

不同雾化特性下燃烧室贫油熄火特性试验

王惜伟^{1, 2, 3}, 黄 勇^{1, 2, 3}, 刘云峰^{1, 2, 3}, 邬雨帆^{1, 2, 3}, 王洪妍^{1, 2, 3}

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为了研究雾化特性对贫油熄火性能的影响, 对喷雾火焰进行了试验研究。在双轴向和双径向旋流器燃烧室中, 分别测量了不同喷嘴的熄火极限和出口温度, 并估算了燃烧效率。结果表明: ①不同结构和喷嘴的燃烧室熄火性能有很大差异, 双径向燃烧室的熄火性能普遍优于双轴向; ②雾化特性中的索太尔平均直径、液滴速度、喷雾空间分布等参数都影响着贫油熄火极限, 仅靠索太尔平均直径无法代表所有雾化特性对贫油熄火性能的影响; ③空心喷雾使得火焰根部远离回流区, 实心喷雾使得火焰根部集中在回流区; ④不同雾化特性的燃烧室在接近贫油熄火时的燃烧效率和出口温度有很大不同。熄火时的出口温度代表了理想的贫油熄火极限。燃烧效率反映了燃烧室实际贫油熄火极限与理想熄火极限之间的差距。

关 键 词: 雾化特性; 旋流稳定燃烧室; 贫油熄火; 燃烧效率; 出口温升

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment on lean blow-out performance of combustors with different atomization characteristics

WANG Xiwei^{1, 2, 3}, HUANG Yong^{1, 2, 3}, LIU Yunfeng^{1, 2, 3},
WU Yufan^{1, 2, 3}, WANG Hongyan^{1, 2, 3}

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the effects of atomization characteristics on the lean blow-out (LBO) performance, an experimental study was carried out on the spray and the combustion. The LBO limits and outlet temperatures near the LBO condition of different atomizers were measured and the combustion efficiency was estimated in a single dome rectangular model combustor with a dual-radial and a dual-axial swirl cup, respectively. The results showed that, (1) the LBO performance of the combustors with different structures and atomizers was very different. The LBO performance of the dual-radial combustors was generally better than that of the dual-axial combustors. (2) There was no obvious correlation between spray Sauter mean diameter (SMD) and LBO limit, and SMD alone cannot represent the influence of all atomization characteristics on LBO performance. (3) The hollow spray kept the flame base away from the recirculation zone, and the solid spray kept the flame base concentrated in the recirculation zone. (4) The combustion efficiency and outlet temperature of combustors with different atomization characteristics were very different near the LBO. The outlet temperature at LBO represented the ideal LBO limit. The

收稿日期: 2022-04-30

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0007-0032); 重点实验室基金(6142702180306)

作者简介: 王惜伟(1995—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机贫油点熄火机理研究。

通信作者: 黄勇(1964—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事燃油雾化及燃烧室点熄火机理研究。E-mail: yhuang@buaa.edu.cn

引用格式: 王惜伟, 黄勇, 刘云峰, 等. 不同雾化特性下燃烧室贫油熄火特性试验[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2501-2512. WANG Xiwei, HUANG Yong, LIU Yunfeng, et al. Experiment on lean blow-out performance of combustors with different atomization characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2501-2512.

combustion efficiency reflected the difference between the actual LBO limit and the ideal LBO limit.

Keywords: atomization characteristics; swirl-stabilized combustor; lean blow-out; combustion efficiency; outlet temperature rise

贫油熄火(lean blow-out, LBO)极限是评价燃烧室性能的一个重要参数,特别是对于航空发动机而言^[1]。LBO 的发生将会严重危害到飞机的安全运行^[2]。因此,燃烧室当量比必须在整个飞行包线内始终大于 LBO 极限,特别是对于新型贫油燃烧室^[3]。在航空发动机设计过程中,LBO 极限作为一项重要参数需要在设计定稿前确定。传统的试验测试方法需要花费大量的时间和金钱^[4]。因此,开发一种快速预测 LBO 极限的方法可以显著降低成本,加快新型发动机研发进度,并为燃烧室的改进提供方向。为了实现这个目标,需要对影响 LBO 性能的各种因素进行全面的研究。

基于旋流稳定喷雾火焰的旋流杯燃烧器由于其较大的负荷能力,在现代燃气轮机中得到广泛的应用^[5]。液体燃料喷雾燃烧过程包括雾化、汽化、湍流混合和化学反应,每一个步骤都对燃气轮机燃烧室的燃烧特性有着重要影响^[6]。其中,燃油雾化是喷雾燃烧的第一步,它控制着燃油液滴的尺寸分布、轨迹和速度等,从而控制了化学能转换前的油气混合程度^[7]。喷雾雾化特性的细微差别都会极大影响到燃烧过程和污染物排放,因此喷雾是液体燃料燃烧过程中的关键组成部分^[8-9]。

Baxter 和 Lefebvre^[10]通过试验研究强调了进口温度和混合气速度对钝体稳定燃烧室液态碳氢燃料 LBO 极限的影响。Sturgess 等^[11]研究了不同燃烧室负荷下背压对 LBO 极限的影响。他们的研究发现出口背压越高,燃烧室负荷越大,LBO 极限就越低。Lieuwen 等^[12]研究了不同燃料成分的化学动力学时间对贫油预混燃烧室 LBO 性能的影响。对于喷雾火焰,一些作者强调了液滴直径对燃烧速率和火焰稳定性的影响,特别是在接近 LBO 的工况下。Hayashi 等^[13]研究了液滴大小对乙醇和正辛烷喷雾火焰传播速度和结构的影响。他们发现在相同的油气比下,大液滴的存在加快了燃烧速度。Mizutani 和 Nakajima^[14-15]向丙烷-空气混合物中加入了少量煤油液滴来进行类似的研究。他们发现,当总体油气比不变时,随着煤油液滴数量的增加,燃烧速度和火焰传播速度都显著增加,稳定燃烧的面积也得到扩大。

这再次证明了喷雾的多相特性对燃烧性能的重要性。Levy 等^[16]和 Nicoli 等^[17]在预混燃烧室中观察到液滴的蒸发延迟会降低热释放速率以及燃烧效率。这种蒸发延迟会导致非均相混合物的形成,以及当量比的波动,从而引发贫油工况下的燃烧不稳定。

在最近的一项研究中,Muthusvelvan 等^[18]使用不同配置的雾化器来表示雾化特性的变化,并测量了不同初始索太尔平均直径(Sauter mean diameter, SMD)时的 LBO 极限。利用时间尺度模型建立了雾化特性与 LBO 极限之间的关系。但这种模型是经验相关的,缺少实际的物理过程,因此通用性较差。Alsulami 等^[7]采用结构尺寸可变的喷嘴控制喷雾性能,研究了燃油特性(如挥发性和反应性)与燃烧稳定性之间的关系。结果表明,雾化过程对火焰推举高度和贫油熄火极限起着重要作用。Duvvur 等^[19]研究了液滴与气体介质之间相对速度的影响,以确定汽化过程在何种条件下会造成不稳定。他们发现,当液滴的运动速度慢于气体时,液滴前方就会形成尾流。这种结构会影响汽化过程,加剧燃烧不稳定。但当液滴运动速度快于周围气体时,蒸发过程会减弱燃烧不稳定。Liu 等^[20]通过改变喷嘴结构得到不同的液滴空间分布,并分析了与液滴空间分布相关的 LBO 性能。他们发现在 LBO 条件下,喷雾空间分布、火焰形态与燃烧稳定性之间存在着直接而密切的关系。Esclapez 等^[21]对 3 种不同雾化特性的燃料进行了贫油熄火数值模拟研究。数值模拟结果表明在接近贫油熄火时,液滴蒸发形成间歇扩散火焰结构,且由于当量比较低,主燃区平均温度低,导致液滴蒸发时间长。Sun 等^[22]通过液体燃料和气体燃料的对比试验来研究液体燃料的雾化性能对 LBO 极限的影响。他们发现,当液体燃料的 SMD 接近 10 μm 时,雾化性能就几乎不对 LBO 极限产生影响了。Mishra 等^[23-24]使用数值模拟的方法来研究喷雾锥角、SMD 等雾化特性对燃烧稳定性的影响。在恒定的工作压力和温度下,随着喷雾锥角的减小,贫油熄火极限增大。而当液滴尺寸增加时,液滴完全蒸发所需时间呈指数增长,这延迟了混合物的加热和随后的引燃,

