

文章编号: 1000-8055(2023)06-1292-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210675

旋流数对贫预混燃烧特性影响

徐 丽¹, 刘 凯², 曾 文²

(1. 沈阳理工大学 机械工程学院, 沈阳 110134;

2. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136)

摘 要: 采用数值模拟与试验的手段,研究了旋流数对贫预混燃烧室燃烧性能的影响。数值模拟结果表明:旋流数在 0.56~0.73 之间,火焰筒头部均能产生明显的回流区,随旋流数的增加,回流区增大,但燃料掺混均匀性变差,主燃区燃料不均匀度由 0.008 53 增加到 0.010 47,不利于温度场均匀性的提升和氮氧化物(NO_x)排放的降低。试验结果表明:随旋流数增加,贫油熄火燃空比减小,且随进口马赫数越小这种趋势越明显;随旋流数增加,燃烧室出口温度均匀性变差,温度分布系数由 0.164 0 增加到 0.191 5,一氧化碳(CO)排放指数由 26.23 g/kg 减少到 18.07 g/kg,未燃碳氢化合物(UHC)排放指数由 12.55 g/kg 减少到 9.21 g/kg,而 NO_x 排放指数由 0.609 g/kg 增大到 0.850 g/kg。

关 键 词: 贫预混燃烧; 旋流数; 贫油熄火; 出口温度; 排放指数

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of swirl number on lean premixed combustion characteristics

XU Li¹, LIU Kai², ZENG Wen²

(1. School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang 110134, China;

2. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The effects of swirl numbers on the combustion performance of lean premixed combustor were studied by means of numerical simulation and experiment. The numerical simulation results showed that when the swirl number was between 0.56—0.73, an obvious recirculation zone can be generated at the head of the flame barrel. With the increase of swirl number, the scale of recirculation zone increased, but the fuel mixing uniformity became worse, and the non-uniformity of the main combustion zone decreased from 0.008 53 to 0.010 47, which was not conducive to the improvement of the uniformity of temperature field and the reduction of NO_x emission. The experiment results showed that with the increase of swirl number, the lean blowout fuel-air ratio decreased, the smaller inlet Mach number indicated the more obvious trend, the outlet temperature distribution factor increased from 0.164 0 to 0.191 5, the uniformity became worse, the emission index of CO decreased from 26.23 g/kg to 18.07 g/kg, the emission index of UHC decreased from 12.55 g/kg to 9.21 g/kg, and the emission index of NO_x increased from 0.609 g/kg to 0.850 g/kg.

Keywords: lean premixed combustion; swirl number; lean blowout; outlet temperature; emission index

随着排放指标的日趋严格,低排放已成为燃气轮机设计的关键指标^[1-2]。贫预混燃烧被认为

是众多低排放方案中最成熟、最具应用前景的一种燃烧方式^[3-5]。美国通用公司、普惠公司,英国

收稿日期: 2021-11-28

基金项目: 国家自然科学基金(51376133); 航空科学基金(2015ZB54003)

作者简介: 徐丽(1971—),女,副教授,硕士,研究方向为燃烧设计、试验与分析。

引用格式: 徐丽,刘凯,曾文. 旋流数对贫预混燃烧特性影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1292-1298. XU Li, LIU Kai, ZENG Wen. Effect of swirl number on lean premixed combustion characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1292-1298.

罗-罗公司均发展了自己的贫预混燃烧结构^[6-7]。贫预混燃烧重点针对燃烧产物中的氮氧化物(NO_x), 通过采用贫预混当量比的方式来降低燃烧区温度, 进而控制 NO_x 排放, 并通过分级燃烧的方式兼顾不同工况下燃烧性能^[8-9]。为实现燃料贫预混, 需要 70% 甚至更多的空气由燃烧室头部供入, 既要保证掺混均匀, 又要兼顾燃烧性能, 因此头部结构是贫预混燃烧室设计的关键, 其中旋流器又是影响流场、质量分数场的重要部件。采用火焰筒头部和旋流器一体化设计, 且旋流数采用 0.5 以上的中强旋流, 对改善燃烧室性能具有良好的效果^[10-12], 国内外学者对此做了大量研究。美国气体动力学和推进实验室的 Yellugari 等^[13]应用数值模拟的方法, 研究了燃烧室头部旋流数对流动、燃烧性能的影响, 分别针对旋流器叶片为 $30^\circ \sim 45^\circ$, 对应旋流数为 0.6~1.5 进行了计算分析。美国空军莱特航空实验室的 Myers 等^[14]通过试验手段研究了旋流器、主燃孔射流等对燃烧稳定性、燃烧效率及出口温度场的影响。Reddy 等^[15]采用数值方法研究了旋流数对燃烧室头部回流区的影响。国内党新宪、赵坚行等^[16]试验研究了不同旋流数对燃烧室流场的影响, 周立行等^[17]试验研究了旋流数对 NO_x 排放的影响, 代威、林宇震等^[18]研究了旋流数对点熄火性能的影响。

