

弱旋流喷嘴的污染排放和燃烧稳定性分析

张 弛, 于博文, 杨 谦, 刘成川, 林宇震

(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: 基于弱旋流喷嘴(LSI)的弱旋流燃烧技术具有极低的 NO_x 污染排放能力. 分析了弱旋流燃烧的稳定燃烧和降低污染排放的原理, 发现其特殊的流动形式及其与湍流火焰传播的匹配是决定其燃烧稳定性和污染排放的主要因素. 而弱旋流喷嘴的旋流叶片角度、直径比和流量比等关键参数会影响 LSI 的下游流动特征, 进而影响其燃烧性能. 燃料对 LSI 燃烧稳定性和污染排放的影响主要是通过火焰传播速度和绝热火焰温度发挥作用. 为了将液体燃料应用于 LSI, 目前主要采用了预混预蒸发的方式, 试验结果表明: 其 NO_x 排放可比采用常规强旋流喷嘴的燃烧室降低 10%~60%, 但存在自燃和回火的风险. 而 LSI 喷雾燃烧的方式, 则需要针对弱旋流液雾燃烧开展更深入的基础研究. 只有解决了液体燃料的 LSI 应用问题, 才能发展出不同于传统强旋流燃烧的新一代航空发动机超低排放燃烧室.

关 键 词: 民用航空发动机; 燃气轮机; 燃烧室; 弱旋流喷嘴; 低排放

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Analysis of low-swirl injector emissions and combustion stabilization

ZHANG Chi, YU Bo-wen, YANG Qian,

LIU Cheng-chuan, LIN Yu-zhen

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,

School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Low-swirl combustion technology based on low-swirl injector (LSI) has an ability of ultra-low emission. The principle of the low-swirl combustion stabilization and emissions reduction was analyzed; it was found that its special flowfield structure matching the turbulent flame propagation was a key factor for combustion stabilization and pollution emissions. Key parameters such as the vane angle, radius ratio and mass flow ratio, could impact the downstream flow characteristics of LSI, which would further affect the combustion performance. Fuels impact the combustion stabilization and pollution emissions of LSI by the flame speed and adiabatic flame temperature. To apply the liquid fuel in LSI, the premixed prevaporised combustion was adopted at present, and the experimental results indicated that it could reduce 10%—60% of NO_x emissions compared with the traditional high swirl injector combustor, along with a risk of autoignition and flashback. And for LSI spray combustion, more basic researches on the liquid spray combustion in low-swirl flow shall be required. It is difficult to develop next-generation ultra-low emission combustor for aero-engines different from the traditional high-swirl combustion, unless solving the application problem of LSI using liquid fuel.

收稿日期: 2014-04-04

作者简介: 张弛(1979—), 男, 四川成都人, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机燃烧及燃料研究.

Key words: civil aero-engine; gas turbine; combustor; low-swirl injector; low emissions

燃气轮机(包括地面燃机和航空发动机)的燃烧过程会产生一氧化碳(CO)、未燃碳氢(UHC)、氮氧化物(NO_x)、冒烟(smoke)等污染物,这些污染排放会对人类健康和环境产生不利影响^[1-3].随着发动机整机效率的提高,燃烧室的工作压力和温度不断增加^[4-5],这使得 NO_x 排放成为最难控制的污染物^[6].

对于航空发动机,虽然其污染排放在全球热动力装置的总排放量中所占比例很小,但它具有排放地域和空域集中的特点^[7],所造成的影响是非常显著的.国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)所关注的航空发动机污染排放限值越来越严格,2014 年开始执行 CAEP/8 标准,NO_x 排放比 CAEP/6 标准进一步降低 15%^[8-11].

大多数地面燃气轮机以天然气为燃料,目前污染物排放标准也主要是针对 NO_x 排放,但各个国家和地区的污染排放标准差异较大.美国某些地区要求以天然气为燃料的燃气轮机的 NO_x 排放应低于 5×10^{-6} ^[12].日本和欧洲一些国家则要求 NO_x 排放不高于 9×10^{-6} ^[2],中国北京 2011 年出台的标准要求地面燃气轮机的 NO_x 排放低于 24×10^{-6} ^[13].

由燃烧室 NO_x 产生来源和机理可知^[14],目前降低 NO_x 排放的主要手段是降低燃烧区温度和减少反应物驻留时间,要求燃料与空气混合均匀.

以此为依据地面燃机燃烧室类型发展出了干式低 NO_x 燃烧技术(dry-low Nox, DLN)^[15-17],而航空发动机则发展出了 lean premixed prevaporized(LPP)^[18-20],rich-quench-lean (RQL)^[21-22],以及应对更高增压比的 lean direct inject (LDI)等燃烧技术^[23-24].

但以上燃烧技术是利用传统强旋流喷嘴(high-swirl injector, HSI)产生强旋回流区以稳定火焰并组织燃烧.采用 DLN 燃烧技术的地面燃气轮机以天然气为燃料,NO_x 排放可降至 25×10^{-6} (15% O₂),但很难降低到 5×10^{-6} 以下^[1].而采用航空煤油的 LPP, RQL 和 LDI 燃烧技术可符合 CAEP/8 要求,但要达到比 CAEP/6 标准低 75% 以上的超超低排放水平,还面临诸多困难^[3].相对来说, LPP 和 LDI 等贫油燃烧技术比

RQL 燃烧技术的减排潜力更大一些.

但若要进一步降低 NO_x 排放,传统贫油燃烧技术需要工作在贫油边界附近,此时会出现振荡燃烧和燃烧稳定工作边界过窄等问题^[25].

