## 某航改燃机氢燃料燃烧室污染排放特性研究\*

巨翃宇,梁红侠,索建秦,孙付军

(西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710129)

摘 要:为了对氢燃料燃烧室的低污染燃烧组织方案提供技术支撑,根据某航改燃机燃烧室的工况 及结构参数,设计了三种氢燃料喷射单元(贫油直接喷射(LDI)单元以及两种贫油预混喷射(LPIA和 LPIB)单元),通过数值计算方法研究了其流场特性,燃料-空气混合特性及污染排放特性,然后采用粒 子群优化算法(PSO)建立了三种单元的 $NO_x$ 排放回归模型。研究表明:氢气喷射方式对流场结构影响 较大。LDI单元的中心回流区(CRZ)脱离喷嘴一段距离,LPIA单元的CRZ径向尺寸最大,LPIB单元的 下游流场轴向速度最快;LPIA单元燃烧室内燃料-空气混合相对于其它两个单元更加均匀;在设计工况 下,LDI单元的 $NO_x$ 排放量不能满足目前新建燃机的排放标准(@15%  $O_2$ , <30 mg/m<sup>3</sup>),而LPI单元的  $NO_x$ 排放能够达标,且LPIA相对于LDI单元可降低81.6%;所建立三个单元 $NO_x$ 排放回归模型考虑了燃 烧室进口压力、温度、当量比及气流速度的影响,其决定系数 $R^2$ 分别为0.972,0.969和0.953。本文所 采用的单元及其性能数据和建模方法可以为氢燃料燃烧室设计提供有效参考。

关键词: 燃气轮机; 氢燃料; 低污染燃烧室; 喷射单元; 排放特性

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2024) 03-2209039-13 **DOI**: 10.13675/j.enki. tjjs. 2209039

## 1 引 言

在燃气轮机燃烧室中应用氢燃料(氢气)能够有效降低或根除其碳排放量,但根据热力型氮氧化物(NO<sub>x</sub>)生成机理,氢气与空气反应释热会产生污染物NO<sub>x</sub>,而随着污染排放要求逐年严格,如何降低NO<sub>x</sub>排放成为了氢燃料燃烧室设计的关键问题之一。

降低燃烧室污染排放的关键技术之一是喷射单 元的设计<sup>[1]</sup>。对于氢燃料燃烧室,贫油直混喷射 (LDI)单元因其结构简单而被广泛研究。燃料经LDI 单元直接喷入主燃区,随空气扩散燃烧,而由于氢气 密度小,在喷嘴的外围常加入一圈同轴空气以增强 掺混。在20世纪90年代,国外研究人员就开始了对 氢燃料直混喷射单元的研究。美国中佛罗里达大学 的Chen等<sup>[2-3]</sup>针对氢气直混喷射单元,采用激光多普 勒测速技术和燃气取样技术,研究了旋流数、来流雷 诺数及当量比等多种因素对NO<sub>x</sub>排放的影响。美国 宇航局格伦研究中心(NASA GRC)的 Marek等<sup>[1]</sup>研究

了贫油直混喷射(LDI)单元在氢燃料燃烧室中的改 型应用,通过试验对比了同一温升条件下应用氢气 或煤油的LDI单元的排放性能。随着研究的深入,研 究人员发现LDI单元的NO。排放量较高[4],并为此提 出了许多解决措施。Weiland等<sup>[5]</sup>为了降低氢燃料直 混单元NO,排放,采用氢气/氮气混合燃料,通过缩短 火焰停留时间从而降低 NO 排放。近10年来,国外 已经逐步从对氢燃料LDI单元的研究向多点LDI氢 燃料燃烧室的研究发展。Vriend等<sup>[6]</sup>采用数值计算 方法,分别研究了使用氢气作为燃料的LDI单元和多 点 LDI 燃烧室的流场和温度场。Preethi 等<sup>[7]</sup>提出了 多喷射点环绕旋流器的方案,新方案能够适应油气 比更低的工况,拓宽了LDI单元的工作范围。Bravo 等[8]针对直混单元,使用掺氢天然气作为燃料,采用 数值模拟方法研究了燃烧室的火焰特征和排放特 性。Lopez-Ruiz等<sup>[9]</sup>针对一个氢燃料直混单元,采用 数值模拟方法研究了热力型 NO<sub>x</sub> 排放随工况的变化 规律及其机理。

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2022-09-15; 修订日期: 2023-02-18。

基金项目:国家科技重大专项(2017-Ⅲ-0002-0026);中国航空发动机集团产学研合作项目(HFZL2021CXY002-2)。

作者简介: 巨翃宇, 博士生, 研究领域为燃烧室两相流场数值模拟技术。

通讯作者:梁红侠,博士,副教授,研究领域为燃气轮机低污染燃烧技术。E-mail: hx\_liang@nwpu.edu.cn

引用格式:巨翃宇,梁红侠,索建秦,等.某航改燃机氢燃料燃烧室污染排放特性研究[J].推进技术,2024,45(3):
 2209039. (JU H Y, LIANG H X, SUO J Q, et al. Pollution emission characteristics of hydrogen-fueled combustor of an aero-engine conversion gas turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2209039.)