本文以某型贫预混燃烧室为研究对象, 以数值仿真及试验的手段, 研究了旋流数流场、燃料质量分数场、贫油熄火、出口温度场以及污染排放的影响, 为贫预混燃烧室头部设计提供参考。

1 燃烧室性能数值仿真

流场及燃料质量分数场是决定燃烧性能的本质因素, 本文首先应用数值模拟的手段, 研究了不同进口旋流数对燃烧性能影响, 为燃烧性能试验数据的分析提供依据。

1.1 几何模型

燃烧室采用主燃级预混加值班级扩散的燃烧方式, 来兼顾低排放及燃烧稳定性。天然气由燃料喷嘴进口供入, 主燃级燃料由位于旋流器前端的喷杆喷出, 喷孔轴线方向与顺流夹角为 50° , 在预混室预混后, 进入火焰筒预混燃烧, 值班级燃料经燃料喷嘴前端轴线方向喷孔喷出, 直接进入火焰筒扩散燃烧, 值班级燃料比例占总燃料的 5%。进气采用燃烧与冷却单独进气, 头部进气用于燃烧, 后部进气用于火焰筒冷却, 火焰筒头部采用

90° 突扩结构, 匹配叶片式轴向旋流器, 旋流数分别为 0.56、0.65、0.73, 分别命名为旋流器 A、B、C, 旋流数 S_n 的表达式如下:

$$S_n = \frac{2(1-\alpha^3)\tan\theta}{3(1-\alpha^2)} \quad (1)$$

其中 α 为旋流器轮毂比, θ 出口几何角。

燃烧室结构示意图见图 1。

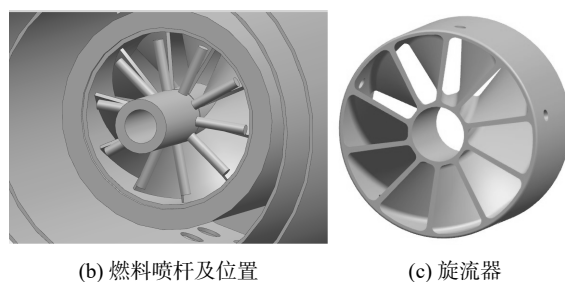
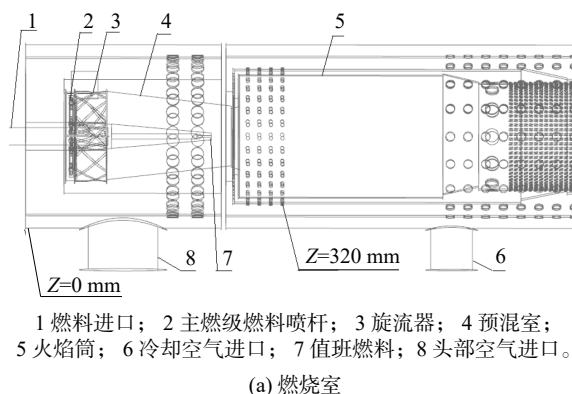


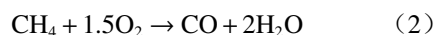
图 1 燃烧室几何模型

Fig. 1 Combustor geometric model

1.2 网格划分与数学模型

本文采用结构性与非结构性混合网格模型, 对燃烧室主流区以及火焰筒近壁面、燃烧室出口边界以及旋流器进行了网格加密处理, 利用 ANSYS Mesh 软件共画为 380 万、480 万、560 万、800 万 4 组不同数量的混合网格, 通过无关性验证, 见图 2。兼顾精度与计算成本, 选用 560 万左右网格数量作为后续计算基准。