为了应对越来越严格的排放要求,无论是地面燃机还是航空发动机,都需要发展更有效的、创新的燃烧技术,以达到更低的污染排放水平.而弱旋流燃烧是目前引起国内外较多关注的新型低排放燃烧技术之一.

1 弱旋流燃烧技术

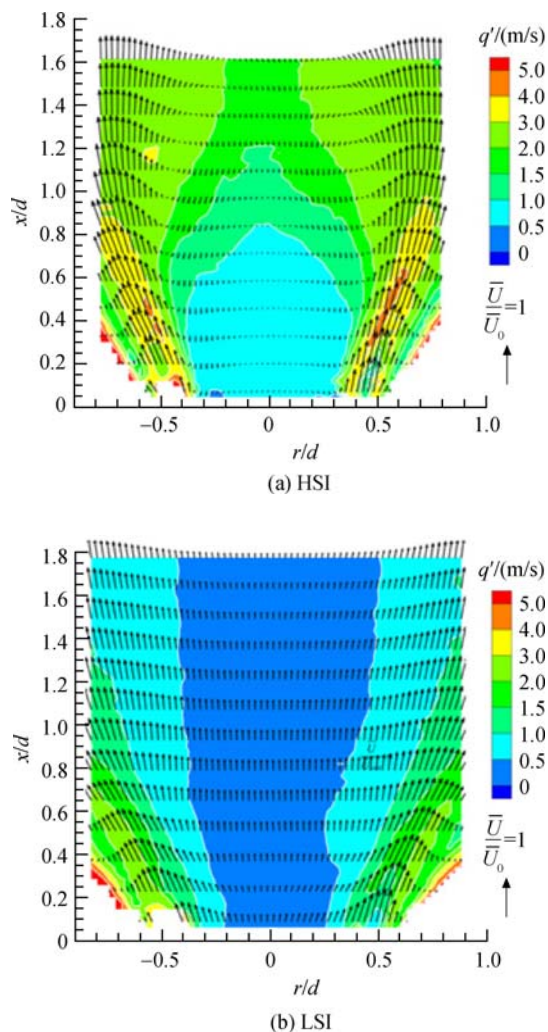
弱旋流燃烧技术总体上采用贫油预混燃烧,通过弱旋流喷嘴(low-swirl injector, LSI)实现,最早由 Cheng 等人提出,具有极低污染排放能力,而且燃烧稳定性也满足工程要求^[1,25-28].

1.1 弱旋流燃烧稳火机理

传统的强旋流喷嘴^[29-32]利用旋流在喷嘴出口中心线附近产生强回流区,利用回流区内的低流速稳定燃烧,充分掺混,并将高温燃烧产物回流至上游,作为新鲜混气的稳定点火源,实现燃烧的稳定性,其燃烧反应流场如图 1(a)所示(图中 x 为轴向半径, r 为径向半径, d 为旋流杯出口直径, U 为当地局部速度, U_0 为整体平均速度).但这同时为 NO_x 生成提供了高温区和长驻留时间,不利于降低污染排放.

与之不同,弱旋流燃烧中的火焰稳定依靠流场速度和湍流火焰传播速度匹配,与驻定火焰类似^[33-34],可以用一维平面火焰处理.弱旋流燃烧中其流场并无回流区,如图 1(b)所示.如此一来,火焰高温区仅是一个面,这就限制了高温下 NO_x 的生成.

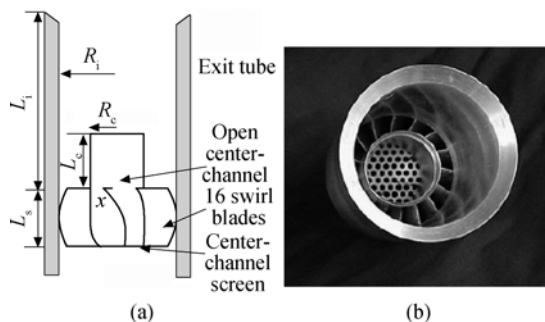
以典型的预混燃烧弱旋流喷嘴 LSI 结构为例,其主要由外旋流器、中心体和掺混段三部分组成,图 2 所示.进入 LSI 的预混气通过中心多孔板和外旋流器射出,形成核心为无旋流动而外环为旋转流动的复合射流.中心无旋射流用于抑制下游回流区的形成,同时外环旋转流动产生的离心力使射流在出口下游出现流动扩张,轴向逆压梯度使无旋流动的轴向速度线性减小,并随射流距离的增加逐步衰减,从而在下游形成流动扩张区,这种稳定的流动结构使下游流场沿径向的轴向速

图 1 反应平均速度矢量和湍动能云图^[25]Fig. 1 Reacting mean velocity vectors and turbulent kinetic energy contours^[25]

度分布呈现“弓型”分布,即轴向速度中心小、两侧大,如图 1(b)。

在 LSI 出口平均流速大于湍流火焰传播速度的前提下,流动扩张区内由于射流的轴向速度随轴向距离的增加而线性减少,存在气流速度与火焰传播速度相同的位置,则火焰驻定在此处,且大多为脱体火焰(当火焰传播速度较高时会出现附体火焰^[35-36])。

文献[37]研究表明,当来流速度较高时,会使 LSI 下游流动扩张区内的速度衰减加快,当其超过某一临界值,流动扩张区下游会出现回流速度较小的弱回流区。因此,增加来流速度会加强流动扩张区。此外,当进口条件发生变化时,流场中的湍流强度随之改变,从而改变湍流火焰速度 S_t ,弱旋流燃烧场中的火焰位置也随之改变。因此,LSI 的整个火焰稳定过程是通过气动反馈而自行调节的。

