

燃料组分差异对贫油熄火边界的影响

张捷, 周文杰, 杨晓奕
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了推进替代燃料的多元化,扩大航空燃料的组分分布。以标准航空煤油为基准,研究了柴油和高沸点费托油对燃烧室贫油熄火边界的影响。实验采用单头部燃烧室,通过改变燃烧室进出口压力,研究其熄火边界的变化规律,并分析了其与理化性质和组成的关联关系。结果显示在 220 kPa 的出口压力下,航空煤油的熄火性能略优于另外两种燃油,高沸点费托油相比航空煤油熄火边界窄 5%,而在 140 kPa 的低压条件下,高沸点费托油的熄火边界相比航空煤油拓宽了 8%。分析得到整体上低沸点烷烃和直链烷烃的熄火性能较好。

关 键 词: 燃烧室; 燃料组分; 理化性质; 碳数; 贫油熄火

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Influence of fuel composition difference on lean blow out

ZHANG Jie, ZHOU Wenjie, YANG Xiaoyi

(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to promote the diversification of alternative fuels and expand the compositional distribution of aviation fuels, the single-head combustor was adopted to investigate the effects of diesel oil and high-boiling-point Fischer-Tropsch fuel (FT) on the lean blowout of combustor compared with standard jet fuel. The boundaries of lean blowout (LBO) were researched by changing the pressure at the inlet and outlet of the combustor, and the correlation of LBO with physical and chemical properties as well as compositions was discussed. The results showed that the LBO of jet fuel was slightly better than that of the alternative fuels under the outlet pressure of 220 kPa, while high boiling point Fischer-Tropsch fuel's LBO was 5% narrower than that of jet fuel's. At the pressure of 140 kPa, the LBO of high boiling point Fischer-Tropsch fuel broadened by 8% than that of jet fuel. The analysis shows that low-boiling alkanes and straight-chain alkanes have a better performance in LBO.

Key words: combustor; fuel composition; physical and chemical properties; carbon number; lean blow out

贫油熄火边界是航空发动机燃烧室的一项重要性能指标,影响飞机的稳定工作范围,点火和
高空再点火性能。随着近年来欧美国家对航空发动机污染物排放的更加严格的限制^[1-2],低排放的

收稿日期: 2017-07-22
基金项目: 国家重点研发计划政府间专项的支持(2016YFE0120100)
作者简介: 张捷(1993—),男,硕士生,主要从事替代燃料的贫油熄火研究。E-mail:286489573@qq.com
通讯作者: 杨晓奕(1968—),女,教授、博士生导师,博士,主要研究方向为航空替代燃料制备及性能。
E-mail:yangxiaoyi@buaa.edu.cn

引用格式: 张捷,周文杰,杨晓奕. 燃料组分差异对贫油熄火边界的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(11):2620-2625. ZHANG Jie, ZHOU Wenjie, YANG Xiaoyi. Influence of fuel composition difference on lean blow out[J]. Journal of Aerospace Power, 2018,33(11):2620-2625.

新型航空替代燃料的实用化进程也在加速。实现替代燃料的“drop in”，也就是将替代燃料直接适用于现有的航空发动机，是替代燃料尽快进入市场的一种有效途径。因此为了扩大航空燃料的组分分布，探究其对于燃烧室贫油熄火的影响，有助于推进替代燃料的开发。