湍流模型采用 *realizable k-ε* 模型, 近壁面采用标准壁面函数处理, 压力速度-耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equation) 算法, 其他物理量离散采用 2 阶迎风插值格式。空气和燃料进口为质量入口, 燃烧室出口为压力出口, 壁面为绝热壁面。燃烧化学反应采用有限速率及涡耗散模型, 化学反应机理使用简化的甲烷-空气两步反应机理。反应方程为式



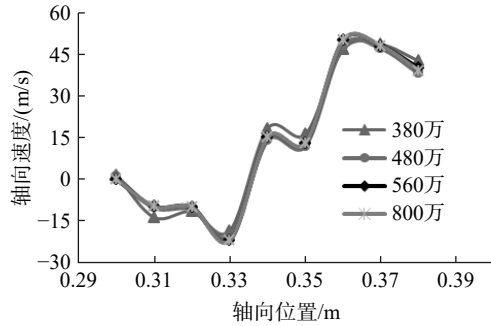
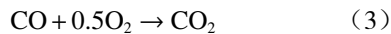


图 2 不同网格数的轴向速度

Fig. 2 Axis velocity with different grid numbers



本文研究主要考虑热力型 NO_x , 温度是影响其生成速率最显著的因素, NO_x 反应方程式为



燃料为天然气, 低位热值为 48.88 MJ/kg, 成分及体积分数见表 1。

表 1 天然气成分及体积分数

Table 1 Composition and volume fraction of natural gas

成分	CH_4	C_2H_6	CO_2	N_2
体积分数/%	94.66	1.25	1.27	2.82

1.3 模拟结果与分析

模拟工况见表 2, 其中天然气为常温 20 °C (293.15 K)。本文中的流量均为质量流量。不同旋流数下燃烧室中心截面流场见图 3。

表 2 数值模拟工况

Table 2 Numerical simulation condition

天然气流量/ (kg/s)	空气总温/ K	空气总压/ MPa	空气流量/(kg/s)	
			头部	冷却
0.009 78	650	0.202	0.310	0.136

由图 3 可以看到, 各旋流数下燃烧室内流场分布基本相似, 火焰筒头部均形成了明显的中心回流区和转角回流区, 是典型的突扩火焰筒流场分布, 说明在以上旋流数下, 燃烧室能够保证稳定燃烧, 实现较好的熄火性能。同时分析对比流场分布可知, 中心回流区随旋流数的增大而增大, 旋流器 C 对应的回流区逆向延伸到了值班级燃料出口附近, 较大的回流区有利于头部稳定燃烧。

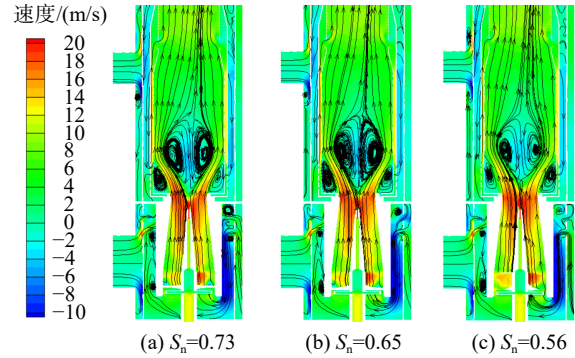


图 3 燃烧室流场

Fig. 3 Flow field of combustor

不同旋流数下燃烧室中心截面燃料分布见图 4, 不同位置横截面分布见图 5 (横截面基准位置 $Z=0$ mm 为燃烧室头部截面, 见图 1 所示)。

由图 4、图 5 可以看出, 燃料进入预混室后与空气实现掺混, 但燃料呈现外环多、中心少的分布趋势, 随轴向距离的延伸, 混合均匀性不断提高。为定量描述燃料分布均匀性, 本文采用不均匀度 δ 概念, 定义如下^[19]:

$$\delta = \frac{\iint |w - \bar{w}| dS}{S \bar{w}} \quad (7)$$

式中 S 为所选取的截面积; w 为燃料质量分数; $\bar{w}$ 为截面燃料的平均质量分数。混合不均匀度为 1 时代表没有发生混合, 混合不均匀度为 0 时代表充分混合。各截面不均匀度统计结果见表 3。