图 2 典型 LSI 示意图和俯视图^[37]Fig. 2 Schematics and top view of a typical LSI^[37]

1.2 弱旋流喷嘴 LSI 关键参数

弱旋流喷嘴 LSI 的关键参数包括中心体半径 R_c ,喷嘴内径 R_i ,旋流器轴向长度 L_s ,掺混段长度 L_i ,中心体长度 L_c ,直径比 $R = R_c/R_i$,轴向叶片叶片角 α (或径向孔入射半径 R_i ^[33,38])等结构参数,以及整体平均速度 U_0 和旋流数等气动参数。

旋流数(swirl number)^[2]是表征旋流强度的无量纲参数,对于 LSI,其出口总的旋流数可按下式计算^[25,39]:

$$S_n = \frac{2}{3} \frac{\tan \alpha (1 - R^3)}{1 - R^2 + \left[m^2 \left(\frac{1}{R^2} - 1 \right)^2 \right] R^2} \quad (1)$$

其中中心体多孔板和外旋流器的空气流量比 $m = m_c/m_s$ 。

而国内尹航等人^[39-41]研究发现,LSI 存在临界旋流数,当设计旋流数超过该临界值时,LSI 流场中会出现中心回流区,且该临界旋流数的大小与进口雷诺数无关。

此外,LSI 的直径比 R 应小于 0.8,以减少压力损失;多孔板的阻塞比不应过大以避免出现回流区^[42]。

1.3 弱旋流流动特点

弱旋流流场结构对火焰稳定至关重要,其典型的冷态和热态中心线上轴向速度分布如图 3,定义速度分布的延长线与 $U/U_0 = 1$ 的交点为扩张流动的虚拟起点 x_0 , $(dU/dr)/U_0$ 为无量纲轴向拉伸率 a_x ,同样 $(dV/dr)/U_0$ 为无量纲径向拉伸率 a_r 。

燃烧释热使得轴向拉伸率的绝对值 $|a_x|$ 增加,虚拟起点的绝对值 $|x_0|$ 减小。此外,通过对比不同进口雷诺数的流场变化还发现,进口雷诺数提高会使 $|x_0|$ 增加,但对 a_x 没有影响,因此对于

不同的进口雷诺数 LSI 近场的速度型具有高度相似性。

在热态流场中,中心处轴向速度沿轴向分布呈现 3 个阶段:

第 1 阶段,速度线性减小,这是由流动扩张引起,且轴向和径向拉伸率比存在 $a_x/a_r \approx 2$ 的关系。

第 2 阶段,速度提高,这是由燃烧放热引起的,燃料的沃白指数(Wobbe index)决定了这一阶段的速度分布^[28,43]。

第 3 阶段,速度再次线性减小,这是由后火焰区的燃烧释热和流动扩张共同作用引起的,对于进口雷诺数大于 64 000 时,速度会出现负值,即流场下游出现弱回流区^[37]。

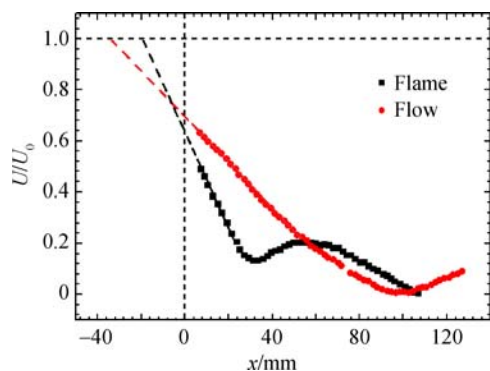


图 3 反应与非反应流动轴向速度分布^[37]

Fig. 3 Axial profiles of the reacting and non-reacting flows^[37]

1.4 弱旋流中的湍流火焰传播速度

由于弱旋流稳火机理与湍流火焰传播速度 S_t 密切相关,因此需要重点考虑其湍流火焰传播速度,湍流火焰速度的测量方法见文献[44-45]。

Robert Cheng 对已有文献[25-27, 46-47]进行整理,发现弱旋流燃烧中 S_t 与湍流速度脉动 u' 存在明显的线性关系,即

$$\frac{S_t}{S_l} = 1 + K \left[\frac{u'}{S_l} \right] \quad (2)$$

其中 K 是经验系数。对于不同的弱旋流喷嘴结构、空气流量、燃料种类, K 取值范围为 1.73 ~ 3.17^[48]。

假设在弱旋流中心线上,流动速度与湍流火焰传播速度达到平衡,即

$$U_0 - \frac{dU}{dx}(x_f - x_0) = S_t \quad (3)$$

其中 x_f 为火焰前锋的轴向坐标。

根据方程(2)和方程(3)可知

$$1 - \frac{dU}{dx} \frac{x_f - x_0}{U_0} = \frac{S_l(1 + Ku')}{U_0} \quad (4)$$

对于同一种结构和燃料,在弱旋流燃烧场中 K 是一个常数。当 U_0 较大时, S_l/U_0 可以忽略 ($0.2 \text{ m/s} < S_l < 0.7 \text{ m/s}$)。因此当 U_0 较大时, $x_f - x_0$ 变化幅度很小,对 U_0 变化不敏感。

将式(4)改写为

$$x_f - x_0 = \frac{1 - \frac{S_l(1 + Ku')}{U_0}}{\frac{dU/dx}{U_0}} \quad (5)$$

由以上方程可知,为了防止回火,应具备 $(x_f - x_0) > 0$ 条件,即火焰前锋应在 LSI 出口下游,因此整体平均速度 U_0 应大于湍流火焰速度 S_t ,这与回火实验^[49]中的现象一致。