导致稳定性降低。Mayhew 等^[25]对 3 种不同燃料进行了稳态燃烧试验。他们发现喷雾特性与火焰位置存在一定的相关性。

通过以上分析可以发现, 研究人员已经进行了各种雾化特性参数对燃烧稳定性影响的试验研究, 并得到了例如 SMD、喷雾锥角等参数对燃烧影响的定性结论。这些研究的不足之处在于对各种雾化特性参数影响 LBO 极限的物理机理研究还不够深入, 没有能够从喷雾整体的角度去分析雾化影响 LBO 性能的物理过程。物理机理的缺失导致目前与雾化特性相关的 LBO 预测模型只能采用通用性较差的经验拟合的方法。在此基础上, 本文采用 2 种旋流杯结构和 9 种丹佛斯商用喷嘴对燃烧室的 LBO 性能和雾化特性进行了研

究, 从喷雾整体的角度探究雾化特性影响燃烧稳定性的物理机理。

1 单头部旋流稳定燃烧室

采用了单头部旋流杯模型燃烧室。图 1 所示为本文所使用的旋流稳定燃烧室。它是环形燃烧室 18 个头部的其中之一, 包括一个压力旋流喷嘴、两级旋流器和一个文氏管。在燃烧室出口收缩段安装有一个 Pt100 温度计, 用来测量出口温度。燃烧室一侧安装有石英玻璃观察窗, 用来捕捉火焰和喷雾图像。图中 p_3 、 T_3 分别为燃烧室进口压力和温度, p_4 、 T_4 分别为燃烧室出口压力和温度, p_f 为燃油压力, 使用的燃油为 RP3 航空煤油。

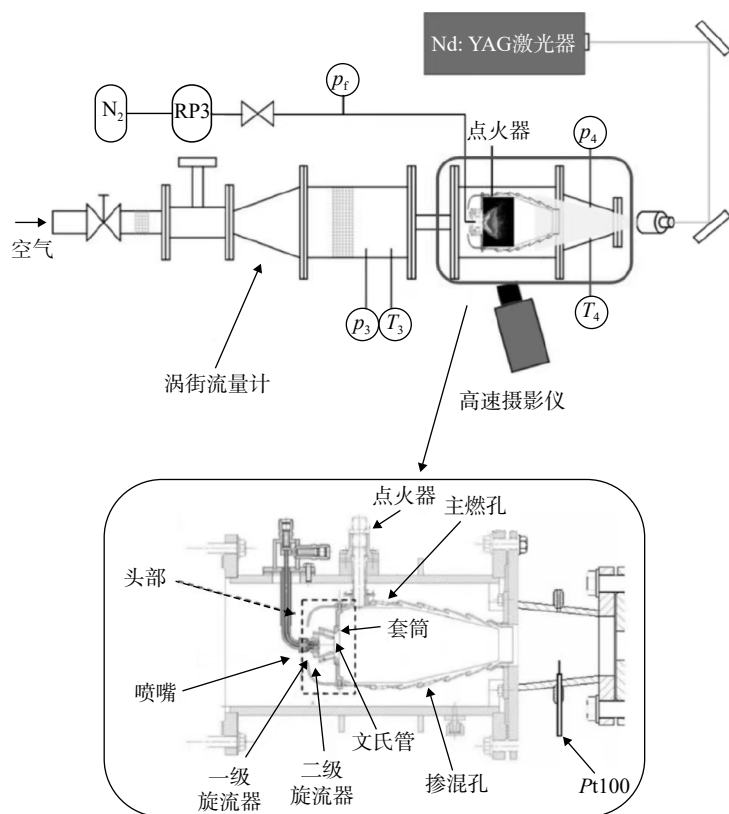


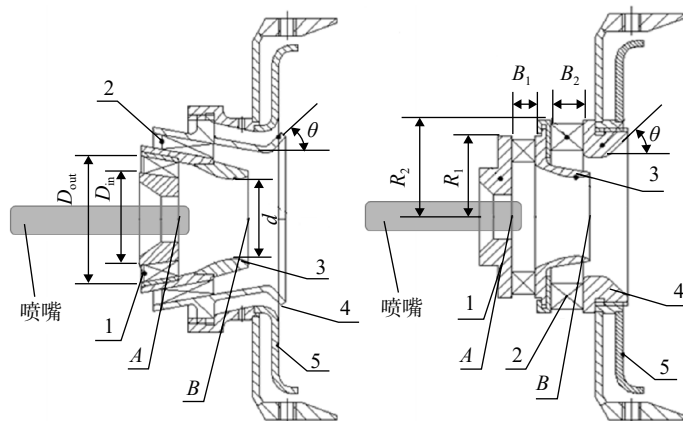
图 1 熄火试验系统及测量系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the blow-out test system and diagnostic system

图 2 所示为试验中使用的 2 种旋流杯结构, 即双轴向和双径向旋流杯, 其中喷嘴出口平面距离一级旋流器出口平面 A 为 1.5 mm, 距离文氏管出口平面 B 为 17.7 mm。喷嘴出口与文氏管出口的距离足够长, 使得喷雾可以在文氏管上形成油膜。图中 B 为径向旋流器通道宽度, R 为径向旋流器半径, 下标 1、2 分别表示一级旋流器和二级

旋流器; θ 为套筒出口角度; D_{out} 和 D_{in} 分别为轴向旋流器的外直径和内直径; d 为文氏管喉道直径。

单头部旋流稳定燃烧室贫油熄火试验台由以下 4 部分组成: 气路系统、油路系统、测量系统和数据采集系统。气路系统采用一台离心压气机作为气源。油路系统采用油泵供油, 并在管路上设