由表 3 可知, 旋流器 A 两个截面的均匀性最好, 不均匀度分别为 0.025 21 和 0.008 53, 旋流器 B 次之, 旋流器 C 最差, 说明过大的旋流数反而不利于将外缘燃料重新掺混。而燃料混合的不均匀性, 会影响出口温度场的均匀性和污染物特别是 NO_x 的排放。

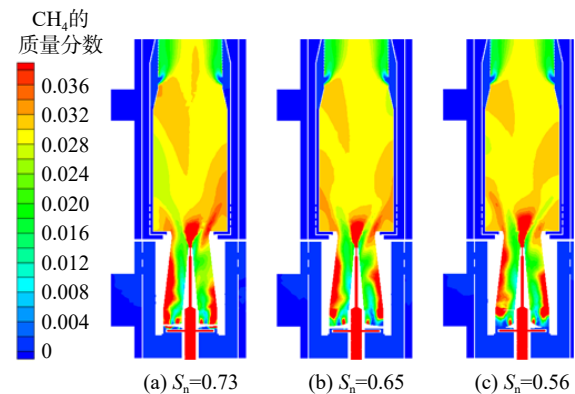


图 4 燃烧室中心截面燃料分布

Fig. 4 Fuel distribution in central section of combustor

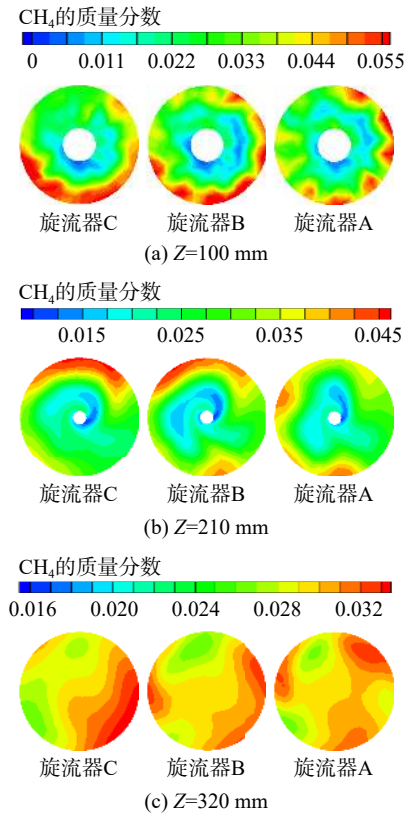


图 5 燃烧室横截面燃料分布
Fig. 5 Fuel distribution in cross sections of combustor

表 3 燃料不均匀度统计结果
Table 3 Statistical results of fuel nonuniformity

截面	旋流数	CH ₄ 质量分数		
		最大值	最小值	不均匀度
Z=210 mm	0.56	0.031 75	0.021 82	0.025 21
	0.65	0.037 05	0.017 96	0.026 61
	0.73	0.046 30	0.010 55	0.027 18
Z=320 mm	0.56	0.030 94	0.027 64	0.008 53
	0.65	0.031 95	0.026 77	0.008 97
	0.73	0.033 82	0.026 13	0.010 47

燃烧室中心截面温度场见图 6, 出口温度场统计结果见表 4。

由图 6 可知, 各旋流数下温度场分布基本相似, 但随旋流数的增加, 轴向速度减小, 高温区有向头部前移趋势。由表 4 可知, 随旋流数的增大, 出口温度场均匀性变差, 温度分布系数由 0.152 6 增大到 0.177 8。其中, 平均温度变化不大, 而热点温度逐渐增加较多。这符合燃料均匀性模拟结果及分析: 旋流数增加, 燃料预混均匀性变差, 进而温度分布均匀性变差。