关于贫油熄火边界的研究可以追溯到 20 世纪 50 年代，其中 Longwell 等^[3]在 1953 年提出了回流区均匀搅拌器模型，并总结了一套公式，通过火焰吹熄速度、环境压力和钝体尺寸的函数判断回流区是否发生熄火。Ballal 和 Zukoski 等^[4-5]在 1955 年提出了回流区点火模型，如果新鲜气体在回流区边缘与高温燃气的接触时间大于其着火延迟时间，则气体能被点燃，从而维持火焰稳定，这是通过时间项来判断是否发生熄火。而到了 20 世纪七八十年代，Lefebvre 等^[6-7]对均匀搅拌反应器模型(PSR)进行了改进，提出了被后来研究者广泛运用的 Lefebvre 公式。Mellor 等^[8-9]对特征时间模型(CT)进行了改进，采用油滴蒸发时间、化学反应时间和剪切层停驻时间来预测贫油熄火边界。之后随着数值模拟技术的发展，Mongia 等^[10]将 Lefebvre 模型与 CFD 技术结合，提出了多维分析法。Kim 等^[11]探究了大涡模拟对于钝体火焰的速度场和温度场的预测。北航的胡斌、黄勇等^[12-13]在 PSR 理论的基础上，对于 Lefebvre 的贫油熄火边界模型进行了改进，通过实验建立燃烧室冷态流场与热态贫油熄火边界的关系。王慧汝和金捷^[14]通过 RANS 求解的燃烧流场提出了通过当地 Da (Damkohler number)来判断每个网格内的局部火焰的稳定性，再进行整体分析来预测燃烧室贫油熄火边界。

现有的贫油熄火研究主要集中于燃烧室结构的影响，以及对提高数值模拟预测方法精度的探究，而对于燃料组分对熄火的影响探究很少。NASA 曾于 2008 年组织了多个国家的航空公司和研究机构对于替代燃料的发动机性能以及飞行性能进行了测试^[15]，但并没有给出燃料对熄火的影响规律。本文对不同于航空煤油的燃料组分在航空发动机燃烧室不同的出口压力工况下的熄火变化进行了研究，探究了燃料组分对于熄火的影响规律。

1 燃料性质

1.1 理化性能测试方法

航空煤油是一种组分复杂的混合物，其主要成分是直链烷烃，支链烷烃，环烷烃以及芳香烃等，这

些组分共同作用，形成了航空煤油的理化性质。在燃烧室的熄火问题上，根据 Lefebvre 曾提出的经验预测公式，燃料的热值、雾化后的液滴大小、蒸发常数以及密度可能会对贫油熄火边界造成影响，为了探究这些性质对于熄火的影响，实验选取两种与航空煤油(标准航空煤油 RP-3)组分差异较大的燃料进行熄火实验，分别是柴油以及馏程在 260℃ 以上的高沸点费托油(以下简称高沸点费托油)。

对于这三种燃料分别进行了具体的理化性能测试，分别测定了燃料的密度、黏度、热值、表面张力和沸点(初馏点)，其中密度和黏度的测定温度为 293 K(20℃)。密度测定采用 SYA-1884A 型石油产品密度实验器，符合 GB/T1884-2000《石油和液体石油产品密度测定法(密度计法)》；黏度测定采用 SYD-265H 型石油产品运动黏度测定器，符合 GB/T265《石油产品运动黏度测定法和动力黏度计算法》和 SY/T5651《石油产品运动黏度试验器技术条件》；热值测定采用 HWR-15E(改进型)氧弹热量计，符合 GB/T384-1981《石油产品热值测定法》；表面张力测定采用 SFT-A1 表面张力仪，符合 ASTM/D1331-11《表面活性剂溶液表面和界面张力的标准试验方法》。沸点测量采用石油产品蒸馏测定仪，符合 GB/T6536《石油产品蒸馏测定法》。采用气相色谱仪(Agilent 7890/5975C)对三种燃料的组分进行了测定，分析计算其碳数分布以及组成类型。

1.2 理化性能测试结果及分析

图 1 所示为三种燃料的碳数分布图。

表 1 所示为燃料的族组成成分表。

从图 1 可以看出三种燃料在族组成及碳数分布组成有着较大的差异，航空煤油的组分主要是从 C8 到 C14，而柴油和高沸点费托油的组分则相对偏重，主要是从 C12 到 C21。柴油和高沸点费托油的碳数组成比较接近。而从结构组成方面，航空煤油中含有大致等量直链烷烃和支链烷烃，并有一定含量的环烷烃和芳香烃。柴油组分中直链烷烃占据了大部分，质量分数达到了 60%，而直链烷烃和环烷烃则相对航空煤油的质量分数较少，另外只含有微量芳香烃。而高沸点费托油由于其合成工艺，不含环烷烃和芳香烃，其质量分数 90%为直链烷烃，其余为支链烷烃。三种燃料的烷烃碳数分布和结构成分组成各具特点。探究这三种燃料的熄火边界变化，有助于分析得到碳数分布和族组成分布对于熄火边界的影响。