2 LSI 燃烧稳定性

由于与传统强旋流喷嘴 HSI 的稳火机理存在区别,弱旋流喷嘴 LSI 的燃烧稳定性首先受到关注。是否能够与强旋流喷嘴同样满足燃气轮机燃烧室需求,成为弱旋流喷嘴应用中必须解决的问题。

2.1 进口条件对 LSI 贫油熄火性能的影响

图 4 展示了以甲烷为燃料的 LSI 贫油熄火 LBO 特性,横坐标为整体平均速度 U_0 ,纵坐标 Φ 为以标准工况下的贫熄当量比为基准的相对贫熄当量比值。从图中可以发现,进口空气温度和压力的增加会改善贫油熄火性能,这一点与传统强旋流喷嘴是一致的。当温度大于 660 K、压力大于 0.707 MPa(7 atm)时,LSI 可以在整体平均速度 U_0 高达 85 m/s 的范围内稳定燃烧,且此时的贫油熄火当量比对 U_0 不敏感。

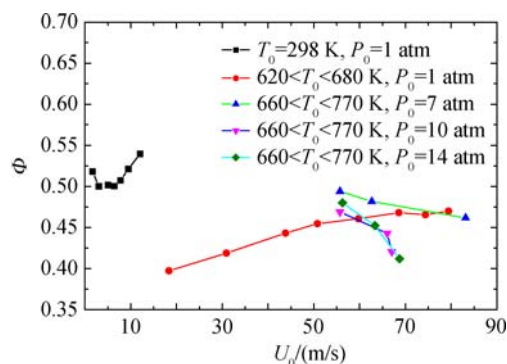


图 4 不同压力和预热温度下的天然气 LSI 贫油熄火极限^[28]

Fig. 4 LSI lean blow-off limits for natural gas at different pressure and preheat temperature^[28]

2.2 LSI 与 HSI 的贫油熄火对比

为了比较 LSI 和 HSI 的贫油熄火性能, Johnson 等人^[25]在出口旋流数为 0.73 的 HSI 结构基础上进行小幅度改动,将中心位置喷嘴替换为多孔板,形成出口旋流数为 0.5 的弱旋流喷嘴 LSI,流场具有典型弱旋流流动特征. 图 5 展示了标准状态 (standard temperature and pressure, STP) 下这两种喷嘴的贫油熄火极限,此时 LSI 的贫油熄火当量比低于 HSI 的,意味着在 0~15 m/s 的平均整体速度条件下该 LSI 结构拥有更宽的稳定燃烧范围. 根据 Dhanuka 等人^[50]的研究结果,减小燃烧区的湍动能可以增强贫油条件下的燃烧稳定性; Kang, Bagheri-Sadeghi 等人^[51-52]的研究表明热声耦合主要发生在剪切层等湍动能较大的地方,随湍动能的增加会引起燃烧不稳定. Therkelsen 等人^[53]发现在湍动能较强的区域最先出现燃烧不稳定性. 通过对比两者流场中的湍动能可以发现 LSI 的流场中心线附近湍动能远小于 HSI. 因此在标准状态的极贫条件下,平均整体速度低于 15 m/s 时,LSI 的燃烧稳定性高于 HSI,可以实现更稳定的燃烧.

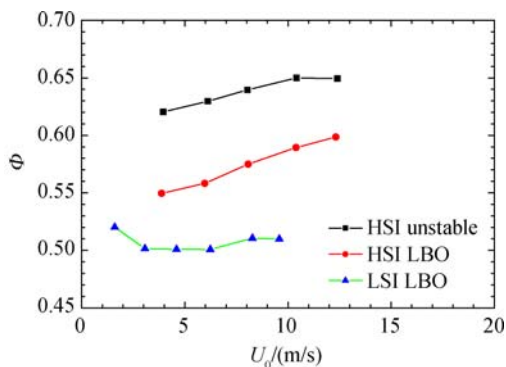


图 5 标准状态下的火焰不稳定性及贫油极限^[25]

Fig. 5 Flame instability and lean blow-off limits at STP^[25]

2.3 燃料对 LSI 贫油熄火的影响

文献^[28]以 H_2 , CH_4 和 C_3H_8 等为燃料,研究了不同燃料 LSI 的贫油熄火特性,如图 6 所示. 采用 CO_2 和 N_2 等气体对燃料进行稀释,并不会明显影响到 LSI 的贫油熄火性能. 但随着 C_2H_4 和 H_2 等更高火焰传播速度的燃料加入,LSI 的贫油熄火当量比 ϕ_{LBO} 将显著降低,文献^[54-55]也得出了相同的结论. 这与前面所阐述的弱旋流稳火机理是一致的,即火焰传播速度越高,LSI 的稳定性越好.

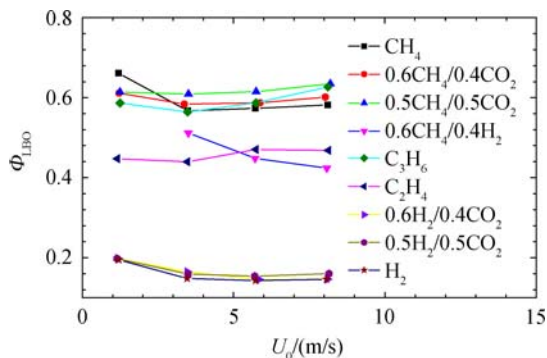


图 6 燃用不同燃料的 LSI 贫油熄火极限^[28]

Fig. 6 LSI lean blow-off limits for different fuels^[28]

3 LSI 污染排放

弱旋流喷嘴 LSI 下游流场不存在回流区,这就大大减少高温燃烧反应物在燃烧室中的驻留时间,有利于降低以热力型为主的 NO_x 排放^[56].