燃烧室出口 NO_x 质量分数见图 7, 排放指数 (emission index, EI, 单位为 g/kg, 即每千克燃料产

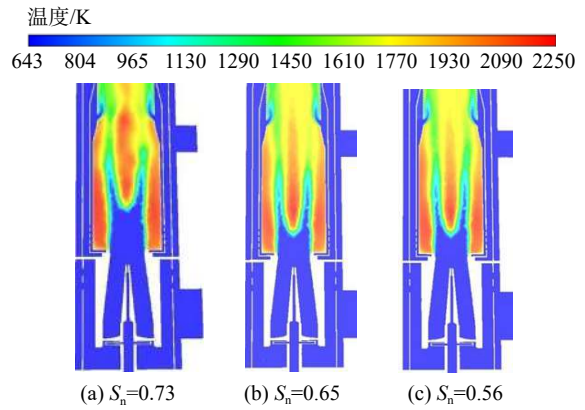


图 6 燃烧室中心截面温度场
Fig. 6 Temperature field in central section of combustor

表 4 出口温度场统计结果
Table 4 Statistical results of outlet temperature field

旋流数	平均温度/K	热点温度/K	出口温度分布系数
0.56	1 638.4	1 789.2	0.152 6
0.65	1 644.1	1 802.3	0.159 1
0.73	1 645.6	1 822.6	0.177 8

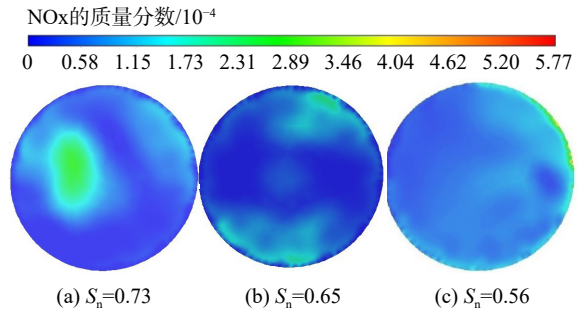


图 7 NO_x 的质量分数
Fig. 7 Mass fraction of NO_x

生的污染物克数)见表 5。

由表 5 可知, 随旋流数增加, NO_x 排放指数逐渐增加。对照燃料预混模拟结果及分析: 旋流数增加, 燃料预混不均匀度增大, 导致局部燃烧温度增大, 促进 NO_x 生成。从表 4 温度场也看出, 随旋流数增大, 热点温度、平均温度都有所增加, 而温度是 NO_x 生成的关键因素。

表 5 NO_x 排放指数
Table 5 Emission index of NO_x

旋流数	排放指数/(g/kg)
0.56	0.632
0.65	0.824
0.73	0.901

2 燃烧室燃烧性能试验

2.1 试验系统

燃烧试验系统主要有空气系统、燃料系统、试验段及测试系统组成。空气系统由高压气源供气,经电加热器调温后进入燃烧室,空气流量由孔板流量计计量,误差不大于 1%;燃料系统由高压气瓶组供气,质量流量计计量,误差不大于 0.5%;测试系统包括:燃烧室进口温度 K 型单点热电偶、出口温度 3 点双铂铑热电偶,误差不大于 1%,以及燃气成分所需的 Testo350 燃气分析仪。试验系统图片见图 8,试验所用火焰筒见图 9。

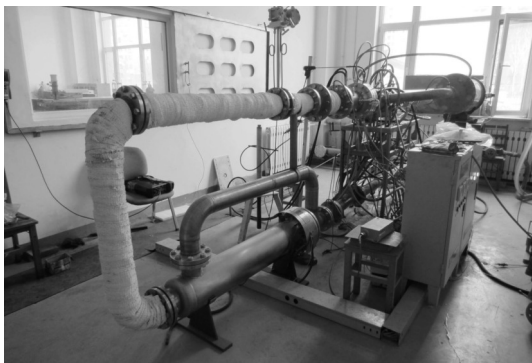


图 8 试验系统图片

Fig. 8 Picture of test system

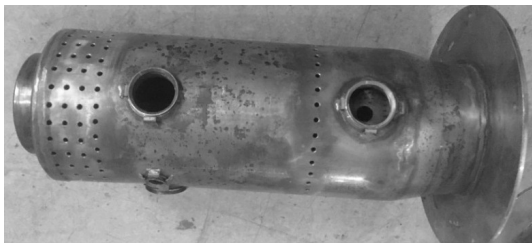


图 9 火焰筒

Fig. 9 Flame tube

2.2 试验及结果分析

2.2.1 贫油熄火试验

本文采用不同进口马赫数下,逐步降低天然气流量直至熄火的方法获得贫油熄火边界。熄火判断标准为:燃料流量降低 5 s 内,燃烧室进出口温升低于 50 K^[8],同时根据燃烧室壁面观察窗,也可观察到熄火现象。贫油熄火试验工况见表 6。贫油熄火试验结果见图 10。