1 一级旋流器; 2 二级旋流器; 3 文氏管; 4 套筒; 5 挡油盘。

图 2 双轴向/双径向旋流杯结构示意图

Fig. 2 Configuration of dual-axial/dual-radial domes

置有稳压器,使得供油压力相对稳定。测量系统采集试验台压力、温度、气体质量流量(下文除特别指明的体积流量外,质量流量均简称流量)和油路压力这 4 部分数据。测量的压力信号包括 3 个,即流量计前压力、试验件进口压力和试验件出口压力。所有的压力传感器采用压阻式。测量的温度信号包括 2 个,即流量计前温度和试验段出口温度。采用 Pt100 型热电阻测量。测量的气体流量信号包括 1 个,即气路的空气体积流量。采用 LUGB 型涡街流量计测量,量程为 $110 \sim 1\,100 \text{ m}^3/\text{h}$,精确度为 1%。本试验中,油路流量是间接测量得到的。通过对喷嘴进行流量标定试验,得到喷嘴流量与供油压力的曲线,进而通过压力传感器测量喷嘴压力来得到油路流量。数据采集系统包括显示系统和采集系统。所有传感器采集的信号首先经过显示仪表显示出来,同时这些仪表能把相应的压力、温度和流量信号转换成 $4 \sim 20 \text{ mA}$ 的标准电流信号输出。输出的电流信号通过数据采集卡采集。数据采集卡采用的型号为北京中泰研创科技有限公司的 EM9636B,该数据采集卡的采样频率范围为 $0.1 \sim 100 \text{ kHz}$,有 16 路采集通道。

2 试验设置

2.1 试验方案

为了获得不同雾化特性的喷雾,采用 9 种喷嘴和 2 种旋流器组成了 11 种不同的燃烧室,如表 1 所示,其中 R 代表双径向旋流器, A 代表双轴向旋流器,数字代表喷嘴序号。燃烧室的详细尺寸参数如表 2 所示,其中 δ 为旋流器叶片厚度, A_e 为旋流器有效流通面积, n 为叶片数量, S_n 为旋流

表 1 燃烧室编号

Table 1 Combustor number

燃烧室编号	旋流器	喷嘴序号
A1	双轴向	1
A2	双轴向	2
A3	双轴向	3
A4	双轴向	4
A5	双轴向	5
A8	双轴向	8
R1	双径向	1
R6	双径向	6
R7	双径向	7
R8	双径向	8
R9	双径向	9

数, θ_0 为叶片角度。表 3 列出了 9 种喷嘴的详细参数,其中参考体积流量与参考喷雾锥角均在 10 bar 的喷嘴压力降下测量得到,由丹佛斯喷嘴厂家给出,代表喷嘴的型号。为方便读者对照产品,保留产品手册所用单位,换算关系为 $1 \text{ USgal} = 3.785\,411\,8 \text{ L}$, $1 \text{ bar} = 0.1 \text{ MPa}$ 。

LBO 试验是在相同的工况条件下进行的。进口空气流量为 0.11 kg/s 。进口空气和燃油温度约为 289 K 。燃烧室内绝对压力为 87 kPa 。试验中逐渐降低燃油流量,同时保持空气流量不变,直至火焰熄灭,从而得到 LBO 极限。试验中所用燃料为航空煤油。

2.2 光路设置

在得到不同燃烧室的 LBO 极限后,利用 5 mW 氦氖激光(直径为 10 mm)和 300 mm 光学透镜对不同燃烧室 LBO 条件下的 SMD 进行了测

表 2 燃烧室详细尺寸参数

Table 2 Detailed configuration parameters of the combustors

部件	参数	双轴向旋流杯		参数	双径向旋流杯	
		一级旋流器	二级旋流器		一级旋流器	二级旋流器
旋流器	D_{out}/mm	26	34.5	B/mm	5.1	7
	D_{in}/mm	19	28	$\theta_b/(\circ)$	64	70
	$\theta_b/(\circ)$	40	45	δ/mm	1.2	1.2
	δ/mm	1	1	R/mm	12.5	15
	A_c/mm^2	147.5	186.6	A_c/mm^2	146.7	190.7
	n	12	12	n	12	12
	S_n	0.992	1.126	S_n	1.09	1.25
文氏管	d/mm	18.5		d/mm	13	
套筒	$\theta/(\circ)$	45		$\theta/(\circ)$	45	

表 3 试验所用喷嘴

Table 3 Atomizer used in the experiment

喷嘴序号	参考体积流量/ (USgal/h)	参考喷雾锥角/ ($^\circ$)	形态
1	2.00	80	实心
2	2.50	80	实心
3	3.00	45	实心
4	3.00	80	实心
5	3.50	45	实心
6	3.50	60	实心
7	4.00	60	实心
8	4.50	60	实心
9	5.00	60	实心

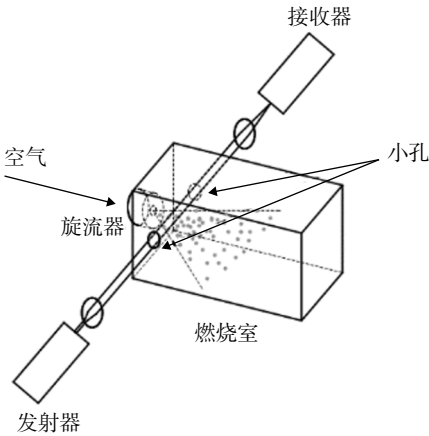


图 3 马尔文粒度分析仪

Fig. 3 Malvern spray analyzer

量。测量是在冷态流场中进行的。测量前对马尔文粒度分析仪的测量结果进行了验证,误差小于 $\pm 5\%$ 。测量过程中,直径为 10 mm 的激光穿过喷嘴下游 20 mm 处的喷雾,如图 3 所示。

采用片状激光系统在 5 Hz 的重复频率下产生持续时间为 8 ns、厚度约为 1 mm 的激光脉冲。脉冲激光的波长为 532 nm,能量为 280 mJ。喷雾的中心截面被片状激光照亮,并由垂直于激光的 CCD(charge coupled device)摄像机拍摄,如图 1 所示。试验在暗室中进行,以避免环境光源的影响。通过这些截面图,分析了液滴空间分布。

2.3 误差分析

LBO 试验不确定性主要来源于以下几个方面:①试验仪器的误差;②空气和燃料流量的调节误差;③信号采集的误差;④试验装置密封性不好引起的误差;⑤熄火点判定的误差等。由于熄火油气比是指熄火时的燃料流量和空气流量之

比,所以油气比的误差可以写为

$$\frac{\Delta q_{lbo}}{q_{lbo}} = \sqrt{\left(\frac{\Delta \dot{m}_{f,lbo}}{\dot{m}_{f,lbo}}\right)^2 + \left(\frac{\Delta \dot{m}_{a,lbo}}{\dot{m}_{a,lbo}}\right)^2} \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_{a,lbo}$ 和 $\dot{m}_{f,lbo}$ 分别为贫油熄火时空气和燃气的流量, $\Delta \dot{m}_{a,lbo}$ 和 $\Delta \dot{m}_{f,lbo}$ 分别为贫油熄火时空气和燃气流量的绝对不确定度, q_{lbo} 为贫油熄火时的油气比, Δq_{lbo} 为贫油熄火时油气比的绝对不确定度。式(1)右侧根号内的第 1 项和第 2 项分别表示燃料和空气流量的相对不确定度。

在试验中,燃料流量和空气流量都是通过控制压力调节,存在手动控制误差。将实际供油压力输入预先标定的压力旋流雾化器流量曲线公式中,计算出燃油流量。其中,实际供油压力为输油管压力表与燃烧室压力表读数之差。因此,燃油流量误差包括喷嘴标定误差、仪表读数误差、手动调节误差等。空气流量采用涡街流量计测量。

