡街流量计,温度通过 K 型铠装热电偶测量。整个实验过程通过操作面板控制,操作面板上显示上述测量的所有量。最终的实验数据通过数据采集系统采集到计算机中。本次实验中只对部分实验件进行了加工。其中,包括 3 种不同的一级轴向旋流器,3 种不同的二级径向旋流器和 3 种不同的主燃孔结构。

1.1 实验件

图 1 为火焰筒头部轴径向旋流杯结构,它由一级轴向旋流器、二级径向旋流器、文氏管、套筒组成。实验过程中通过改变一级轴向旋流器的内径 D 来改变一级旋流器的进气面积进而改变进气量。通过改变二级径向旋流器的叶片宽度,也即图 2 中的 B 来改变二级旋流器的进气量。一、二级旋流器的进气面积变化如表 1 和表 2 所示。在表 1 和表 2 中,基准(basis)分别代表一、二级旋流器参考进气面积所对应的旋流器结构,Ⅰ和Ⅱ分别代表在保证旋流数不变的情况下,与基准结构相比增大和减小进气面积约 20% 所对应的旋流器结构。 A 和 C 分别代表一、二旋流器的进气面积; A_i/A_{basis} 表示在一级轴向旋流器中,其他旋流器结构的进气面积与基准轴向旋流器结构进气面积的比值; C_i/C_{basis} 表示在二级径向旋流器中,其他径向旋流器结构的进气面积与基准旋流器结构进气面积的比值。

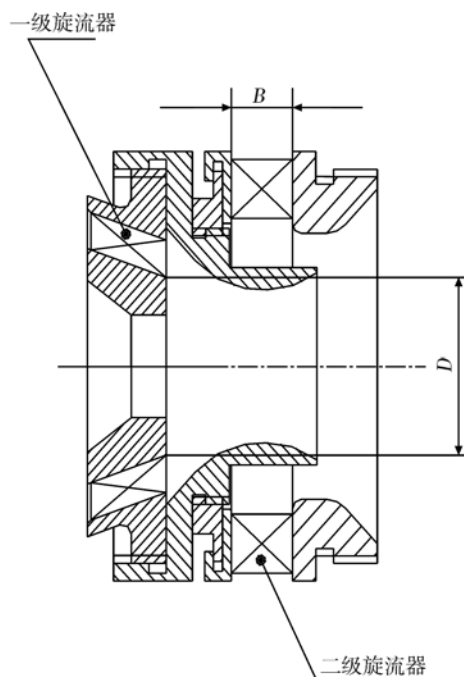


图 1 轴径向旋流杯结构

Fig. 1 Sketch of axial-radial swirl cup

表 1 一级轴向旋流器进气面积变化

Table 1 Variations of inflow areas of the primary axial-swirler

结构	A/mm^2	A_i/A_{basis}
基准	144.6	
I	171.2	1.1840
II	113.3	0.7835

表 2 二级径向旋流器进气面积变化

Table 2 Variations of inflow areas of the secondary radial-swirler

结构	C/mm^2	C_i/C_{basis}
基准	190.7	
I	223.4	1.1715
II	141.7	0.7431

为了考虑主燃孔布局对燃烧室贫熄边界的影响,实验中通过改变孔的个数而保持主燃孔总进气面积不变来实现.实验中设计的主燃孔主要包括 2 孔、3 孔和 4 孔三种结构,具体参数如表 3 所示,其中 ϕ 代表各个主燃孔直径.

表 3 不同主燃孔布局

Table 3 Different arrangements of primary holes

结构	直径			
	ϕ_1/mm	ϕ_2/mm	ϕ_3/mm	ϕ_4/mm
基准	13.0	9.2	9.2	
I	13.0		13.0	
II	11	6.9	6.9	11

1.2 实验内容及方案

实验主要研究 3 种不同的一、二级轴径向旋流器进气量及 3 种不同的主燃孔布局对轴径向旋流杯结构燃烧室贫熄边界的影响.为了与双径向旋流杯结构燃烧室结果进行比对,实验中选定的工况与文献[7]中设定的相同,详见文献[7].实验方案如表 4 所示.

为了研究轴径向旋流杯燃烧室中一、二级旋流器进气量变化对贫熄边界的影响,实验中保持旋流器的旋流强度不变,通过改变旋流器的进气面积来改变进气量.在实验过程中,当研究某个实验件结构参数对燃烧室贫熄边界的影响时,其他实验件都取基准结构.

表 4 实验方案

Table 4 Experimental scheme

方案	一级旋流器	二级旋流器	主燃孔布局
1	基准	基准	基准
2	I	基准	基准
3	II	基准	基准
4	基准	I	基准
5	基准	II	基准
6	基准	基准	I
7	基准	基准	II

2 实验结果及分析

在实验过程中,通过缓慢调节燃油流量同时调节气动阀以使空气流量保持不变的情况下做贫熄实验.当燃烧室熄火时,燃烧室内的温度在瞬间会发生突变,根据空气动力学的知识,空气流量在瞬间也将会突然变大很多,实验中正是根据空气流量的这个突变来确定燃烧室内是否熄火.为了保证实验结果的精确性,每种工况都做 3 次以上实验.