表 2 所示为测得的三种燃料的理化性质。

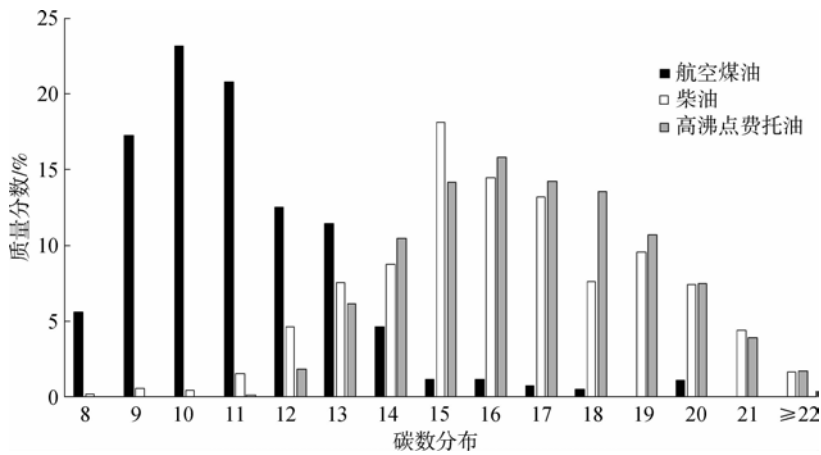


图 1 燃料碳数分布

Fig. 1 Fuel componen to fcarbon number

表 1 燃料族组分表
Table 1 Components of fuels

组分种类	质量分数/%		
	航空煤油	柴油	高沸点费托油
直链烷烃	33.51	60.28	90.54
支链烷烃	36.08	26.86	9.46
环烷烃	13.81	6.46	0
芳香烃	16.09	0.63	0

表 2 燃料理化性质
Table 2 Properties of fuels

理化参数	航空煤油	柴油	高沸点费托油
热值/(kJ/kg)	46 313.5	46 903.9	47 121.9
密度/(kg/m ³)	794	818.5	777
黏度/(mm ² /s)	1.587	5.541	5.123
表面张力/ (mN/m)	24.5	26.54	26.26
初馏点/K	433	453	533

三种燃料在热值、密度以及表面张力上的差距都不大,而柴油和高沸点费托油的黏度要大于航空煤油的黏度,约为其 3 倍以上,原因可能是其高碳数烷烃含量较多,增大了黏性。此外在沸点(初馏点)上,航空煤油和柴油较为接近,而高沸点费托油的沸点很高,这是由于其低碳数烷烃成分含量极少所导致的。从能量守恒的角度,热值越高的燃料单位质量和时间内释放的热量越多,其熄火边界应该越宽。从雾化的角度,黏度越大,越不利于燃油的雾化,其熄火边界应该越窄。而沸点也可能会影响在燃油在燃烧室内的蒸发雾化效

果,尤其是高沸点费托油的初馏点远大于另外两种燃油,可能会导致在常规工作压力下的雾化蒸发水平较差从而对熄火边界产生不利的影响。

2 贫油熄火实验

2.1 实验台介绍

熄火实验在北京航空航天大学基础燃烧性能实验室进行,如图 2 所示,采用一个单头部的燃烧室,该燃烧室为环形燃烧室的 1/18,配置有一个双向径向旋流器,使用离心喷嘴,如图 3 所示。燃烧室的侧面有一个石英玻璃做成的观察窗,便于对燃烧过程中火焰形状变化进行观测。