因此, 空气流量的误差包括流量计的校准误差、仪表读数误差和人工调节误差等。

$$\begin{aligned} \left(\frac{\Delta \dot{m}_{f, lbo}}{\dot{m}_{f, lbo}} \right)^2 = & \left(\frac{1}{2} \right)^2 \left(\frac{\Delta p_{\text{outlet pressure gauge}}}{p_{\text{outlet pressure gauge}}} \right)^2 + \\ & \left(\frac{1}{2} \right)^2 \left(\frac{\Delta p_{\text{pressure gauge of fuel feeding}}}{p_{\text{pressure gauge of fuel feeding}}} \right)^2 + \\ & \left(\frac{1}{2} \right)^2 \left(\frac{\Delta \rho_{\text{variation of fuel density}}}{\rho_{\text{variation of fuel density}}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta V_{\text{calibration of fuel flowmeter}}}{V_{\text{calibration of fuel flowmeter}}} \right)^2 + \\ & \left(\frac{\Delta t_{\text{error of reading}}}{t_{\text{error of reading}}} \right)^2 + \left(\frac{1}{2} \right)^2 \left(\frac{\Delta p_{\text{fuel control pressure}}}{p_{\text{fuel control pressure}}} \right)^2 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\left(\frac{\Delta \dot{m}_{a, lbo}}{\dot{m}_{a, lbo}} \right)^2 = \left(\frac{\Delta \dot{m}_{\text{airflow meter}}}{\dot{m}_{\text{airflow meter}}} \right)^2 + \left(\frac{1}{2} \right)^2 \left(\frac{\Delta p_{\text{air control pressure}}}{p_{\text{air control pressure}}} \right)^2 \quad (3)$$

式中 $t_{\text{error of reading}}$ 为时间的读数误差, $p_{\text{outlet pressure gauge}}$ 为出口压力测量值, $p_{\text{pressure gauge of fuel feeding}}$ 为供油压力测量值, $p_{\text{fuel control pressure}}$ 为燃油手动控制压力, $\dot{m}_{\text{airflow meter}}$ 为气体流量计读数, $p_{\text{air control pressure}}$ 为气体手动控制压力, $V_{\text{calibration of fuel flowmeter}}$ 为燃油体积流量标定值, $\rho_{\text{variation of fuel density}}$ 为燃油密度变化值, 带 Δ 的量表示各量相应的绝对不确定度。

经过分析计算, 在本文研究中所设计的燃烧室结构中, 贫油熄火试验测得的熄火油气比的误差在 $\pm 3.93\%$ 之内, 满足试验要求。

3 结果与讨论

3.1 LBO 性能

不同燃烧室的 LBO 性能如图 4 所示。每组试验都在相同的工况条件下进行, 只改变了旋流器和喷嘴。对于每个燃烧室, 重复进行了 3 次 LBO 试验, 来确保结果是可重复的。图 4 和表 4 中的 LBO 极限值是 3 次重复试验的平均值。表 4 列出了每组试验 3 个重复测量值之间的方均根误差, 可以看出试验具有较高的重复性和准确性。不同燃烧室的 LBO 性能差异较大, 说明旋流器和喷嘴对 LBO 性能有显著影响。

由图 4 可以看出, 1 号喷嘴不论搭配双轴向还是双径向旋流器都具有较好的 LBO 性能, 而 8 号喷嘴搭配这 2 种旋流器都具有较差的 LBO 性能。说明 1 号喷嘴的雾化有利于火焰稳定, 而 8 号喷嘴的雾化不利于火焰稳定。此外, 双轴向旋流器的 LBO 性能普遍差于双径向旋流器。这说明双径向旋流器产生的流场和喷雾场更有利于火焰的稳定。

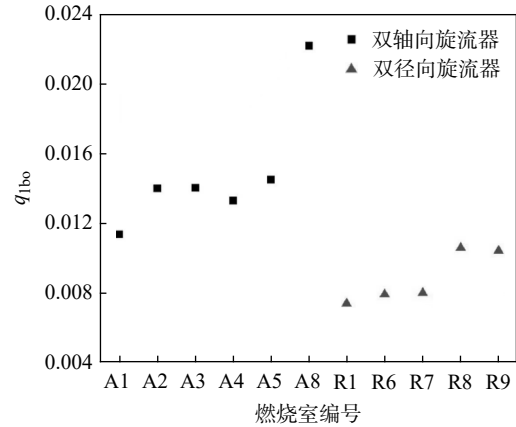


图 4 相同空气流量下的 LBO 性能

Fig. 4 LBO conditions at constant mass flow rate of air

表 4 不同燃烧室平均 LBO 极限和方均根误差

Table 4 Average LBO limits and RMS errors of different combustors

燃烧室 编号	熄火时喷嘴 压力降/kPa	q_{lbo}	q_{lbo} 方均根 误差
A1	345.9	0.011 409	0.000 096
A2	309.6	0.014 029	0.000 102
A3	222.3	0.014 058	0.000 062
A4	202.7	0.013 325	0.000 057
A5	174.0	0.014 541	0.000 053
A8	192.2	0.022 234	0.000 082
R1	144.8	0.007 403	0.000 107
R6	50.4	0.007 925	0.000 057
R7	44.0	0.008 005	0.000 076
R8	43.1	0.010 612	0.000 049
R9	34.9	0.010 438	0.000 108

3.2 喷雾和火焰特性

根据 3.1 节给出的 LBO 极限值, 测量了 LBO 附近工况下不同燃烧室的 SMD, 如图 5 所示。

需要注意的是, 这个数据是喷嘴下游 20 mm 处一条线上的平均 SMD。可以看出, 不同燃烧室喷雾的 SMD 有很大差异。Lefebvre^[26] 基于贫油熄火物理模型推导出 LBO 半经验预测模型如下:

$$q_{lbo} = \left(\frac{\tilde{A} w_{pz}}{V_c} \right) \left(\frac{\dot{m}_a}{p_3^{1.3} e^{(T_3/300)}} \right) \left(\frac{D_0^2}{\lambda_{eff} v_{lh}} \right) \quad (4)$$

其中 $\tilde{A}$ 为由试验确定的常数, w_{pz} 为主燃区空气的质量分数, V_c 为燃烧室体积, $\dot{m}_a$ 为空气流量, p_3 为燃烧室进口压力, T_3 为燃烧室进口温度, D_0 为液滴直径, λ_{eff} 为有效蒸发常数, v_{lh} 为燃料低热值。式 (4) 中关于雾化特性的参数只有液滴直径 D_0 一项。按照式 (4) 所给出的关系, LBO 极限应该与 D_0 的

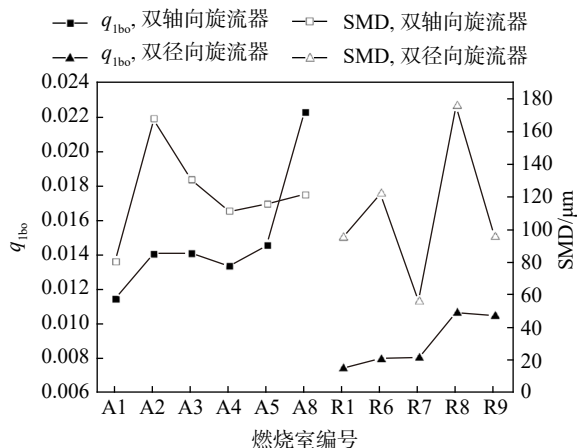


图 5 LBO 工况下的油气比和 SMD

Fig. 5 Fuel air ratio and SMD at LBO conditions

平方成正比, 然而从图 5 可以看出 SMD 与贫油熄火极限之间的相关性不是特别强。说明只靠 SMD 一项不足以代表液体燃料雾化特性对 LBO 极限的影响, 液滴空间分布、液滴初始速度等雾化特性可能也影响了旋流稳定燃烧室的 LBO 性能。例如, 当喷雾的 SMD 不变时, 液滴分布更靠近中心高温回流区时, 可以推测液滴的蒸发速率会更快, 从而优化 LBO 性能; 而液滴的初始速度越大则会导致在高温回流区的停留时间越短, 蒸发分数越小, LBO 性能恶化。