由图 10 可以看出,随进口旋流数的增加,贫油熄火燃空比逐渐增大。旋流数由 0.56 增加到 0.65 时,燃空比相差不大,但由 0.65 增加到 0.73 时,燃空比由 0.011 41~0.012 83 减小 0.009 44~0.012 0,

表 6 贫油熄火试验工况

Table 6 Lean blowout test conditions

工况	进口总温/K	进口总压/MPa	进口马赫数
1	650	0.202	0.15
2			0.18
3			0.21

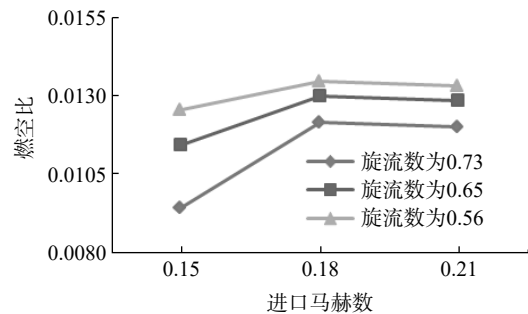


图 10 贫油熄火燃空比

Fig. 10 Fuel-air ratio of lean blowout

降幅较大,说明较大旋流数有利于拓宽贫油熄火极限,低马赫数下更明显。对照流场数值模拟结果可知,较大旋流数可使火焰筒头部回流区变大,即更大空间的流场满足稳定燃烧;同时可以看出随进口马赫数的增加,贫油熄火燃空比先增加后趋于稳定或略有减小。马赫数增加,气流吹熄效应增强,不利于火焰稳定和传播,熄火燃空比增加;进一步增加马赫数,对应燃料绝对量增加,而燃气混合的不均匀性,使得回流区内有更大的区域满足稳定燃烧条件,因此熄火燃空比基本稳定或略有减小。

2.2.2 出口温度场

出口温度场指标主要包括平均温度 T_{4av} 、热点温度 T_{4max} (最高温度)、出口温度分布系数 (outlet temperature distribution factor, OTDF) δ_{OTDF} , 温度分布系数表达式为

$$\delta_{OTDF} = \frac{T_{4max} - T_{4av}}{T_{4av} - T_{3av}} \quad (8)$$

其中 T_{3av} 为燃烧室进口平均温度。

本文试验采用铂铑高温热电偶进行温度测量,在燃烧室出口周向均布 6 只 3 点热电偶,热电偶及布置见图 11。试验工况见表 2,试验结果见表 7。

由表 7 可以看出,各旋流数下平均温度基本不变,说明以上旋流数均能保证充分燃烧,对燃烧效率影响不大;各旋流数下出口温度分布系数在 0.164 0~0.191 5 之间。随旋流数增大,出口温

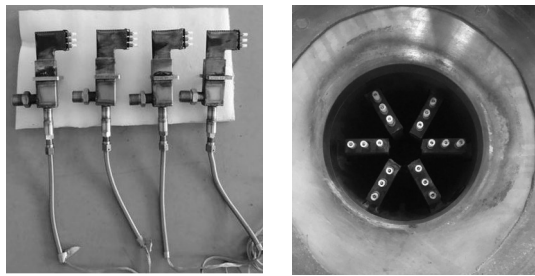


图 11 热电偶耙及布置方式
Fig. 11 Thermocouple and distribution

表 7 出口温度场试验结果
Table 7 Test results of outlet temperature field

旋流数	平均温度/K	热点温度/K	出口温度分布系数
0.56	1 623.5	1 783.2	0.164 0
0.65	1 625.5	1 792.6	0.171 3
0.73	1 626.6	1 813.6	0.191 5