为了采集熄火过程中的数据,在实验台的各段设置有 6 个传感器,分别测量空气和燃油的压力、温度和流量。其中进气道配有电动阀门,利用阀门开度控制进气流量,阀门和整流器后设置压力、温度传感器和涡街流量计测量进气的相关数据。另外燃烧室的入口和出口分别设置了压力传感器,出口设置了 K 型热电偶作为温度传感器。此外供油油路的测量采用旋转活塞式流量计。传

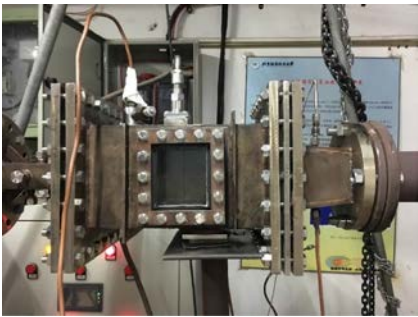


图 2 燃烧室实验台

Fig. 2 Combustor chamber

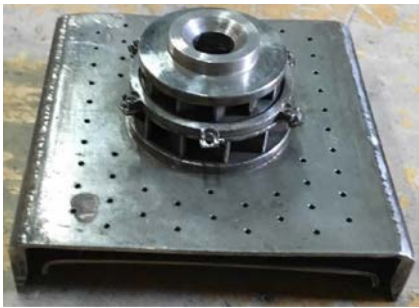


图 3 双径向旋流器
Fig. 3 Dual radial swirler

感器均由计算机控制,采样频率为 100 Hz,能自动收集实验过程中的相关数据。详细的实验系统参照文献[16-18]。

2.2 实验误差

实验误差主要发生在测量阶段和人为操作阶段,熄火油气比是根据熄火前的燃油流量和空气流量计算得到,因此受到流量计测量误差的影响。同时空气流量和燃油流量的调节是手动进行,因此存在一定的操作误差。此外燃油流量和压力的标定过程中存在一定的压力表读数误差。根据上述误差按照误差传播的计算,计算公式如下:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta f}{f} = & \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta p_g}{p_g} \right) + \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta p_f}{p_f} \right) + \left(\frac{\Delta m_a}{m_a} \right) + \\ & \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta \rho_f}{\rho_f} \right) + \left(\frac{\Delta V_f}{V_f} \right) + \left(\frac{\Delta t}{t} \right) = \\ & \pm 0.0025 \pm 0.0025 \pm 0.022 \pm 0.00125 \pm \\ & 0.001 \pm 0.001 = \pm 0.03025 \end{aligned} \quad (1)$$

其中 p_g 为出口压力, p_f 为供油压力, m_a 为空气流量, ρ_f 为燃油密度, V_f 为燃油标定时的体积, t 为燃油标定所用时间,根据上述公式总的熄火油气比的误差应该在 $\pm 3\%$ 左右。

2.3 实验内容及结果分析

实验采用航空煤油 RP-3,柴油,高沸点费托油三种燃料分别在三种燃烧室出口压力工况下进行贫油熄火实验。出口压力(表压)分别为 220、190、140 kPa,通过更换燃烧室出口的控压法兰盘实现。所有实验过程中空气流量控制一定,为 0.5 kg/s,进口空气温度控制一定,约为室温 300 K,进口压力与出口压力相关联,存在一定量压力损失的差距。实验中通过逐渐减少供油量使燃烧室逼近贫油熄火边界并最终达到熄火,每组实验根据传感器记录数据的质量进行 2 次到 3 次。对于熄火油气比的记录,根据传感器记录的数据绘制图像,寻找熄火发生时的突变点,再选取突变发

生前的一段变化较平缓的油气比进行平均处理,从而确定本次实验的熄火油气比。

表 3、表 4、表 5 所示为熄火实验的相关数据及结果。包括进口温度、进口压力、出口温度。

表 3 燃烧室进口温度
Table 3 Temperature of combustor inlet

出口压力/ kPa	进口温度/K		
	航空煤油	柴油	高沸点费托油
220	302.3	302.3	302.5
190	298.8	305.1	303.8
140	298.5	305.4	304.4