除了LDI单元,贫油预混喷射(LPI)单元也是国 外学者的研究热点之一。LPI单元分为两种,一种是 直接通入混合好的气体,另一种是将预混腔作为单 元的一部分,燃料和空气在单元内混合均匀后喷出。 国外对LPI单元的研究起步较早,Yuasa等<sup>[10]</sup>提出了 一种贫预混氢燃料燃烧室,氢气和空气预先混合后 经喷射单元进入燃烧室,试验结果表明所设计的燃 烧室 NO\_排放水平极低(设计工况下小于 10<sup>-6</sup>)。Ziemann 等<sup>[11]</sup>考察了氢燃料在匀直流中掺混和在旋流中 掺混对 NO, 排放的影响。Yoshimura 等<sup>[12]</sup>研究了天然 气掺氢比例对预混单元 NO\_ 排放的影响。近10年 来,国外的研究人员已经针对真实燃气轮机工况进 行了LPI单元的设计研发,且降低NO.排放仍是重点 研究课题<sup>[13-14]</sup>。Reichel等<sup>[15]</sup>针对LPI单元易回火的 问题,提出了在旋流器中引入非旋空气的措施从而 拓宽了LPI单元的回火边界,且不会增加NO.排放。 Christo 等<sup>[16]</sup>针对 FC4GT 重型燃机,评估了高进口压 力下(2.5 MPa)天然气和氢气分别作为燃料时的NO, 排放量,从研究结果可见氢气的 NO, 排放量较高。 Choi 等<sup>[17]</sup>针对燃料的跨流喷射方案,基于单头部燃 烧室方案研究了不同的喷射旋流数对NO、生成的影 响,并揭示了NO<sub>x</sub>生成随燃气停留时间而线性变化。 Funke 等<sup>[18]</sup>针对天然气掺氢燃料设计了一种横向射 流喷射单元,采用数值计算和试验方法对其在真实 燃机工况下的NO.排放进行了研究,研究表明这种微 混合燃烧室在不同的掺氢比下都能保持较低的 NO. 排放量。更多关于氢燃料燃烧组织方案的研究可以 参考 Ghali 等<sup>[19]</sup>的综述。

在国内,对氢燃料燃烧室的研究大部分针对火 箭发动机,而面向工业燃机的研究不多且起步较晚。 田晓晶等<sup>[20]</sup>针对一种采用径向旋流器的LPI单元,采 用氢气氮气混合气为燃料,通过数值模拟研究了不 同预混段长度和和预混段出口对单元回火性能的影 响。李建中等<sup>[21]</sup>提出了一种LDI单元,燃料经中心 锥上的多个孔喷入主流空气,他们采用数值模拟方 法对不同当量比(进口压力 0.1 MPa,进口温度 295 K)下LDI单元的NO\_排放等性能进行了研究,另 外,他们基于该LDI单元进一步设计了四点LDI燃 烧室[22],采用数值模拟方法研究了不同旋向和不同 当量比对该燃烧室 NO\_排放等性能的影响。林旭阳 等<sup>[23]</sup>针对中心双模态燃烧室,采用数值计算方法, 研究了燃烧室壁温对燃烧室内超声速燃烧过程的影 响。刘志刚等<sup>[24]</sup>开展了关于柔和(MILD)燃烧室天 然气掺氢燃料的燃烧性能的研究,研究表明该类燃 烧室在降低 NO<sub>x</sub> 排放上性能较优,但其研究工况较低(常温)。

综上可见,与国外相比,国内的氢燃料燃烧室设 计研发尚处于起步阶段,一方面单元结构方案较少, 另一方面研究的工况范围窄,现阶段亟需结合燃机 实际工况,提供多种氢燃料喷射单元及其性能数据 作为技术储备。

根据上述发展需求,基于某航改燃机燃烧室的 工况参数和结构参数,设计了三种头部单元,包括一 种LDI单元及两种LPI单元,采用数值计算方法研究 了三种单元在燃机设计工况下的流场特性、燃料-空 气混合特性,并研究了压力、温度和当量比对三种单 元排放性能的影响,之后采用粒子群优化算法获得 了三种单元的NO<sub>4</sub>排放回归模型。本文所提出的单 元及其性能可以作为氢燃料燃烧室设计的技术储 备,所采用的建模方法能够为燃烧室污染排放研究 提供技术支撑。