贫油熄火边界,也即贫油熄火油气比是由贫油熄火时的燃油流量除以空气流量得到的,计算公式如下:

$$q_{\text{lbo}} = \frac{\dot{m}_{\text{f,lbo}}}{\dot{m}_{\text{a,lbo}}} \quad (1)$$

在公式(1)中, q_{lbo} 为贫熄边界, $\dot{m}_{\text{f,lbo}}$ 为熄火时的燃油流量, $\dot{m}_{\text{a,lbo}}$ 为熄火时的空气流量.

2.1 一级轴向旋流器进气量的影响

一级轴向旋流器进气面积变化对燃烧室贫熄边界的影响如表 5 所示.从表 5 中实验结果可以得出,增大一级轴向旋流器进气面积 20% 后的熄火油气比与基准结构相比,几乎没有多大变化;而减小一级轴向旋流器进气面积 20% 后的熄火油气比与基准结构相比有明显的减小.可见,减小一级轴向旋流器进气量对燃烧室的贫熄边界有较大影响,减小一级轴向旋流器进气面积 20% 可拓宽贫熄边界约 9.7%.

其原因是,增大一级轴向旋流器进气量使燃烧室头部喷嘴附近的局部油气比减小,这对拓宽整个燃烧室的贫熄边界不利,但与此同时局部油气比的增大对雾化质量的提高又有较大帮助,雾化质量的提高使燃油液滴尺寸变小,蒸发变快,因为液体燃烧是先蒸发后燃烧,所以这使得有效燃

油变多,对改善燃烧室贫熄性能又是有利的,所以两方面的综合作用使得增大一级轴向旋流器进气量对贫熄边界影响不大.此外,减小一级轴向旋流器进气量会使燃烧室头部喷嘴附近的局部油气比增大,这对拓宽燃烧室的贫熄边界是有利的,此时虽然燃油的雾化质量会稍微变差,但喷嘴附近的燃油蒸发量相对基准结构而言还是较大的.所以,对轴径向旋流杯燃烧室来时,减小一级轴向旋流器进气量对拓宽整个燃烧室的贫熄边界是有利的.

表 5 一级轴向旋流器进气面积变化 20%

对贫熄边界的影响

Table 5 Effect of variations of inflow areas of the primary axial-swirler on the LBO limits

一级轴向 旋流器	二级径向 旋流器	主燃孔 布局	熄火 边界
基准	基准	基准	0.005 1
基准	基准	基准	0.005 2
基准	基准	基准	0.005 2
I	基准	基准	0.005 1
I	基准	基准	0.005 0
I	基准	基准	0.005 2
II	基准	基准	0.004 7
II	基准	基准	0.004 7
II	基准	基准	0.004 6

2.2 二级径向旋流器进气量的影响

二级径向旋流器进气面积变化对燃烧室贫熄边界的影响如表 6 所示.从表 6 中可以看出:在同

表 6 二级径向旋流器进气面积变化 20%

对贫熄边界的影响

Table 6 Effect of variations of inflow areas of the secondary radial-swirler on the LBO limits

一级轴向 旋流器	二级径向 旋流器	主燃孔 布局	熄火 边界
基准	基准	基准	0.005 1
基准	基准	基准	0.005 2
基准	基准	基准	0.005 2
基准	I	基准	0.005 0
基准	I	基准	0.005 1
基准	I	基准	0.005 0
基准	II	基准	0.004 9
基准	II	基准	0.005 0
基准	II	基准	0.004 9

一工况中,每组实验的可重复性较好.二级径向旋流器进气面积变化 20% 后的熄火油气比与基准结构的熄火油气比相比,变化不大.除去实验误差的影响几乎可以忽略.

表 6 结果的原因是:由于二级径向旋流器进气面积占燃烧室总进气面积的比例较小,所以二级径向旋流器进气面积的变化对燃烧室其他孔进气量的变化影响很小,而接近熄火时,燃烧室的贫熄性能主要决定于里喷嘴附近的局部油气比及其雾化情况,也即主要受一级轴向旋流器进气情况的影响.因此,对轴径向旋流杯燃烧室来说,二级径向旋流器进气量的变化对燃烧室熄火边界的影响较小.

2.3 主燃孔布局的影响

在主燃孔总穿孔面积不变的情况改变主燃孔布局对轴径向旋流杯燃烧室贫熄边界的影响结果如表 7 所示.从表 7 中可以得出:当主燃孔个数为 2 时,贫熄边界相对于基准结构而言增大约 2%,变化不大.当主燃孔个数为 4 个时,贫熄边界相对于基准结构减小了约 7.6%,也即增加主燃孔个数对贫熄边界的影响较大.