表 4 燃烧室进口压力
Table 4 Pressure of combustor inlet

出口压力/ kPa	进口压力/kPa		
	航空煤油	柴油	高沸点费托油
220	223.4	224.2	224.1
190	200.9	200.6	200.3
140	155.8	156.9	157.5

表 5 燃烧室出口温度
Table 5 Temperature of combustor outlet

出口压力/ kPa	出口温度/K		
	航空煤油	柴油	高沸点费托油
220	459.5	464.2	434.8
190	466.1	464.1	468.9
140	497.1	492.7	474.1

燃烧室进口温度为室温,约为 300 K,实验期间气温波动大约在 6 K 以内。燃烧室进口压力和出口压力相关,实验中控制出口压力一定,进口压力略大于出口压力,从表 4 可以看到在 220 kPa 出口压力的工况下,两者差距很小,而随着出口压力降低,压力损失变大。不同工况下燃烧室出口温度大约在 400 K 到 500 K 之间变化,其中高沸点费托油随着出口压力下降,出口温度上升明显,而航空煤油和柴油在 220 kPa 和 190 kPa 工况下出口温度变化不明显,在 140 kPa 工况下相对前两种工况有一定幅度上升。出口温度与燃料释放热量相关联,在后面将通过燃烧效率具体分析。

表 6 和图 4 所示为实验得到的各个工况下的燃料的熄火油气比。

表 6 不同出口压力下各燃料的熄火油气比
Table 6 LBO fuel/air ratio of fuels in different outlet pressures

出口压力/ kPa	熄火油气比		
	航空煤油	柴油	高沸点费托油
220	0.005463	0.005729	0.005719
190	0.005825	0.005954	0.005950
140	0.006458	0.006408	0.005969

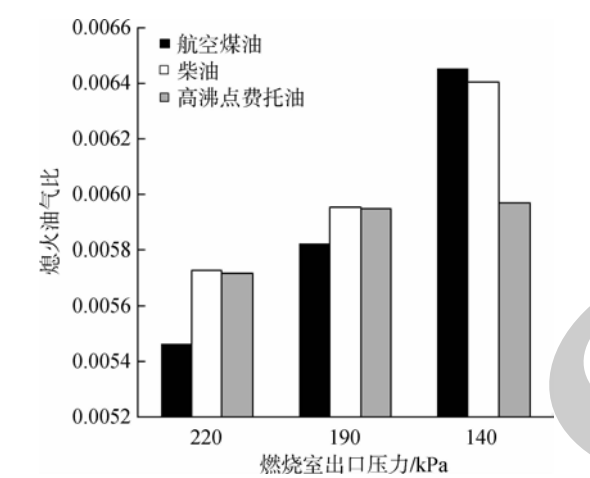


图 4 不同出口压力下燃料的熄火油气比
Fig. 4 LBO fuel/air ratio of fuels in different pressures

从图 4 可以看出,随着出口压力的降低,三种燃料的熄火油气比都有着不同程度的上升,这是由于随着燃烧室出口压力的下降,在相同空气质量流量下,空气的流速增加,从火焰的传播速度角度来说燃烧的组织变得困难,从而使熄火油气比变大。在 220 kPa 的出口压力下,航空煤油的熄火油气比低于柴油和高沸点费托油,结合这三种燃料的组成成分分析,可以认为由于航空煤油的低碳数组分相比其他两种燃油要更多,所以在这个工况下组织燃烧的性能更好。而在 140 kPa 的出口压力下,高沸点费托油的油气比则要明显低于航空煤油和柴油。从组分差异上高沸点费托油的直链烷烃质量分数含量要大幅高于航空煤油和柴油,而且缺乏环烷烃和芳香烃,在接近熄火时,直链烷烃 C-C 键易断链从而快速参与到燃烧的链反应中并迅速释放热量,从特征时间理论来说熄火性能更好。并且在压力较低的环境下,空气流速增大使得高碳数直链烷烃的雾化效果变得更好,这使高沸点费托油在该工况下的熄火油气比反而要优于航空煤油和柴油。

