气量分配对双轴向旋流器燃烧室贫熄性能影响

谢 法 黄 勇 苗 辉 陈海刚

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘 要:针对采用双轴向旋流杯结构的某单头部矩形燃烧室,实验研究了头部进气面积及主燃孔布局对燃烧室贫熄特性的影响. 实验结果表明:一、二级旋流器进气面积的变化对燃烧室贫油熄火性能有很大影响. 一级进气面积增加20%可拓宽贫熄边界11.8%;二级进气面积增加20%可拓宽贫熄边界16.6%. 相反,减小一、二级旋流器进气面积都使燃烧室的贫熄性能变差. 此外,主燃孔布局的变化对燃烧室贫熄边界几乎没有影响.

关 键 词: 燃烧室; 双轴向旋流器; 贫油熄火实验; 气量分配

中图分类号: V 231.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)11-1456-05

Effects of airflow split and primary holes arrangement on lean blowout limits of combustor with dual-axial swirlers

Xie Fa Huang Yong Miao Hui Chen Haigang

(National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An experimental research was conducted for the effect of the variations of dome air entry areas and the arrangement of primary holes on the lean blowout (LBO) limits of a single dome rectangular model combustor with dual-axial swirl cups. The experimental results show that the variations of air entry areas into the swirlers will have great effect on the LBO performance of the combustors. Increasing the air entry area into the primary swirler by 20% will improve the combustor lean blowout limits about 11.8%, and increasing the air entry area into secondary swirler by 20% will improve the combustor lean blowout limits about 16.6%. On the contrary, the decrease of the air entry areas of the swirlers will deteriorate the LBO performance. Besides, the arrangement of primary holes has little effect on the combustor LBO limits.

Key words: combustor; dual-axial swirlers; lean blowout experiment; airflow split

为了提高航空发动机的推重比,就必须增加涡轮入口温度,也就是要求燃烧室具有高温升,这就使燃烧室在低功率时的贫油熄火边界变窄[1]. 另一方面,随着对飞机排放要求的日益严格使得发动机只能在较低的油气比下长期工作并且保证不熄火,一般要求发动机的熄火油气比不高于0.005[2].

燃烧室头部燃烧过程的组织是一个值得重点研究的方面. 几十年来,出于对减少冒烟和拓宽稳定工作范围的需要,头部旋流器的级数从单级发展到双级、三级,喷嘴形式从压力雾化喷嘴发展到气动雾化喷嘴、组合式雾化喷嘴等[3]. 旋流杯是由两级反向旋转的旋流器、文氏管、套筒以及离心喷嘴组成的一种新型旋流组合形式,由于它能有效改善燃烧室火焰稳定性能和燃油雾化质量,加强湍流混合,降低排气污染,因此在一些先进发动机燃烧室上被广泛采用[4].

有关燃烧室贫油熄火性能的研究,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熄模型. 在这些贫熄模型中,Lefebvre 模型被广泛采用[5-8]. 但在该模型中,火焰体积是整个燃烧室的体积,参与燃烧的空气量是整个来流空气

收稿日期: 2010-07-8; **网络出版时间**: 2011-11-23 15:06; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20111123.1506.007

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20111123.1506.007.html

作者简介: 谢 法(1981 -),男,山西神池人, 博士生,xiefa@sjp.buaa.edu.cn.

量. 然而,事实并非如此. 在文献[9 – 11]的研究中发现:当燃烧室快要熄火时,火焰只存在于燃烧室头部的一小部分空间,这意味着参与燃烧的空气量远远小于来流空气量,这说明 Lefebvre 模型在预测贫油熄火油气比时会带来较大误差. 在文献[12 – 15]中,通过将 Lefebvre 贫熄模型和三维数值模拟相结合的方法来预测燃烧室的贫熄性能. 在文献[16 – 18]中使用了这种预测方法,结果表明:这种方法在一定程度上改进了对贫熄的预测. 在文献[19 – 20]中考虑了燃烧室头部结构变化对燃烧室贫熄性能的影响并在统计实验的基础上对 Lefebvre 模型进行了改进,但改进后的贫熄模型普适性差且预测精度不高. 在文献[21 – 22]中用实验的方法验证了目前存在的贫油熄火经验关系式预测精度太低,无法达到预测的目的.