由于激光系统的频率是 5 Hz, 因此每个工况下使用 CCD 相机持续拍摄 20 s 来获得 100 张喷雾瞬态图像。如图 6 所示, 将这 100 张喷雾瞬态图像导入 Matlab 中进行时均处理, 即对每一个像素点进行平均最终得到时均的喷雾场。为了清晰地分辨出喷雾浓度的空间分布, 根据图片每个像素的灰度值进行后处理, 得到最终的喷雾空间分布图。

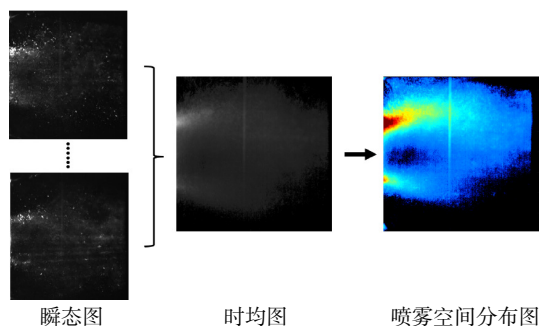


图 6 喷雾图像处理过程

Fig. 6 Processing of spray images

LBO 工况下双轴向和双径向燃烧室中液滴的空间分布分别如图 7 和图 8 所示, 图中 x 为轴向, r 为径向。图像是在非反应场中拍摄的, 是每

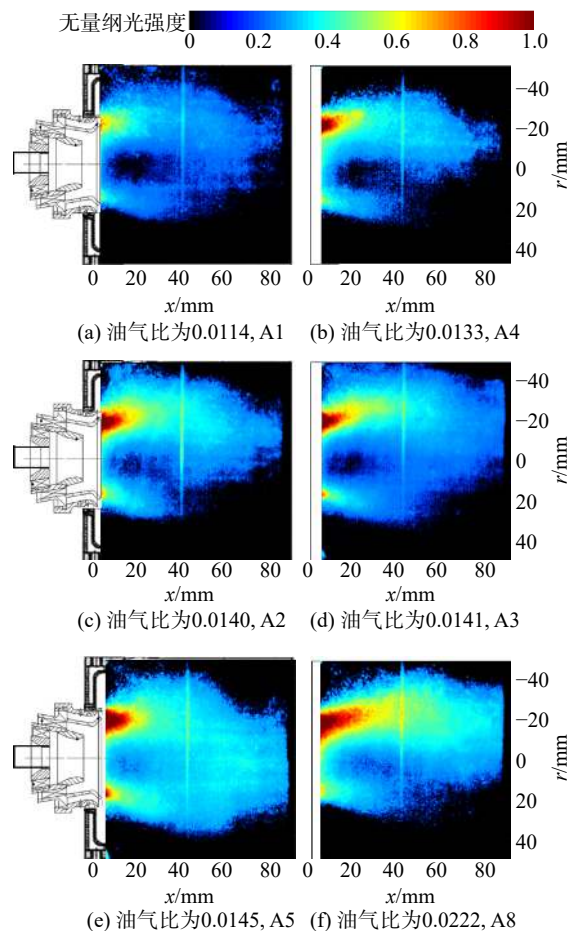


图 7 双轴向燃烧室接近 LBO 极限时的液滴空间分布

Fig. 7 Spray droplet spatial distributions of dual-axis combustors near the LBO limits

个工况下 100 张瞬时图片时均的结果。图像中间的亮线是可视化窗口两片玻璃之间的缝隙所反射的光线。通过对比图 7 和图 8 可以发现, 旋流器的结构是决定喷雾空间分布的关键因素。当旋流器一定时, 安装不同喷嘴的燃烧室具有相似的喷雾空间分布。这是因为在旋流杯雾化系统中, 喷嘴所喷出的大部分液滴撞击文氏管后形成液膜, 随后液膜在气动力的作用下再次破碎成小液滴。因此喷嘴对喷雾空间分布的影响被大大减弱。

对于双轴向燃烧室, 在旋流器出口边缘附近存在一个液滴浓度较高的区域 ($r = \pm 20$ mm)。这是因为大部分燃料以一定的喷雾锥角向外扩散并撞击文氏管, 从而在文氏管及套筒壁面下游重新雾化, 形成高浓度区。由于旋流器出口中心附近 (-20 mm $< r < 20$ mm) 液滴浓度较低, 所以形成了一个空心锥形的喷雾分布。当喷雾向下游扩散时, 液滴逐渐分散并充满了中心区域。对于双径向燃烧室, 液滴集中在旋流器出口中心附近 (-20 mm $<$

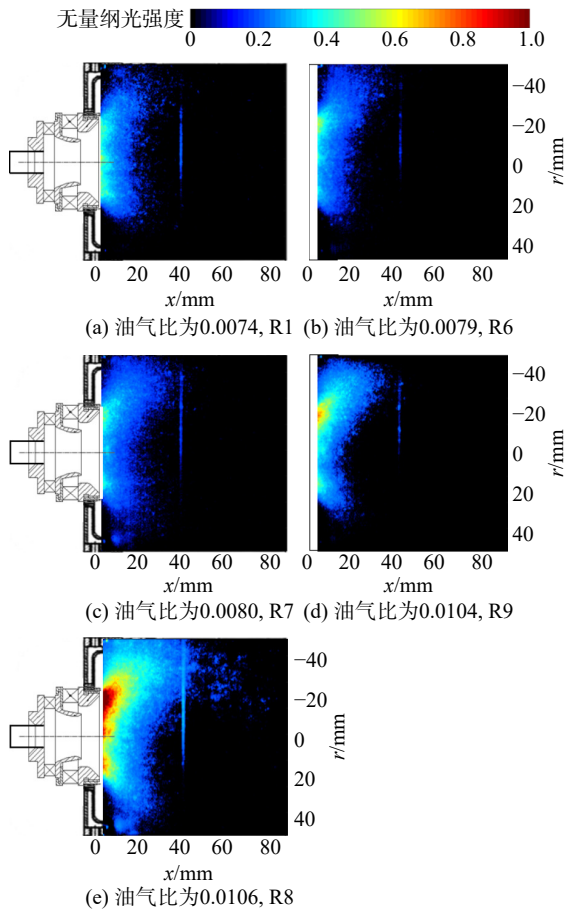


图 8 双径向燃烧室接近 LBO 极限时的液滴空间分布

Fig. 8 Spray droplet spatial distributions of dual-radial combustors near the LBO limits

$r < 20$ mm), 形成了实心锥形喷雾。双径向燃烧室的喷雾场在旋流器出口附近的分布范围更广、更分散。由于径向旋流器的结构, 旋流器内气流包含有一个朝向中心的径向速度。气流的径向运动会阻碍喷雾液滴向外扩散撞击文氏管, 因此与图 7 相比, 图 8 的喷雾在空间分布上更加均匀。由于不同燃烧室在接近 LBO 时的油气比不同, 对于相同旋流器的燃烧室而言, 喷雾空间分布的主要差异在于总体浓度的不同。图 7 和图 8 分别显示了 2 种不同的喷雾空间分布。燃烧室喷雾空间分布的不同可能会影响火焰的稳定性。需要注意的是, 2 种结构旋流器所产生喷雾均呈现非对称的结构, 这可能是旋流器在安装时与雾化器不同心所导致的, 但喷雾的非对称结构并不影响本文的一般性结论。