3.1 LSI 与 HSL 污染排放对比

为了比较相同条件下的 LSI 和 HSI 的污染排放性能, Johnson 等人^[25]采用 HSI 的燃烧器改为使用 LSI,并测量了不同工况下的污染排放,如图 7 所示. 当预混气绝热火焰温度 (T_{ad}) 低于 1920 K 时,所有工况下的 LSI 燃烧产生的 NO_x 排放均小于 5×10^{-6} ,而 HSI 仅在贫油熄火边界附近 NO_x 排放才会降到 5×10^{-6} ,在大功率条件下,HSI 的 NO_x 排放大约为 LSI 的 2.5 倍.

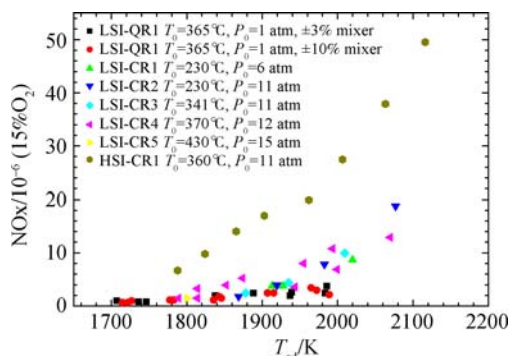


图 7 不同压力和预热温度下 LSI 和 HSI 的 NO_x 排放^[25]

Fig. 7 Comparison of NO_x emissions of LSI and HSI at different pressure and preheat temperature^[25]

通过对比不同混合均匀度的预混气 LSI 燃烧污染排放,可知预混气当量比的不均匀性对 NO_x 排放影响较小,但是对 CO 排放影响较大,进而影响到燃烧效率^[57]. 因此,应尽量提高 LSI 进口预混气的混合均匀性,才能在降低 NO_x 排放的同时,也保持低的 CO 排放.

3.2 燃料对 LSI 污染排放的影响

对于不同的燃料, LSI 的 NO_x 排放与燃料和空气混合物的当量比 Φ 呈指数关系^[28]. 对于给定的当量比 Φ , NO_x 排放与沃白指数 (Wobbe index) 有关. 事实上, 对于 H_2 , CH_4 和 C_3H_8 等燃料, LSI 均可在远离贫油熄火边界的工况下达到低于 5×10^{-6} 的排放水平.

图 8 展示了不同燃料 LSI 燃烧的 NO_x 排放与绝热火焰温度呈指数关系. 在 $T_{\text{ad}} < 1850 \text{ K}$ 时, NO_x 排放均在 5×10^{-6} 以下, 主要是因为此时热力型 NO 生成量很小.

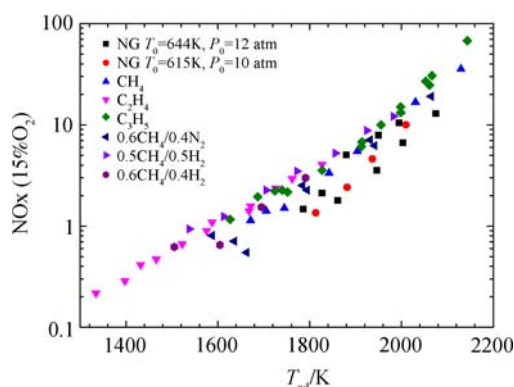


图 8 燃用不同燃料 LSI 的 NO_x 排放对比^[28]

Fig. 8 Comparison of LSI NO_x emissions for different fuels^[28]

3.3 LSI 在燃气轮机中的应用

为了验证弱旋流燃烧在燃气轮机上的应用, 将 LSI 安装在 T70 燃气轮机中进行排放测试实验^[58], 燃料为天然气.

在设计点压力和温度下, 单头部燃烧室 NO_x 排放数据如图 9, 可以看出, 装有 LSI 的燃烧室可

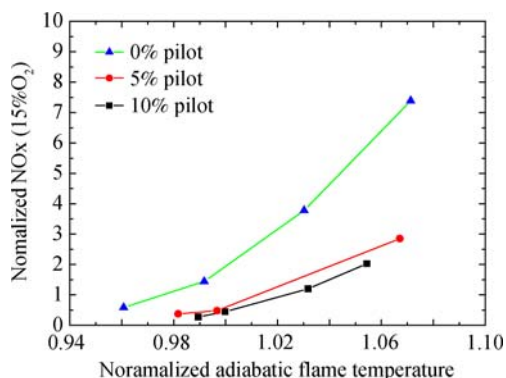


图 9 模拟满负荷条件下 LSI 的 NO_x 和 CO 排放^[58]

Fig. 9 LSI NO_x and CO emissions at simulated full load^[58]

以在较宽的范围内达到小于 5×10^{-6} 的 NO_x 排放水平, 且预燃级燃料流量分配在 $0\% \sim 5\%$ 范围内变化不会对 NO_x 排放有显著影响. 此外, 降低进口温度和压力, 对 NO_x 排放和火焰稳定性影响都不大.

常压全环燃烧室实验中, LSI 的污染排放趋势与单头部实验一致, 但由于进口压力较低, 全环实验的 NO_x 排放更低^[15].

此外, 实验中发现喷嘴出口的油气分布不够均匀, 可通过优化喷嘴出口的油气分布, 进一步降低 NO_x 排放^[23,56].