表 7 主燃孔布局对贫熄边界的影响

Table 7 Effect of primary hole arrangements on the LBO limits

一级轴向 旋流器	二级径向 旋流器	主燃孔 布局	熄火 边界
基准	基准	基准	0.005 1
基准	基准	基准	0.005 2
基准	基准	基准	0.005 2
基准	基准	I	0.005 2
基准	基准	I	0.005 4
基准	基准	I	0.005 2
基准	基准	II	0.004 7
基准	基准	II	0.004 8
基准	基准	II	0.004 8

表 7 结果的原因是:在本实验设计中,主燃孔的穿透深度已经不是影响轴径向旋流杯燃烧室贫熄性能的关键因素,这一点已在本课题组他人所做的数值计算中得到验证.而此时影响贫熄性能的关键因素是气流的均匀性以及流场结构的对称性,当增加主燃孔个数时,穿过主燃孔的气流分布变得相对更加均匀,气流均匀性好对火焰稳定有

利,所以燃烧室的贫熄性能会得到改善;相反,减少主燃孔个数,气流分布均匀性会变差,燃烧室的贫熄性能也会变差。

2.4 误差分析

在贫熄实验过程中,贫熄边界是由熄火点时的燃油质量流量除以空气质量流量得到的。因此,贫熄实验的误差主要是由这两方面引起。燃油流量和空气质量流量又是由压力表和流量计来控制的,而这些仪表又是通过人工调节的,因此计算贫熄实验误差时应按照误差传播的方法计算。通过分析计算可得,本次贫熄实验的误差在 $\pm 3\%$ 之内。其中影响实验测量精度的主要因素是气体流量计的脉动和实验过程中各种压力表的人工操作。

3 结 论

结合以上实验分析,可以得出实验范围内的如下结论:

1) 对于轴径向旋流杯燃烧室来说,减小一级进气面积后的熄火油气比小于基准结构的熄火油气比,即减小一级进气面积有利于拓宽此类燃烧室的稳定工作范围。减小一级进气面积20%可拓宽燃烧室贫熄边界约9.7%。

2) 在保证主燃孔总进气面积不变时的情况下,增加主燃孔个数有利于拓宽贫熄边界,当主燃孔个数为4个时,贫熄边界较基准结构拓宽7.6%。

3) 对于此类燃烧室,增加一级进气面积,改变二级进气面积及减少主燃孔个数对燃烧室的贫熄边界影响较小。

参考文献:

- [1] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA Paper 85-1292, 1985.
- [2] Zukowski E E, Marble F E. The role of wake transition in the process of flame stabilization on bluff bodies[M]// AGARD Combustion Researches and Reviews. London: Butterworth Scientific Publishers, 1955: 167-180.
- [3] Plee S L, Mellor A M. Characteristic time correlation for lean blowoff of bluff-body-stabilized flames[J]. Combustion and Flame, 1979, 35: 61-80.
- [4] Longwell J P, Frost E E, Weiss M A. Flame stability in bluff body recirculation[J]. Journal of Industrial and Engineering Chemistry, 1953, 45(8): 1629-1633.
- [5] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. Journal of Engineering for Power, 1979, 101(3): 343-348.
- [6] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent heterogeneous fuel/air mixtures[J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102(2): 416-421.
- [7] XIE Fa, HUANG Yong, WANG Fang, et al. Visualization of the lean blowout process in a model combustor with a swirl cup[R]. ASME Paper 2010-GT-22534, 2010.
- [8] 徐浩鹏, 王方, 黄勇, 等. 头部气量分配对旋流杯结构燃烧室贫熄性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 347-352.
XU Haopeng, WANG Fang, HUANG Yong. Effects of flow split among swirlers and primary holes on the lean blow-off limits of a combustor with swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 347-352. (in Chinese)
- [9] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Effect of mixer geometry on fuel spray distribution, emission and stability[R]. AIAA Paper 98-0247, 1998.
- [10] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Lean blow-out model for a spray-fired swirl-stabilized combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(1): 1281-1288.
- [11] Mongia H C, Vermeersch M, Thomsen D D, et al. A simple reactor based approach for correlating lean blowout of turbo-propulsion engine combustors [R]. AIAA Paper 2001-3240, 2001.
- [12] Mongia H C, Michael L, Vermeersch M, et al. Data reduction and analysis (DRA) for emissions and lean blowout [R]. AIAA Paper 2003-0823, 2003.
- [13] Mongia H C. Perspective of combustion modeling for gas turbine combustors[R]. AIAA Paper 2004-156, 2004.
- [14] Mongia H C. Recent progress in comprehensive modeling of gas turbine combustion [R]. AIAA Paper 2008-1445, 2008.
- [15] 徐浩鹏. 旋流杯结构燃烧室下游流场特性及贫油熄火特性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
XU Haopeng. A research of the downstream flowfields and lean blowout limits of combustors with swirl cups[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)