为了改进燃烧室贫熄模型的预测精度,就必须积累大量的实验数据. 在文献[23]中研究了双径向旋流杯结构燃烧室改变旋流器和主燃孔进气面积对贫熄边界的影响. 研究表明:半堵一级旋流器对燃烧室的贫熄油气比影响很大,而半堵二级旋流器对燃烧室的贫熄油气比影响很小. 此外,半堵主燃孔使燃烧室的贫熄性能变差. 而对轴向旋流杯结构燃烧室的一些参数对贫熄性能的影响的研究尚少,仅在文献[24]中见到. 为了进一步弄清轴向旋流杯结构燃烧室头部气量分配及主燃孔布局对燃烧室贫熄边界的影响,在原有实验件的基础上设计了新的实验件并且制定了实验方案,希望能为今后高精度贫油熄火经验关系式的改进提供有力的数据支持.

1　实验介绍

1.1　实验系统及模型燃烧室

在文献[23 – 25]中对整个实验系统已做了详细介绍,在此不再累述.

模型燃烧室采用某单头部矩形燃烧室,该模型燃烧室包含一个头部,设计取自某全环燃烧室的 1/18,详细设计见文献[11,23]. 在火焰筒上设计了主燃孔、掺混孔和冷却孔等. 火焰筒头部是由两级轴向旋流器、文氏管、挡溅盘等组成,真实模拟了实际火焰筒的头部结构. 为了防止火焰筒被烧坏,火焰筒侧壁采用了侧板冷却. 模型燃烧室结构如图 1 所示.

图 2 为模型燃烧室中的双轴向旋流器结构的示意图,它由一级轴向旋流器、二级轴向旋流器,文氏管和套筒组成. 在实验中,一级旋流器的进气面积的变化通过改变 D_1 实现,二级旋流器的进气面积的变化通过改变 D_2 实现. 一、二级旋流器进气面积的变化与进气量的变化几乎相同. 一、二级旋流器进气面积变化如表 1,表 2 所示. 其中,A 和 A'分别代表基准结构中一、二级旋流器的进气面积,A_1 和 A_2 分别代表变化后的一、二级旋流器进气面积,β_1 和 β_2 分别代表一、二级旋流器的旋流角度.

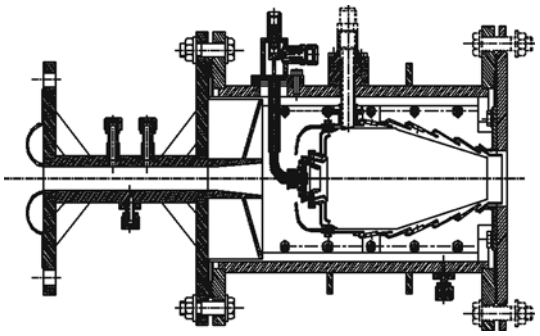

图 1　模型燃烧室结构图

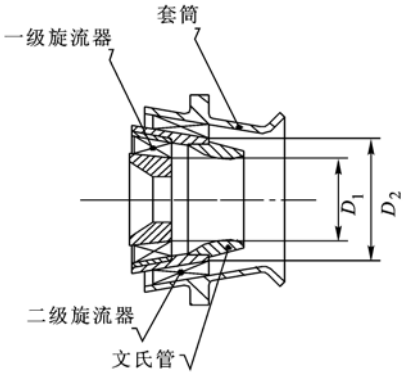

图 2　双级轴向旋流器结构

表 1　一级轴向旋流器面积

名称	A/mm^2	β_1/(°)	A_1/A
基准	147.5	40	
Ⅰ	178.8	40	1.212 2
Ⅱ	111.4	40	0.755 3

表 2　二级轴向旋流器面积

名称	A'/mm^2	β_2/(°)	A_2/A'
基准	186.6	45	
Ⅰ	223.0	45	1.195 1
Ⅱ	150.4	45	0.806 0

1.2　主燃孔布局

为了研究主燃孔大小对贫熄边界的影响,在保证主燃孔总进气面积不变的情况下,实验中设计了 3 种主燃孔结构,主燃孔个数分别为 2,3,4. 不同的主燃孔布局见表 3,其中 ϕ_i 表示各个孔的直径.

1.3　实验方案

实验方案如表 4 所示,实验过程中为了分别

研究一、二级旋流器及主燃孔参数对燃烧室贫油熄火性能的影响,将实验分成3组进行.为了验证实验的可重复性,每组实验重复做3次.为了进行比对,实验工况与文献[23]设定成一样.设定为:实验段来流压力为271.5 kPa,实验段来流温度为288 K,来流空气流量为0.55 kg/s,燃烧室出口压力为220 kPa.