## 2 方 法

## 2.1 物理模型与网格划分

基于国内某航改燃气轮机燃烧室的结构参数和 工况条件,首先根据NASA Glenn研究中心采用的氢 燃料喷射单元结构方案<sup>[1]</sup>,设计了如图1(a)所示的氢 燃料LDI单元。该单元的特点是:通过中心锥口单点 喷射,采用同轴旋流空气增强掺混,其燃烧方式为直 混燃烧。另外,参考本研究团队前期研究成果<sup>[25]</sup>,设 计了两种氢燃料LPI单元,两种单元都由旋流器、中 心燃料供应管、预混段和收敛段组成,如图1(b)和图 1(c)所示。图 1(b)所示的 LPI(LPIA)单元的特点为: 叶片前端开孔,燃料经轮毂供应管道进入空心叶片 内,之后经过叶片上的燃料孔喷出;在每个旋流叶片 通道内,以横向射流(轴向主流,周向跨流)的方式进 行扩散。图1(c)所示的LPI(LPIB)单元的特点为:轮 毂前端开孔,燃料直接通过轮毂表面的孔喷出;在每 个旋流叶片通道内,以横向射流(轴向主流,径向跨 流)的方式进行扩散。为了防止氢气预混导致自燃 和回火,采取了如下措施:缩短预混段长度,减少预 混段内的混气停留时间;在预混段壁面添加切向冷 却孔,一方面降低混气温度,另一方面能够提高边界 层内的流速和降低当量比,从而防止边界层回火;采 用尾部收敛通道提高气流出口速度;采用中心锥防 止中心回流区回缩至预混段内。

将上述三个单元安装在单管燃烧室上形成计算的物理模型,以LPIA为例,其结构及尺寸如图2所示。





Fig. 2 Structure sketch of combustor model

采用网格划分软件 Fluent Meshing 对上述燃烧室 流体域进行网格划分,划分的基本方法为:在全局单 元(Cell)尺寸一致的背景下,对流场和温度场变化较 剧烈的位置进行加密,主要加密的位置包括旋流叶 片通道,燃料供应通道,预混段、火焰筒内靠近头部 的燃烧区等区域。由于网格对计算结果有直接影 响,因此对三种不同单元的燃烧室都进行了网格无 关性验证,所用的网格数量如表1所示。采用上述网 格在设计工况下进行计算,并对比燃烧室回流区中 心线(z=0~50 mm)上轴向速度沿z轴分布的计算结 果,如图3所示。从图中可以看出,对于三种单元, M1, M2和M3计算所得速度分布形态一致,但在最 大回流速度处表现出明显的差异:采用M1计算所得 的速度相对于 M2 和 M3 偏大, 而 M2 和 M3 计算所得 值比较接近。因此权衡资源消耗和计算可靠性,对 于三种单元的燃烧室模型最终选取 M2 作为计算 网格。

#### 2.2 计算模型与工况条件

采用 Fluent 软件对上述燃烧室模型进行稳态流场、燃料-空气混合和 NO<sub>x</sub> 排放的计算,采用的数值算法选择 SIMPLE 算法,求解方法为有限体积法,详细

Table 1	Mesh	number	of cells

Mesh	M1 (Coarse)	M2 (Medium)	M3 (Fine)
LDI	4.9×10 <sup>5</sup>	8.3×10 <sup>5</sup>	$1.08 \times 10^{6}$
LPIA	$1.29 \times 10^{6}$	$1.64 \times 10^{6}$	$1.92 \times 10^{6}$
LPIB	6.3×10 <sup>5</sup>	$1.02 \times 10^{6}$	$1.35 \times 10^{6}$



Fig. 3 Axial velocity distribution on the centerline in the flame tubes for different number of grids

的方程组及求解算法可以参考文献[21]。

另外,求解稳态流场需要采用湍流模型对雷诺

时均方程进行封闭,根据文献[26]对湍流模型在氢 燃料燃烧室中的研究结果,选择 Realizable k-ε 作为 湍流模型。为了确定组分输运方程中的能量源项, 采用涡耗散(EDM)模型作为燃烧模型。兰中秋等<sup>[27]</sup> 采用包括总包反应在内的多种反应机理进行了氢燃 料燃烧室的数值计算,研究表明,总包反应可以对燃 烧室的性能参数进行有效模拟。林旭阳等<sup>[23]</sup>和 Athithan等<sup>[28]</sup>也验证了总包反应对温度场的预测性能可 以满足燃烧室设计需求。考虑到计算成本,本文也 采用总包反应作为反应机理。

采用扩展的Zeldovich机理<sup>[29]</sup>来计算NO的生成量,主要采用以下3步反应机理,即

 $\begin{array}{l} 0 + N_2 \rightleftharpoons N + N0 \\ N + O_2 \rightleftharpoons 0 + N0 \\ N + OH \rightleftharpoons H + N0 \end{array}$ 

上述3个反应的反应速率常数都可以查阅文献 [30]获得,最终通过下式计算NO的反应速率为

$$\frac{\mathrm{d}[\mathrm{NO}]}{\mathrm{d}t} = k_1[\mathrm{O}][\mathrm{N}_2] + k_2[\mathrm{N}][\mathrm{O}] + k_3[\mathrm{N}][\mathrm{OH}] -$$

$$k_1[\mathrm{NO}][\mathrm{N}] - k_2[\mathrm{NO}][\mathrm{O}] - k_3[\mathrm{NO}][\mathrm{H}]$$
(1)

其中所需的O原子浓度通过Whitman等<sup>[31]</sup>提出 的平衡法(Equilibrium Approach)求出,而OH自由基 浓度则通过Baulch等<sup>[32]</sup>提出的局部平衡法获得。

计算工况范围如表2所示,计算的边界条件如下:