4 液态燃料的 LSI 应用

弱旋流燃烧特有的流场结构使其具有污染排放低、稳定燃烧范围宽等优点, 但目前大多数研究都是针对气态燃料开展的, 若要应用于航空领域, 需要解决航空煤油等液态燃料的应用问题.

对于液态燃料, 燃烧性能受到燃油雾化、蒸发以及油气掺混等物理过程的影响. 受气态燃料的 LSI 启发, 可采用预混预蒸发装置将液态燃料进行蒸发混合, 进而形成与气态燃料相似的燃烧组织方式. 但对于液态燃料, 一个最大的问题是在 LSI 气流通道中加入燃油喷嘴可能会影响到流动扩张区的形成.

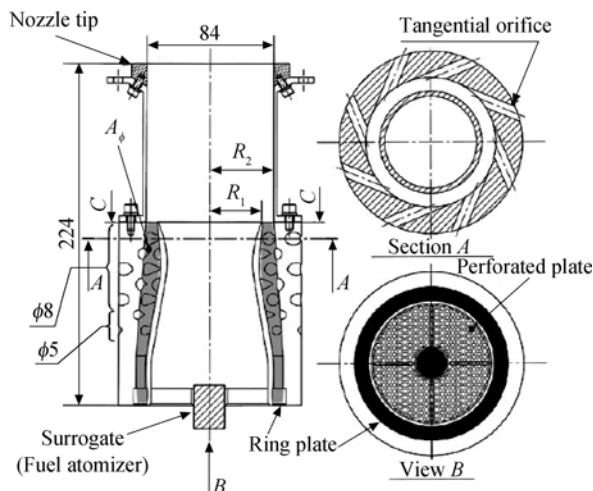
目前已公开发表的文献中, 仅 Koyama 等人^[38]开展了液态燃料的 LSI 实验研究, 其 LSI 结构如图 10 所示, 在预混预蒸发段采用了出口旋流数为 0.5 的使用径向孔式外旋流器的 LSI.

PIV 流场测试表明, 该 LSI 下游流场为典型的弱旋流流场, 存在流动扩张区, 其冷态和热态流场与使用气态燃料的 LSI 相似. 常压条件下使用煤油为燃料的 LSI 可以成功点火且稳定燃烧, 火焰位置与 CH_4 为燃料的火焰基本相同.

将该液态燃料 LSI 安装在 290 MW 的燃气轮机中进行测试 (进口温度 473 K), 结果表明其可以在全部工况范围内稳定燃烧.

相比与 HSI 燃烧室, LSI 产生的脱体火焰可以使头部端壁温度降低 200 K 左右, 可大大减少头部冷却空气量. 此外, NO_x 排放在小工况下则减少 50% 左右, 大工况下则减少 10%. 但 LSI 的 CO 排放有所增加, 这是由于燃油都喷射到预混管中心而导致燃油分布不均匀所引起的.

液态燃料的预混预蒸发 LSI 方案存在另一个问题, 即在大工况条件下容易出现自燃和回火. 随着增压比的不断提升, 这个问题将越加突出. 未

图 10 燃用液体燃料的 LSI 示意图^[38]Fig. 10 Schematic of LSI for liquid fuel^[38]

来,可采用喷雾 LSI 方案来解决这个问题,避免预混预蒸发引起的自燃和回火。但是,液雾喷射如何与扩张流动相匹配,液雾在低湍动能气流中如何与空气快速混合,液雾在气流与火焰传播相平衡的脱体火焰中如何完全燃烧,将成为喷雾 LSI 必须解决的关键问题。

5 结 论

为了寻求更低排放的燃气轮机燃烧技术,本文着重分析了弱旋流喷嘴 LSI 的污染排放和燃烧稳定性特征,其特有的流场结构对燃烧性能将产生显著影响。

相比于强旋流喷嘴 HSI,相同工况条件下的弱旋流喷嘴 LSI 可以大大减少 NO_x 排放,主要原因是 LSI 下游不存在回流区,高温燃烧反应物驻留时间短,当然 NO_x 排放仍然会受燃烧火焰温度影响。LSI 燃烧稳定性是依靠流场速度和湍流火焰传播速度的匹配,低的湍动能有利于在极贫条件下保持燃烧稳定,因此 LSI 具有较宽的稳定燃烧范围,并且对平均速度不敏感。

为了将 LSI 应用于航空发动机低排放燃烧室中,必须发展液体燃料的 LSI 燃烧技术,可采用预混预蒸发和喷雾燃烧两种方案。预混预蒸发 LSI 需要避免自燃与回火等问题,而喷雾 LSI 则需要在流动匹配、油气混合及液雾火焰等方面开展更多的基础研究。并且,LSI 技术的污染排放和燃烧稳定性还需要在真实的发动机工况和部件结构中进行更广泛的验证,才能保证其应用的安全性与可靠性。

参考文献:

- [1] Ernest Orlando Lawrence Berkeley National Laboratory. NERSC 2008-2009 annual report [R]. Berkeley: LBNL-3476E, 2010.
- [2] Lefebvre A H, Ballal D R. Gas turbine combustion-alternative fuels and emissions [M]. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press, 2010.
- [3] 张弛, 林宇震, 徐华胜, 等. 民用航空低排放燃烧室技术发展现状及水平 [J]. 航空学报, 2014, 35(2): 332-350.
ZHANG Chi, LIN Yuzhen, XU Huasheng, et al. Development status and level of low emissions combustor technologies for civil aero-engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 332-350. (in Chinese)
- [4] 李孝堂. 燃气轮机的发展及中国的困局 [J]. 航空发动机, 2011, 37(3): 1-7.
LI Xiaotang. Development of gas turbine and dilemma in China [J]. Aeroengine, 2011, 37(3): 1-7. (in Chinese)
- [5] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [6] International Civil Aviation Organization. Aviation and climate change [R]. Montreal, Canada: International Civil Aviation Organization Environmental Reopot, 2010.
- [7] Lee D, Pitari G, Grewe V, et al. Transport impacts on atmosphere and climate: aviation [J]. Atmospheric Environment, 2010, 44(37): 4678-4734.
- [8] 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.
- [9] International Civil Aviation Organization. International Civil Aviation Organization, international standards and recommended practices, environmental protection, annex 16, to the Convention on International Civil Aviation: Volume II aircraft engine emissions [R]. Montreal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2008.
- [10] 彭云晖, 许全宏, 张弛, 等. 我国大飞机发动机低污染燃烧室发展考虑 [R]. 深圳: 中国航空学会 2007 年学术年会: 动力专题 54, 2007: 1-7.
- [11] Daggett D, Hadaller O, Hendricks R, et al. International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS). alternative fuel potential impact aviation [R]. NASA/TM-2006-214365, 2006.
- [12] Therkelsen P L, Littlejohn D, Cheng R K, et al. Parametric study of low-swirl injector geometry on its operability [R]. ASME Paper GT-2012-68436, 2012.
- [13] 北京市环境保护局, 北京市技术监督局. DB11/847-2011 固定式燃气轮机大气污染物排放标准 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2011.
- [14] Glassman I, Yetter R A. Combustion [M]. 4th ed. Burlington: Academic Press, 2008.
- [15] Leonard G, Stegmaier J. Development of an aeroderivative gas turbine dry low emissions combustion system [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1994, 116(3): 542-546.

- [16] Joshi N D, Epstein M J, Durlak S, et al. Development of a fuel air premixer for aero-derivative dry low emissions combustors[J]. ASME Paper 94-GT-253, 1994.
- [17] Willis J, Toon I, Schweiger T, et al. Industrial RB211 dry low emission combustion[J]. ASME Paper GT1993-93, 1993.
- [18] Foust M J, Thomsen D, Stickles R, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines[J]. AIAA-2012-0936, 2012.
- [19] 程明, 尚守堂, 刘殿春, 等. 燃油分级比例对 TAPS 燃烧室性能的影响[J]. 航空发动机, 2012, 38(4): 6-10.
CHENG Ming, SHANG Shoutang, LIU Dianchun, et al. Infeng of fuel-staging ratio on TAPS combustor performance[J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 6-10. (in Chinese)
- [20] 李杰. TAPS 燃烧室燃油喷嘴结构设计特点分析及思考[J]. 航空科学技术, 2010(1): 8-10.
LI Jie. Analysis of fuel nozzle configuration characteristic of TAPS Combustor[J]. Aeronautical Science and Technology, 2010(1): 8-10. (in Chinese)
- [21] McKinney R, Cheung A, Sowa W, et al. The Pratt & Whitney TALON X low emissions combustor: revolutionary results with evolutionary technology[R]. AIAA 2007-386, 2007.
- [22] 李杰. 富油燃烧-猝熄-贫油燃烧燃烧室技术分析[J]. 航空发动机, 2011, 37(2): 51-53.
LI Jie. Analysis of rich-burn/quick-quench/lean-burn combustor technology[J]. Aeroengine, 2011, 37(2): 51-53. (in Chinese)
- [23] Lazik W, Doerr T, Bake S, et al. Development of lean-burn low-NOx combustion technology at rolls-royce deutschland [R]. ASME Paper GT-2008-5115, 2008.
- [24] Nickolaus D A, Crocker D S, Black D L, et al. Development of a lean direct fuel injector for low emission aero gas turbines[R]. ASME Paper GT-2002-30409, 2002.
- [25] Johnson M R, Littlejohn D, Nazeer W A, et al. A comparison of the flowfields and emissions of high-swirl injectors and low-swirl injectors for lean premixed gas turbines[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 2867-2874.
- [26] Cheng R, Yegian D, Miyasato M, et al. Scaling and development of low-swirl burners for low-emission furnaces and boilers[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(1): 1305-1313.
- [27] Littlejohn D, Majeski A J, Tonse S, et al. Laboratory investigation of an ultralow NOx premixed combustion concept for industrial boilers[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(1): 1115-1121.
- [28] Littlejohn D, Cheng R K. Fuel effects on a low-swirl injector for lean premixed gas turbines[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 3155-3162.
- [29] Giridharan M G, Mongia H C, Jeng S M. Swirl cup modeling: Part VIII spray combustion in CFM56 single cup flame tube[J]. AIAA-2003-0319, 2003.
- [30] Jeng S M, Flohre N M, Mongia H. Swirl cup modeling: Part IX liquid atomization modeling [R]. AIAA-2004-0137, 2004.
- [31] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾, 流动和燃烧性能[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 1-14.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)
- [32] 张弛, 张荣伟, 徐国强, 等. 直射式双旋流空气雾化喷嘴的雾化效果[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 805-809.
ZHANG Chin, ZHANG Hongwei, XU Guoqiang, et al. Experimental investigation on atomization of an air-blast atomizer with plain-orifice nozzle and dual-swirl cup [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 805-809. (in Chinese)
- [33] Bedat B, Cheng R. Experimental study of premixed flames in intense isotropic turbulence[J]. Combustion and Flame, 1995, 100(3): 485-494.
- [34] Cheng R. Velocity and scalar characteristics of premixed turbulent flames stabilized by weak swirl[J]. Combustion and Flame, 1995, 101(1): 1-14.
- [35] Cheng R K, Littlejohn D, Strakey P A, et al. Laboratory investigations of a low-swirl injector with H₂ and CH₄ at gas turbine conditions[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 3001-3009.
- [36] Ballachey G E, Johnson M R. Prediction of blowoff in a fully controllable low-swirl burner burning alternative fuels: effects of burner geometry, swirl, and fuel composition [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 3193-3201.
- [37] Cheng R K, Littlejohn D, Nazeer W A, et al. Laboratory studies of the flow field characteristics of low-swirl injectors for adaptation to fuel-flexible turbines[J]. ASME Paper GT-2006-90878, 2006.
- [38] Koyama M, Tachibana S. Technical applicability of low-swirl fuel nozzle for liquid-fueled industrial gas turbine combustor[J]. Fuel, 2013, 107(9): 766-776.
- [39] 尹航, 戴韧, 张建辉, 等. 旋流器安装角对低旋流燃烧流场的影响[J]. 动力工程学报, 2011, 31(9): 664-671.
YIN Hang, DAI Ren, ZHNG Jianhui, et al. Effect of vane setting angle of swirler on flow field of a low-swirl burner [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2011, 31(9): 664-671. (in Chinese)
- [40] 尹航, 钟仕立, 戴韧, 等. 合成气低旋流燃烧器设计与流动结构的分析[J]. 动力工程学报, 2011, 31(2): 131-136.
YIN Hang, DU Shili, DAI Ren, et al. Design of low swirl syngas burner and analysis on the low pattern[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2011, 31(2): 131-136. (in Chinese)
- [41] 尹航, 戴韧, 邹玉耐, 等. 贫预混低旋流燃烧器吹脱极限和流场的测量[J]. 燃气轮机技术, 2012, 25(2): 26-31.
YIN Hang, DAI Ren, ZOU Yunai, et al. Measurements of