2.4 燃烧效率分析

燃烧效率是指燃料燃烧的完全程度,可以通

过计算燃烧室进出口的气流焓增和燃油理论发热量的比值得到。在临近熄火过程中,气流量大,油气比很小,采用焓增计算燃烧效率,由于实际中燃油流量相对空气量很少,可用空气焓增代替燃气焓增,实际焓增由进出口空气焓增和机匣散热量组成,计算公式(2)如下:

$$\eta = \frac{\text{实际燃气焓增}}{\text{燃油理论发热量}} = \frac{c_p m_a (T_4 - T_3) + \kappa \Delta T}{m_f H_l}$$

(2)

其中 m_f 为燃油流量; H_l 为燃油低位热值,通过实验测得; c_p 为空气比定压热容; m_a 为空气流量; T_4 和 T_3 分别为燃烧室出口和进口温度; ΔT 为燃烧室壁温和室温差值; κ 为导热系数。

实际中将航空煤油在 140 kPa 时的燃烧效率假设为 1,得到导热系数 K ,用于其他组数据的计算,求得相对燃烧效率,可以分析不同燃料组分对熄火前燃烧室内的燃烧状况的影响。表 7 和图 5 为三种燃料在三个工况下临近熄火时的燃烧效率。

表 7 相对燃烧效率
Table 7 Relative combustion efficiency

出口压力/ kPa	相对燃烧效率/%		
	航空煤油	柴油	高沸点费托油
220	0.953	0.923	0.727
190	0.928	0.855	0.890
140	1	0.937	0.897

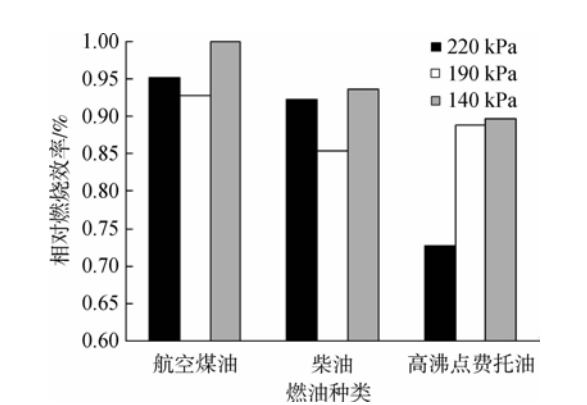


图 5 不同燃料的相对燃烧效率分布
Fig. 5 Relative combustion efficiency of different fuels

通过表 7 和图 5 所示,整体上来看航空煤油在不同工况下的燃烧效率要优于柴油和高沸点费托油,在 220 kPa 的出口压力下,高沸点费托油的燃烧效率要大幅低于航空煤油和柴油,这也和该工况下的熄火边界数据相吻合,而随着压力下降,高沸点费托的燃烧效率有了明显的提升,而航空

煤油和柴油的燃烧效率变化则并不明显。这可能是因为正常慢车工况 220 kPa 下,由于高沸点费托油的沸点(初馏点)较高,使得其雾化性能较差,从而导致参与燃烧比例较低。而当压力下降,会使得燃料沸点降低,并且空气流速增加,使高碳数组分的雾化蒸发性能变好,从而提高了燃烧效率,所以高沸点费托油随出口压力下降燃烧效率增加较快。而航空煤油和柴油由于低碳数组分含量较多,沸点也相比高沸点费托油低,在出口压力 220 kPa 时便具有了较好的雾化蒸发水平,所以燃烧效率随出口压力下降变化不大。

3 结 论

研究表明,碳数较低的烷烃相比碳数高的烷烃在正常工况下更有利于组织燃烧,熄火边界更宽;而直链烷烃在低压的工况下也更有利于组织燃烧,熄火性能边界更宽。同时发现不同组分燃料燃烧性能与实际发动机工况关联较大,在常规工况下燃料组分对贫油熄火边界的影响较小,而在远离正常工况下时这种影响会被放大。因此在研究燃料项对于燃烧室贫油熄火边界的影响时应注重极端工况下的表现。

参考文献:

[1] KREIN A, WILLIAMS G. Flightpath 2050: Europe's vision for aeronautics[C]// Innovation for Sustainable Aviation in a Global Environment; Proceedings of the Sixth European Aeronautics Days, Washington USA, DC: IOS Press, 2012; 63-75.