表3 主燃孔布局 mm

名称	ϕ_1	ϕ_2	ϕ_3	ϕ_4
基准	13.0	9.2	9.2	
Ⅰ	13.0		13.0	
Ⅱ	11	6.9	6.9	11

表4 实验方案

实验分组	一级	二级	主燃孔布局	工况编号
第1组	基准	基准	基准	101
	Ⅰ	基准	基准	102
	Ⅱ	基准	基准	103
第2组	基准	Ⅰ	基准	201
	基准	Ⅱ	基准	202
第3组	基准	基准	Ⅰ	301
	基准	基准	Ⅱ	302

在实验过程中,保持空气流量不变,通过调节供油压力来改变燃油流量直至燃烧室内发生熄火,熄火点的确定是根据空气流量的突变点来完成的.

2 实验结果与分析

2.1 一级轴向旋流器进气面积的影响

改变一级轴向旋流器进气面积对燃烧室贫熄油气比的影响见图3.从图3中可以得出:在同一工况下,3次实验结果的误差不超过2%.增大一级旋流器进气面积20%可拓宽燃烧室贫熄边界约11.8%;相反,减小一级旋流器进气面积20%将使燃烧室贫熄边界变窄约17.2%.其可能原因是:当一级轴向旋流器进气量增大时,文氏管上的油膜变薄,从而提高燃油雾化效果,使得油珠的尺寸变小,这些小尺寸的油珠能被卷入回流区参与燃烧,正是由于这些小尺寸油珠的卷入使得主燃区的局部油气比相对于基准结构而言变大,燃烧室的整体贫熄性能变好,稳定工作范围变宽.此外,本次实验中减小一级旋流器进气面积相当于对一级旋流器进行了后堵,后堵一级旋流器使得一级旋流器进气量减小,一级旋流器进气量减小使得其附近燃油的雾化效果变差,油珠尺寸变大,这些大尺寸的油珠难以被卷入回流区,这样一来主燃区的局部油气比相对于基准结构而言变小,这对整个燃烧室的贫熄性能是不利的,所以减小一级轴向旋流器进气量使得整个燃烧室的贫熄边界变窄.

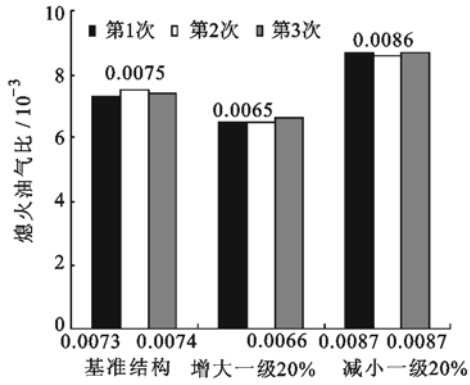

图3 一级轴向旋流器进气面积对贫熄油气比的影响

2.2 二级轴向旋流器进气面积的影响

改变二级轴向旋流器进气面积对燃烧室贫熄油气比的影响见图4.

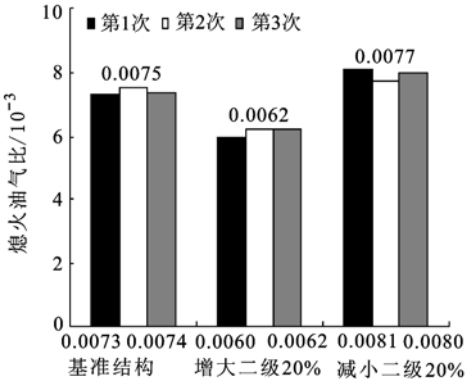

图4 二级轴向旋流器进气面积对贫熄油气比的影响

从图4中可知:在同一工况下,3次实验结果的误差不超过3.3%.增大二级旋流器进气面积20%可拓宽燃烧室贫熄边界约16.6%;相反,减小二级旋流器进气面积20%将使燃烧室贫熄边界变窄约7.2%.其原因是:当燃烧室接近熄火时,影响燃油雾化的空气主要来自一级旋流器,所以此时被卷入回流区的油珠数量与基准结构相当,当二级旋流器进气面积增大时,也即二级旋流器进气量增加时,相对于基准结构来说相当于减少了一级旋流器的进气量,而一级旋流器进气量减小使燃烧室主燃区的局部油气比相对于基准结构变大,从而使燃烧室的总体贫油熄火性能变好,稳定工作范围变宽.相反,实验中对二级旋流器进气面积的减小也相当于对二级旋流器进行了后堵,后堵二级旋流器使得二级旋流器进气量减小,二级旋流器进气量的减小相当于增加了一级旋流器的进气量,一级旋流器进气量的增加使得燃烧室主燃区的局部油气比变小从而导致燃烧室总体贫油熄火性能变差,稳定工作范围变窄.