- blow off limit and flowfields of low swirl lean premixed burners[J]. Gas Turbine Technology, 2012, 25(2): 26-31. (in Chinese)
- [42] 邓杨波, 刘阳, 朱公志. 低旋流燃烧和流动特性数值模拟研究[J]. 大连海事大学学报, 2009, 35(4): 99-102.
DENG Yangbo, LIU Yang, ZHU Gongzhi. Numerical simulation of low-swirl combustion and flow field[J]. Journal of Dalian Maritime University, 2009, 35(4): 99-102. (in Chinese)
- [43] Smith K O, Therkelsen P L, Littlejohn D, et al. Conceptual studies of a fuel-flexible low-swirl combustion system for the gas turbine in clean coal power plants[R]. ASME Paper GT-2010-23506, 2010.
- [44] Driscoll J F. Turbulent premixed combustion: flamelet structure and its effect on turbulent burning velocities[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2008, 34(1): 91-134.
- [45] Cheng R K. Turbulent combustion properties of premixed syngas synthesis gas combustion: fundamentals and applications[M]. Boca Raton: CRC Press, 2009.
- [46] Plessing T, Kortschik C, Peters N, et al. Measurements of the turbulent burning velocity and the structure of premixed flames on a low-swirl burner[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(1): 359-366.
- [47] Cheng R, Shepherd I, Bedat B, et al. Premixed turbulent flame structures in moderate and intense isotropic turbulence[J]. Combustion Science and Technology, 2002, 174(1): 29-59.
- [48] Littlejohn D, Cheng R K, Noble D R, et al. Laboratory investigations of low-swirl injectors operating with syngases[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2010, 132(1): 011502. 1-011502. 8.
- [49] Beerer D, McDonell V, Therkelsen P, et al. Flashback and turbulent flame speed measurements in hydrogen/methane flames stabilized by a low-swirl injector at elevated pressures and temperatures[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(3): 031502. 1-031502. 9.
- [50] Dhanuka S K, Driscoll J F, Mongia H C. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[J]. AIAA-2008-4683, 2008.
- [51] Kang D M, Culick F E C, Ratner A. Combustion dynamics of a low-swirl combustor[J]. Combustion and Flame, 2007, 151(3): 412-425.
- [52] Bagheri-Sadeghi N, Shahsavari M, Farshchi M. Experimental characterization of response of lean premixed low-swirl flames to acoustic excitations[J]. International Journal of Spray and Combustion Dynamics, 2013, 5(4): 309-328.
- [53] Therkelsen P L, Portillo J E, Littlejohn D, et al. Self-induced unstable behaviors of CH₄ and H₂-CH₄ flames in a model combustor with a low-swirl injector[J]. Combustion and Flame, 2013, 160(2): 307-321.
- [54] Emadi M, Karkow D, Salameh T, et al. Flame structure changes resulting from hydrogen-enrichment and pressurization for low-swirl premixed methane-air flames[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2012, 37(13): 10397-10404.
- [55] Saedamiri M, Birouk M, Kozinski J A. On the stability of a turbulent non-premixed biogas flame: Effect of low swirl strength[J]. Combustion and Flame, 2014, 161(5): 1326-1336.
- [56] Mongia H. On continuous NO_x reduction of aero-propulsion engines[R]. AIAA-2010-1329, 2010.
- [57] Mellor A M. Design of modern gas turbine combustors[M]. Orlando: Academic Press, 1991.
- [58] Nazeer W, Smith K, Sheppard P, et al. Full scale testing of a low swirl fuel injector concept for ultra-low NO_x gas turbine combustion systems[R]. ASME Paper GT-2006-90150, 2006.

(编辑: 叶 青)