图 9 为 LBO 条件下双轴向和双径向燃烧室的火焰图像。图 10 为双轴向与双径向燃烧室火焰稳定根部示意图。具有相同旋流器的燃烧室的火焰形状是相似的。对于双轴向旋流器, 火焰稳

定在旋流器出口边缘和靠近壁面处, 如图 9(a) 和图 10(a) 所示。对于双径向旋流器, 火焰稳定在旋流器出口中心区域, 如图 9(b) 和图 10(b) 所示。

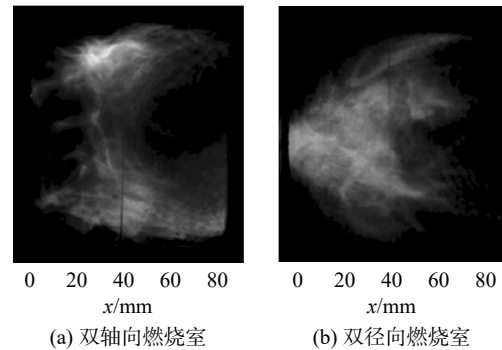


图 9 接近 LBO 极限时的双轴向与双径向火焰形态对比

Fig. 9 Comparisons of flame pattern in the case of dual-axial and dual-radial near LBO limits

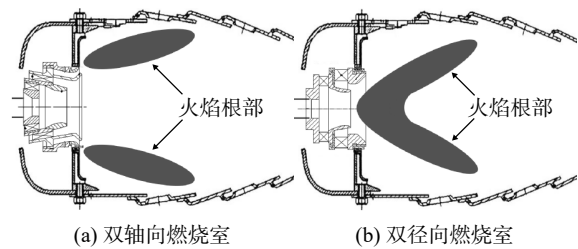


图 10 双轴向与双径向燃烧室火焰稳定根部示意图

Fig. 10 Schematic of flame stabilization base for dual-axial and dual-radial combustors

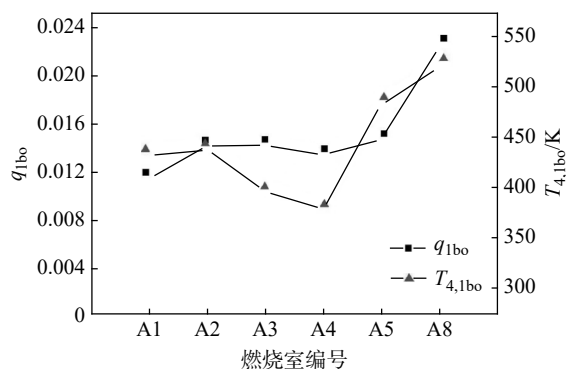
图 7、图 8 中的喷雾空间分布可以与图 9 中的火焰形态相对应。双轴向燃烧室的燃油液滴主要分布在旋流器出口的边缘和下游, 中心没有燃油液滴, 因此火焰根部也呈现出类似的分布。双径向燃烧室的喷雾呈实心锥形分布, 火焰可以稳定在燃烧室中心。由于具有相同旋流器的燃烧室的喷雾空间分布相似, 火焰也具有相似的形状。Liu 等^[20]的研究也发现了类似的喷雾分布决定火焰分布的现象。由于火焰形态和火焰根部的不同, 双径向燃烧室的 LBO 性能明显优于双轴向燃烧室。Stohr 等^[27]在研究模型燃烧室中旋流稳定火焰的 LBO 动力学时, 强调了火焰根部在 LBO 过程中对燃烧稳定性起到的关键作用。他们指出, 如果能改善火焰根部处的燃料混合和流场条件, 燃烧室的 LBO 性能将会得到优化。由此可见, 喷雾的空间分布通过控制火焰形态从而实现了 LBO 性能的影响。此外, 可以发现喷嘴下游 20~40 mm 处为火焰强度比较大的位置。燃料液滴在这里蒸发混合并燃烧, SMD 的大小直接影响到液

滴能否在有限的高温火焰区停留时间内蒸发燃烧完毕。本文选取这个位置测量 SMD 有助于后续分析。

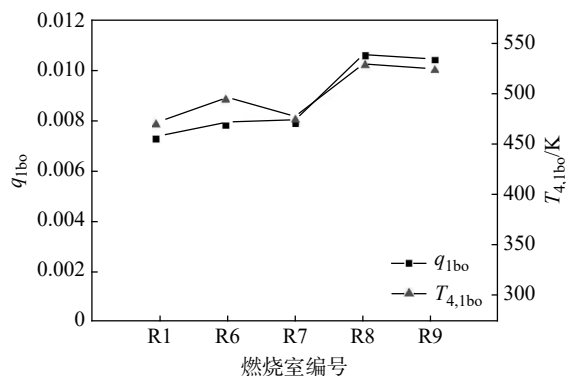
3.3 燃烧室出口温度和燃烧效率

根据 Longwell 等^[28]提出的均匀搅拌器(perfect stirred reactor, PSR)模型, 如果燃烧产生的热量小于在再循环区点燃新鲜可燃混合物所需的热量, LBO 就会发生。在理想情况下(不考虑燃烧室内的热量损失), 燃料燃烧释放的所有热量都用来加热空气。因此, 在接近 LBO 状态时, 燃烧室出口温度代表了维持燃烧所需的最小热量释放。油气比越大, 相同空气流量下的燃料流量就越大, 燃烧产生的热量就越多。如果燃料完全参与燃烧并释放热量, 那么 LBO 时的油气比与出口温度应该成正比。

图 11 绘制了 LBO 工况附近的双径向和双轴向燃烧室的油气比和出口温度, 图中 $T_{4, \text{lbo}}$ 表示贫油熄火时的燃烧室出口温度。对于双径向燃烧室, 可以看出使用不同喷嘴时油气比与出口温度的变化趋势基本一致。这一结果与上文的猜想一致, 即 LBO 工况下出口温度越低, 维持燃烧所需的最小热量越小, LBO 工况下的油气比也越低。而对



(a) 双轴向燃烧室



(b) 双径向燃烧室

图 11 LBO 工况下的油气比与出口温度

Fig. 11 Fuel air ratio and outlet temperature at LBO conditions

于双轴向燃烧室, 油气比与出口温度的变化趋势并不一致。例如, A4 燃烧室的出口温度是最低的, 这意味着燃烧室维持火焰所需的最小热量也应该是所有双轴向燃烧室中最小的。然而, 试验结果表明 A4 燃烧室 LBO 处的油气比并不是双轴向燃烧室中最小的。这一现象说明燃料液滴在燃烧室中可能没有完全蒸发和燃烧。部分液滴冲出高温火焰区, 在完全燃烧前就从出口逃逸。这个推论在试验中也可以得到证实, 因为总是可以在出口处收集到未燃烧的煤油。