2.3　主燃孔布局的影响

主燃孔布局变化对燃烧室贫熄油气比的影响结果如图 5 所示.

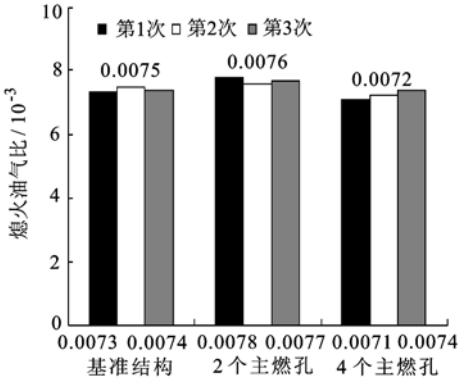

图 5　主燃孔布局变化对贫熄油气比的影响

从图 5 中可以看出:在同一工况下,每组实验的 3 次实验结果的误差不超过 4%. 在主燃孔总进气面积不变的情况下,当主燃孔个数为 4 个时,燃烧室的贫油熄火边界变宽约 2.3%;当主燃孔个数为 2 个时,燃烧室的贫熄边界变窄约 4.1%,除去误差影响,主燃孔大小对燃烧室贫熄边界几乎没有影响.

其原因可能是:在本实验系统中,主燃孔射流的穿透深度已经不是影响燃烧室贫油熄火性能的主要因素,在主燃孔总进气面积不变的情况下,改变孔的大小对燃烧室头部气量分配几乎没有影响,也即燃烧室头部局部油气比和雾化情况几乎没变,所以主燃孔大小的变化对燃烧室贫熄边界几乎没有影响.

2.4　实验误差分析

实验误差主要来源于以下几个方面:①气体流量和燃油流量的调节误差;②信号采集的误差;③实验系统密封性不好引起的误差;④实验仪表本身的误差;⑤喷嘴、流量计的标定误差等.

贫熄油气比是燃烧室在贫熄点时的燃油流量与空气流量的比值. 根据误差传播理论,实验中测得的贫熄油气比的误差是由这两部分误差累加得到. 在实验中,燃油流量和空气流量都是通过人工调节压力表来实现的,因此存在人工调节的误差;燃油流量是通过供油压力和燃烧室内的压力来计算的,既有各个压力表本身的精度误差,又有由压差变化引起的燃油流量计算的误差,还有喷嘴和流量计标定过程中的读数误差,反应时间差等. 因此,本次实验误差的计算公式如下:

$$\frac{\Delta f}{f}=\frac{1}{2}\left(\frac{\Delta P}{P}\right)_{\text{出口压力表}}+\frac{1}{2}\left(\frac{\Delta P}{P}\right)_{\text{供油压力表}}+\left(\frac{\Delta \dot{m}}{\dot{m}}\right)_{\text{气体流量计}}+\frac{1}{2}\left(\frac{\Delta \rho}{\rho}\right)_{\text{油密度变化}}+\left(\frac{\Delta V}{V}\right)_{\text{油流量标定误差}}+\left(\frac{\Delta t}{t}\right)_{\text{读数误差}}+\frac{1}{2}\left(\frac{\Delta P}{P}\right)_{\text{气体控制压力}}+\frac{1}{2}\left(\frac{\Delta P}{P}\right)_{\text{油控制压力}}=$$

$$\pm 0.0025\pm 0.0025\pm 0.022\pm 0.00125\pm 0.001\pm 0.001\pm 0.0031\pm 0.0068=$$

$$\pm 0.03925=\pm 3.93\%$$

从上述误差计算结果中可以看出,本次实验误差在 ±4% 之内. 其中,对实验精度影响最大是气体流量计,其次是仪表的人工调节.