度分布系数增大。旋流数由 0.56 增加到 0.65, 出口温度分布系数增加了 4.5%, 而旋流数由 0.65 增加到 0.73, 出口温度分布系数增加了 11.8%。由前文可知, 燃料预混均匀性随旋流数的增大而降低, 说明燃烧室出口温度均匀性与燃料预混均匀性有强的正相关性。

对比模拟与试验可知, 两者结果趋势相同, 但数值模拟平均温度均略高于试验结果, 一方面是仿真模型误差, 另一方面数值模拟燃烧室采用绝热壁面, 而试验中壁面不可避免会散热。同时由数值计算与试验平均温度最大相差 19 K, 相对误差为 1.2%, 也反映数值模拟具有较好的可信度。

2.2.3 污染排放

燃气轮机排放主要气态污染物成分为一氧化碳(CO)、碳氢化合物(UHC)和 NO_x。本文采用 6 只水冷采样耙(布置方式与热电偶耙一致)采集燃气, 通过控制冷却水量, 将样气快速降温至 473 K 左右冻结化学反应, 汇集至总管后, 由电伴热带保温至 423 K 左右, 进入烟气分析仪分析检测。采样耙结构及布置见图 12。

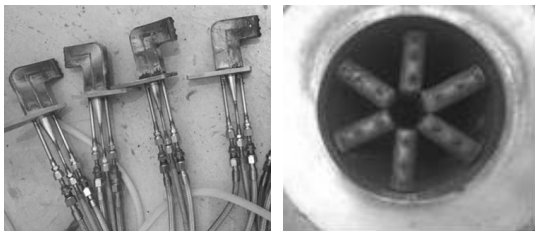


图 12 燃气采样耙及布置方式
Fig. 12 Gas sampling device and distribution

试验工况同温度场试验, 见表 2, 试验结果见表 8, 并将分析结果换算为通用的排放指数。

表 8 污染物排放指数
Table 8 Emission index of pollution

旋流数	排放指数/(g/kg)		
	CO	UHC	NO _x
0.56	26.23	12.55	0.609
0.65	19.73	10.93	0.783
0.73	18.07	9.21	0.850

由表 8 可以看出, CO、UHC 的排放指数随旋流数的增大逐渐降低, 而 NO_x 排放指数随旋流数的增大逐渐增加。对于碳氢燃料, UHC 生成机理是燃料脱氢氧化过程低温缺氧导致的不充分燃烧以及高温裂解, 主要在火焰锋面产生, CO 可以看作是碳氢燃料燃烧的中间产物, 由于低温缺氧而未完全氧化, 在整个燃烧过程均可产生, NO_x 生成主要是高温导致的氮气与氧气结合的热力型产物。结合本文流场数值模拟结果, 随旋流数增大, 燃料混合均匀性变差, 局部的富燃料产生高温区导致 NO_x 含量增加, 同时这些高温区恰好利于 CO、UHC 继续氧化反应, 而且试验中燃料聚集导致的高温区恰好在通常不易充分燃烧的壁面附近, 因而 CO、UHC 排放指数降低。

对比 NO_x 模拟与试验可知, 两者趋势相同, 但数值模拟均略高于试验值。除了 NO_x 反应机理模型误差外, 还由于模拟与试验温度场存在误差, 而 NO_x 的生成与温度直接相关。其中数值模拟与试验最大相差 0.051 g/kg, 相对误差为 6.0%。

综合研究结果表明: 较大的旋流数有利于形成较大的头部回流区, 拓宽贫油熄火极限; 有利于提高燃烧区温度, 充分燃烧, 降低 CO、UHC 排放, 但燃料掺混均匀性降低, 提高了热点温度, 增加了出口温度分布系数及 NO_x 排放, 因此设计中旋流数的选择需有所取舍或折中选择。对于本文结构, 旋流数为 0.65 左右具有较好的综合性能。

3 结 论

本文采用数值模拟与试验相结合的手段, 研究了进口旋流数对贫预混燃烧室燃烧性能的影响, 获得以下主要结论:

1) 随旋流数增大, 火焰筒头部回流区尺寸变大, 但燃料掺混均匀性变差, 燃料呈现外多内少分布。

2) 增大旋流数有利于降低贫油熄火燃空比, 拓宽贫油熄火极限。

3) 燃烧室出口温度场与燃料预混均匀性正相关, 过大的旋流数导致温度场均匀性变差。

4) 燃烧室污染物中 CO、UHC 排放随旋流数增大而减少, NO_x 随旋流数增大而增加。

5) 对所研究结构, 旋流数采用 0.65 左右能获得较好的综合燃烧性能。

参考文献:

- [1] 邹博文, 许全宏, 曹文宇, 等. 中心分级燃烧室耦合回流区贫油熄火机理[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1759-1763.
ZOU Bowen, XU Quanhong, CAO Wenyu, et al. Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1759-1763. (in Chinese)
- [2] 赵坚行. 民用发动机污染排放及低污染燃烧技术发展趋势[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 986-996.
ZHAO Jiangxing. Pollutant emission and development of low-emission combustion technology for civil aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 986-996. (in Chinese)
- [3] YI T, GUTMARK E. Lean blowout features and control in a swirl-stabilized, partially premixed gas turbine combustor[R]. Reno, US: 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [4] EGGLESS R L G, BROWN C T. Comparison of numerical and experimental results of a premixed DLE gas turbine combustor[R]. ASME 2001-GT-65, 2001.
- [5] MICHAEL F, DOUG T, RICHARD S, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. Nashville, US: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [6] FOUST M, THOMSEN D, STICKLES R, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. Orlando, US: AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [7] LAZIK W, DOERR T, BAKE S, et al. Development of lean-burn low-NO_x combustion technology at Rolls-Royce Deutschland[R]. ASME 2008-GT-51115, 2008.
- [8] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 324-336.
- [9] 刘静, 肇俊武. 国外民用航空发动机低污染燃烧室的发展[J]. 航空发动机, 2012, 38(4): 11-16.
LIU Jing, ZHAO Junwu. Development of low emission combustor for foreign civil aeroengine[J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 11-16. (in Chinese)
- [10] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988: 128-132.
- [11] DINESH K K J R, JENKINS K W, SAVILL A M, et al. Swirl effects on external intermittency in turbulent jets[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2012, 33(1): 193-206.
- [12] JOSHI N D, EPSTEIN M J, DURLAK S, et al. Development of a fuel-air premixer for aero-derivative dry low emission combustors[R]. ASME 94-GT-253, 1994.
- [13] YELLUGARI K, GOMEZ R V, GUTMARK E. Effects of swirl number and central rod on flow in lean premixed swirl combustor[R]. Orlando, US: AIAA Scitech 2020 Forum, 2020.
- [14] MYERS G, CARDENAS M, REYNOLDS B, et al. The effect of primary zone design on the performance of a high heat release rate propulsion engine combustor[R]. Houston, US: International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition Houston, 1995.
- [15] REDDY K S, REDDY D N. Experimental and numerical investigations of swirling flows in a reverse flow gas turbine combustor[R]. AIAA 2007-4219, 2007.
- [16] 党新宪, 赵坚行, 徐榕, 等. 试验研究旋流数对燃烧室气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 112-122.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, XU Rong, et al. Experimental studied the effect of swirl number on the aerodynamic performance of combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 112-122. (in Chinese)
- [17] 周力行, 陈兴隆, 张建. 旋流数对湍流燃烧中NO生成影响的研究[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 637-640.
ZHOU Lixing, CHEN Xinglong, ZHANG Jian. Studies on the effect of swirl on NO formation in turbulent combustion[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(5): 637-640. (in Chinese)
- [18] 代威, 林宇震, 张弛. 第2级径向旋流器旋流数对燃烧室点火和贫油熄火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1092-1099.
DAI Wei, LIN Zhenyu, ZHANG Chi. Effects of swirl number of second stage radial swirler on combustor ignition and lean blow-out performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1092-1099. (in Chinese)
- [19] 孙宝成. 燃气轮机燃料/空气掺混规律的数值研究[D]. 北京: 清华大学, 2007.
SUN Baocheng. Numerical study of fuel/air unmixedness in a non-reacting gas turbine combustor[D]. Beijing: Tsinghua University, 2007. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)