本文使用出口温度来估算燃烧效率。Muthuselvam 等^[29]将燃烧效率定义为

$$\eta = \frac{T_{4, \text{actual}} - T_3}{T_{4, \text{ad}} - T_3} \quad (5)$$

式中 $T_{4, \text{actual}}$ 为燃烧室出口实际气体温度, $T_{4, \text{ad}}$ 为燃料完全燃烧时的理论出口温度。图 12 显示了 LBO 条件下, 不同燃烧室的油气比和燃烧效率。可以发现, LBO 条件下的燃烧效率远低于 100%, 这说明有很大一部分燃料未完全燃烧就从燃烧室排出。如图 12 所示, 喷嘴和旋流器的变化都会导致燃烧效率的变化。可以推断, 流场和雾化特性都会影响燃烧效率, 它们对燃烧稳定性的影响需要综合考虑。双径向燃烧室的燃烧效率约为 0.657 ± 0.1 , 双轴向燃烧室的燃烧效率约为 0.285 ± 0.1 。对于 A4 燃烧室, 虽然其出口温度最低, 但其燃烧效率也是最低的。因此, 综合考虑出口温度和燃烧效率时, A4 的油气比可能不是最小的。通常, 在实际的 LBO 过程中, 单独的出口温度和燃烧效率都不足以表示 LBO 极限, 只有两者结合才能准确表示 LBO 极限。

此外, 在 LBO 工况下, 双轴向燃烧室的出口

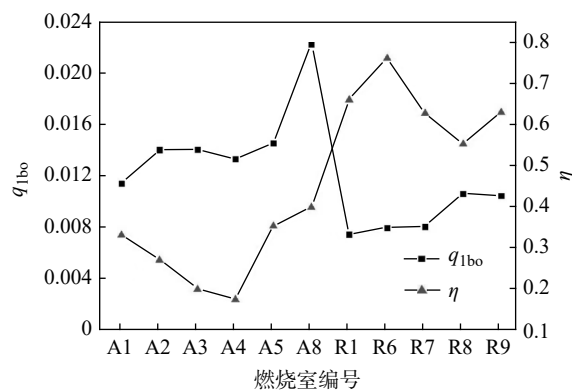


图 12 LBO 工况下的油气比与燃烧效率

Fig. 12 Fuel air ratio and combustion efficiency at LBO conditions

温度一般较低。由于双轴向旋流器雾化性能较差,燃烧室出现局部富油区,如图 7 所示。因此,即使低的燃烧效率导致 LBO 极限较高,由于局部富油区的存在,双轴向燃烧室仍能以低的热释放维持燃烧。

3.4 雾化特性与 LBO 极限之间的关系

喷雾的雾化特性包括液滴的 SMD、喷雾空间分布和液滴初始速度等。这些特性对控制 LBO 极限在内的燃烧性能起着重要作用。本节将重点讨论这些雾化特性与燃烧稳定性之间的关系,并解释这些雾化特性控制 LBO 性能的物理机制。

为了保证火焰的稳定燃烧,燃烧产生的热量不能低于再循环区内新鲜混合物被点燃所需的热量^[28]。雾化特性对燃烧稳定性的影响体现在 LBO 工况附近的实际燃烧放热强度。根据 3.2 节的研究,在 LBO 条件下,不同雾化特性的喷雾火焰会表现出不同的火焰性能。其中,LBO 条件下的出口温升代表了维持燃烧所需的最小热量、理想的 LBO 极限和贫油燃烧的潜力。忽略燃烧室内的热损失和燃油质量,燃烧产生的热量都用来加热进口空气,则有

$$Q_{\text{actual}} \approx \dot{m}_a c_p (T_{4,\text{actual}} - T_3) \quad (6)$$

式中 Q_{actual} 是燃烧实际放热量, $\dot{m}_a$ 是进口空气流量, $T_{4,\text{actual}}$ 和 T_3 分别是燃烧室实际出口温度和进口温度, c_p 是比定压热容。假设喷入燃烧室的燃料全部汽化燃烧,则式(6)中的放热量对应于理想的 LBO 油气比 $q_{\text{lbo,ideal}}$

$$q_{\text{lbo,ideal}} \propto Q_{\text{actual}} \quad (7)$$

由式(6)、式(7)得到

$$q_{\text{lbo,ideal}} \propto T_{4,\text{actual}} - T_3 \quad (8)$$

由式(8)可知,理想的 LBO 油气比与出口温升成正比。根据图 12 可以发现,在实际试验中,

有很大一部分燃料没有完全燃烧,燃烧效率远远低于 100%,这就导致了实际的 LBO 极限。实际的 LBO 油气比 $q_{\text{lbo,actual}}$ 与理想 LBO 油气比 $q_{\text{lbo,ideal}}$ 之间的关系如下:

$$q_{\text{lbo,actual}} = \frac{q_{\text{lbo,ideal}}}{\eta} \quad (9)$$

如图 13 所示,燃烧效率可以用来表示燃烧室达到其贫油燃烧潜力的程度。燃烧效率越大,潜力实现得越彻底,实际的 LBO 极限也越接近理想的 LBO 极限。SMD、初始液滴速度和流场决定了燃烧效率。SMD 影响燃料液滴完全蒸发所需的时间。SMD 越大,液滴蒸发时间越长,在有限停留时间内未蒸发燃烧的燃料比例越大。初始液滴速度越大,液滴在再循环区停留时间越短,浪费的燃料越多。而流场决定了再循环区的长度,再循环区越长,液滴停留时间越长,燃烧也就越完全。

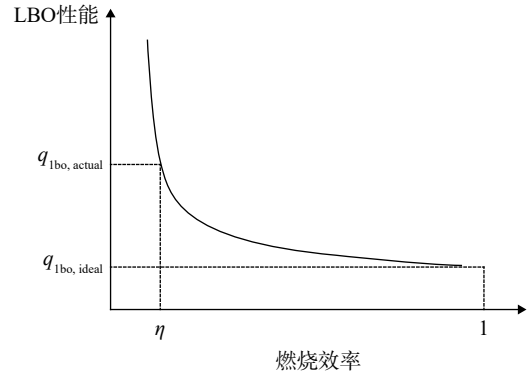


图 13 LBO 性能与燃烧效率的关系

Fig. 13 Relationship between LBO performance and combustion efficiency

综上,LBO 工况下的出口温升和燃烧效率是估算 LBO 极限的关键参数。如图 14 所示,在 LBO 工况下,雾化特性通过分别影响出口温升和燃烧效率来影响 LBO 极限。一个有利于火焰稳

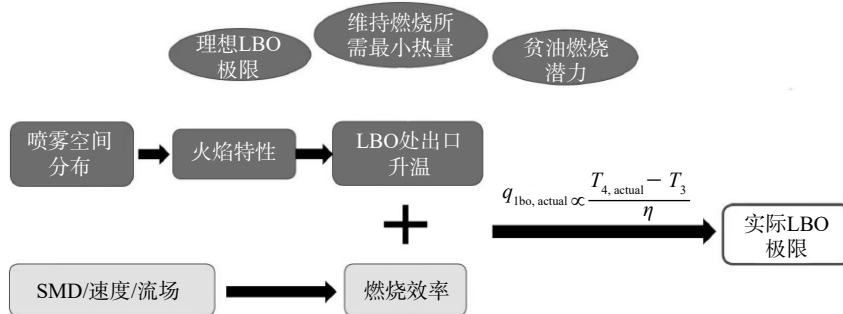


图 14 雾化特性对 LBO 性能影响示意图

Fig. 14 Schematic of effect of atomization on LBO performance

定的喷雾空间分布会导致火焰在熄火时的出口温升较低。这个较低的出口温升是良好 LBO 性能的前提条件。在此前提下, 由 SMD、初始液滴速度和流场决定的燃烧效率越大, 实际的 LBO 极限就越接近理想的 LBO 极限。同时满足较低的出口温升和较高的燃烧效率的火焰才可以获得最佳的 LBO 性能。一方面, 较低的出口温升提供了 LBO 极限的下限, 但火焰最终接近这个下限的程度还取决于燃烧效率。另一方面, 无论燃烧效率有多高, LBO 极限仍然受到火焰本身出口温升所决定的 LBO 下限的限制。