3　结　论

综合前面的实验分析,可以得出实验范围内的一些重要结论:

1) 在实验范围内,增大一、二级旋流器进气面积都有利于拓宽燃烧室的贫熄边界. 增大一级旋流器进气面积 20% 可拓宽贫熄边界约 11.8%;增大二级旋流器进气面积 20% 可拓宽贫熄边界约 16.6%.

2) 对双级轴向旋流器燃烧室来说,在保证主燃孔总进气面积不变时的情况下,改变主燃孔大小对燃烧室贫熄边界几乎没有影响.

3) 对于此类燃烧室,通过后堵一、二级旋流器的办法将使燃烧室的贫熄性能变差,通过前堵的方法能否拓宽此类燃烧室的稳定工作范围需要进一步研究.

参考文献 (References)

[1] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA-85-1292,1985

[2] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. New York:McGraw-Hill,1983

[3] 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)

[4] Mellor A M. Design of modern turbine combustors[M]. London: Academic Press,1990

[5] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. Journal of Engineering for Power, 1979, 101:343 - 348

[6] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent heterogeneous fuel/air mixtures[J]. Journal of Engineering for Power,1980,102:416 - 421

[7] Lefebvre A H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency[J]. Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,

1985,107(1):24 - 37

[8] Ballal D R. Combustor stability & lean blowout[R]. AIAA-2004-3526,2004

[9] 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, et al. 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)

[10] 邓甜. 多点喷射燃烧室数值模拟研究[D]. 北京:北京航空航天大学能源与动力工程学院,2007
Deng Tian. Numerical simulation of multi-injection combustors [D]. Beijing: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007(in Chinese)

[11] Xie Fa, Huang Yong, Wang Fa, et al. Visualization of the lean blowout process in a model combustor with a swirl cup[R]. ASME-GT-2010-22534,2010

[12] Rizk N K, Mongia H C. Three-dimensional analysis of gas turbine combustors[J]. Journal of Propulsion, 1991, 7(3): 445 - 451

[13] Rizk N K, Mongia H C. Three-dimensional combustor performance validation with high-density fuels[J]. Journal of Propulsion, 1991, 6(5):660 - 667

[14] Mongia H C, Reynolds S R, Srinivasan R. Multidimensional gas turbine combustion modeling: applications and limitations [J]. AIAA Journal, 1986, 24(6):890 - 904

[15] Rizk N K, Mongia H C. Gas turbine combustor design methodology[R]. AIAA-86-1531,1986

[16] Mongia H C. A synopsis of gas turbine combustor design methodology evolution of last 25 years[R]. ISABE-2001-1086,2001

[17] Mongia H C. Perspective of combustion modeling for gas turbine combustors[R]. AIAA-2004-156,2004

[18] Mongia H C. Recent progress in comprehensive modeling of gas turbine combustion[R]. AIAA-2008-1445,2008

[19] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Lean blowout model for a spray-fired swirl-stabilized combustor[C]//Proceedings of the Combustion Institute, 2000:1281 - 1288

[20] Ateshkadi A. The effect of fuel/air mixer design parameters on the continuous and discrete phase structure in the reaction-stabilizing region[D]. USA: Mechanical and Aerospace Engineering, University of California, Irvine, 2000

[21] 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-2001-3240,2001

[22] Mongia H C, Michael L, Vermeersch M, et al. Data reduction and analysis (DRA) for emissions and lean blowout[R]. AIAA-2003-0823,2003

[23] 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:北京航空航天大学能源与动力工程学院,2007
Xu Haopeng. A research of the downstream flowfields and lean blowout limits of combustors with swirl cups [D]. Beijing: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007(in Chinese)

[24] 党新宪,赵坚行,吉洪湖. 试验研究双旋流器头部燃烧室几何参数对燃烧性能影响[J]. 航空动力学报,2007,22(10):1639 - 1645
Dang Xinxian, Zhao Jianxing, Ji Honghu. Experimental study of effects of geometric parameters on combustion performance of dual-stage swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10):1639 - 1645(in Chinese)

[25] 张玉芳. 燃烧室贫油熄火性能研究[D]. 北京:北京航空航天大学能源与动力工程学院,2007
Zhang Yufang. A research of the lean blowout limits of combustors[D]. Beijing: School of Jet Propulsion, Bejing University of Aeronautics and Astronautics University, 2007(in Chinese)

(编 辑:张 嵘)