[2] DENNEY R, TAI J, MAVRIS D. Emissions prediction for aircraft conceptual design[C]// 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, Georgia, USA: AIAA, 2012; 4273.

[3] LONGWELL J P, FROST E E, WEISS M A. Flame stability in bluff body recirculation zones[J]. Industrial & Engineering Chemistry, 1953, 45(8): 1629-1633.

[4] 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.

[5] ZUKOSKI E E, MARBLE F E. The role of wake transition in the process of flame stabilization on bluff bodies [C]// AGARD Combustion Researches and Reviews. London; Butterworth Scientific Publishers, 1955; 167-180.

[6] LEFEBVRE A H. Fuel effects on gas turbine combustion, stability, and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1985, 107(1): 24-37.

[7] BALLAL D R. Combustor stability & lean blowout[R].

AIAA 2004-3546, 2004.

[8] MELLOR A M, JARYMOWYCZ T A. Correlation of lean blowoff in an annular combustor[J]. Journal of Propulsion & Power, 1986, 2(2): 190-192.

[9] MELLOR A M, DERR W S. Characteristic times for lean blowoff in turbine combustors[J]. Journal of Propulsion & Power, 1979, 3(4): 377-380.

[10] MONGIA H C, REYNOLDS R S, SRINIVASAN R. Multidimensional gas turbine combustion modeling applications and limitations[J]. AIAA Journal, 1986, 24(6): 890-904.

[11] KIM W W, LIENAU J J, SLOOTEN P R V, et al. Towards modeling lean blow out in gas turbine flameholder applications[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2004, 128(128): 623-633.

[12] HU Bin, HUANG Yong, WANG Fang, et al. CFD predictions of LBO limits for aero-engine combustors using fuel iterative approximation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(1): 74-84.

[13] HU Bin, ZHAO Qingjun, XU Jianzhong. Predicting lean blowout limit of combustors based on semi-empirical correlation and simulation[J]. Journal of Propulsion & Power, 2015, 32(1): 1-13.

[14] 王慧汝, 金捷. 航空发动机燃烧室贫油熄火极限预测方法综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(5): 72-78.

WANG Huiru, JIN Jie. Overview of lean blowout limit prediction methods for aeroengine combustors[J]. Aero-engine, 2014, 40(5): 72-78. (in Chinese)

[15] RAHMERS T F, KINDER J D, HENRY T M, et al. Sustainable bio-derived synthetic paraffinickerosene (bio-SPK) jet fuel flights and engine tests program results[R]. AIAA 2009-7002, 2009.

[16] 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火性能的影响[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 blowoff limits of a combustor with swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 347-352. (in Chinese)

[17] 谢法, 黄勇, 苗辉, 等. 气量分配对双轴向旋流器燃烧室贫熄火性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(11): 1456-1460.

XIE Fa, HUANG Yong, MIAO Hui, et al. Effects of air-flow split and primary holes arrangement on the lean blowout limits of a combustor with dual-axial swirlers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(11): 1456-1460. (in Chinese)

[18] 谢法, 黄勇, 苗辉, 等. 气量分配对轴径向旋流杯燃烧室贫熄火边界的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1756-1760.

XIE Fa, HUANG Yong, MIAO Hui, et al. Effects of air-flow split and primary holes arrangement on the lean blowout limits of a combustor with axial-radial swirl cup [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1756-1760. (in Chinese)

(编辑:李岩梅)