4 结 论

通过对雾化特性、LBO 极限、出口温度以及燃烧效率的分析, 得到雾化特性与贫油熄火特性之间的如下结论:

1) 不同结构和喷嘴的燃烧室 LBO 性能有很大差异。其中双径向燃烧室的 LBO 性能普遍优于双轴向燃烧室。

2) 雾化特性中的 SMD、液滴速度、喷雾空间分布等参数都影响着 LBO 极限, 仅靠 SMD 无法代表所有雾化特性对 LBO 性能的影响。

3) 双轴向结构的空心喷雾使得火焰根部远离中心回流区, 不利于火焰稳定; 双径向结构的实心喷雾使得火焰根部集中在中心回流区, 有利于火焰稳定; 双轴向结构喷雾局部富油区的存在使得火焰能够在较低的放热量下维持。

4) 不同雾化特性的燃烧室在接近贫油熄火时的燃烧效率和出口温度有很大不同。熄火时的出口温度代表了火焰维持燃烧所需的最小热量、贫油熄火性能的最大潜力, 也就是理想的贫油熄火极限。燃烧效率反映了燃烧室实际贫油熄火极限与理想熄火极限之间的差距。

参考文献:

- [1] ZHANG Zhichao, CHEN Longfei, LU Yiji, et al. Lean ignition and blow-off behaviour of butyl butyrate and ethanol blends in a gas turbine combustor[J]. *Fuel*, 2019, 239(1): 1351-1362.
- [2] KUMAR A, CHATTERJEE K, MUKHOPADHYAY A, et al. Experimental characterization of premixed flame in gas turbine combustor with spectroscopy and RGB analysis[R]. Mumbai, India: ASME 2012 Gas Turbine India Conference, 2012.
- [3] JIN Yi, HE Xiaomin, ZHANG Jingyu, et al. Experimental study on emission performance of an LPP/TVC[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, 25(3): 335-341.
- [4] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. New York, US: McGraw-Hill Book Company, 1983.
- [5] MANAMPATHY G, GIRIDHARA G, MONGIA H C, et al. Swirl cup modeling: Part VIII spray combustion in CFM-56 single cup flame tube[R]. AIAA-2003-0319, 2003.
- [6] POLYMERPOULOS C E, DAS S. The effect of droplet size on the burning velocity of kerosene-air sprays[J]. *Combustion and Flame*, 1975, 25(1): 247-257.
- [7] ALSULAMI R, WINDELL B, NATES S, et al. Investigating the role of atomization on flame stability of liquid fuels in an annular spray burner[J]. *Fuel*, 2020, 265(1): 116945.1-116945.11.
- [8] GONG J S, FU W B. The experimental study on the flow characteristics for a swirling gas-liquid spray atomizer[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2007, 27(17): 2886-2892.
- [9] WAGNER H G. Soot formation in combustion[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1979, 17(1): 3-19.
- [10] BAXTER M R, LEFEBVRE A H. Weak extinction limits of large scale flame holders[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1992, 114(4): 776-782.
- [11] STURGESS G J, HENEGHAN S P, VANGSNESS M D, et al. Effects of back-pressure in a lean blow-out research combustor[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1993, 115(3): 486-498.
- [12] LIEUWEN T, MCDONELL V, PETERSEN E, et al. Fuel flexibility influences on premixed combustor blow-out, flashback, auto ignition and stability[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2008, 130(1): 011506.1-011506.10.
- [13] HAYASHI S, KUMAGAI S. Flame propagation in fuel droplet-vapor-air mixtures[J]. *Symposium on Combustion*, 1975, 15(1): 445-452.
- [14] MIZUTANI Y, NAKAJIMA A. Combustion of fuel vapor-drop-air systems: Part II spherical flames in a vessel[J]. *Combustion and Flame*, 1973, 20(3): 351-357.
- [15] MIZUTANI Y, NAKAJIMA A. Combustion of fuel vapor-drop-air systems: Part I open burner flames[J]. *Combustion and Flame*, 1973, 20(3): 343-350.
- [16] LEVY Y, BULZAN D L. On the oscillation of combustion of a laminar spray[J]. *Combustion and Flame*, 1995, 100(4): 543-549.
- [17] NICOLI C, HALDENWANG P, SUARD S. Effect of substituting fuel spray for fuel gas on flame stability in lean pre-mixtures[J]. *Combustion and Flame*, 2007, 149(3): 295-313.
- [18] MUTHUSELVAN G, SURYANARAYANA R M, IYENGAR V S, et al. Effect of atomization quality on lean blow-out limits and acoustic oscillations in a swirl stabilized burner[J]. *Combustion Science and Technology*, 2019, 192(6): 1028-1052.
- [19] DUVVUR A, CHANG C H, SIRIGNANO W A. Oscillatory fuel droplet vaporization: driving mechanism for combustion instability [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(2): 358-365.
- [20] LIU Cunxi, LIU Fuqiang, YANG Jinhui, et al. Investigations of the effects of spray characteristics on the flame pattern and combustion stability of a swirl-cup combustor[J]. *Fuel*, 2015, 139(1): 529-536.
- [21] ESCLAPEZ L, MA P C, MAYHEW E, et al. Large-eddy simulations of fuel effect on gas turbine lean blow-out[R]. AIAA 2017-1955, 2017.
- [22] SUN Lei, HUANG Yong, LIU Zhilin, et al. Investigation of effect of atomization performance on lean blowout limit for gas turbine combustors by comparison of utilizing aviation kerosene and methane as fuel[J]. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 2021, 40(1): 1-10.
- [23] MISHRA R K, KUMAR S K, CHANDEL S. Effect of fuel particle size on the stability of swirl stabilized flame in a gas turbine com-

- bustor[J]. *International Journal of Turbo and Jet-Engines*, 2015, 32(2): 129-141.
- [24] MISHRA R K, KUMAR S K, CHANDEL S. Effect of spray cone angle on flame stability in an annular gas turbine combustor[J]. *International Journal of Turbo and Jet-Engines*, 2016, 33(1): 35-44.
- [25] MAYHEW E, MITSINGAS C M, MCGANN B, et al. Spray characteristics and flame structure of Jet A and alternative jet fuels[R]. AIAA 2017-0148, 2017.
- [26] LEFEBVRE A H. Fuel effects on gas turbine combustion: ignition, stability, and combustion efficiency[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1985, 107(1): 24-37.
- [27] STOHR M, BOXX I, CARTER C, et al. Dynamics of lean blowout of a swirl-stabilized flame in a gas turbine model combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 2953-2960.
- [28] LONGWELL J P, FROST E E, WEISS M A. Flame stability in bluff body recirculation zones[J]. *Industrial and Engineering Chemistry*, 1953, 45(8): 1629-1633.
- [29] MUTHUSELVAN G, SURYANARAYANA R M, IYENGAR V S, et al. Effect of lean primary-zone operation on emissions and stability of non-premixed combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2021, 37(1): 47-58.

(编辑: 秦理曼)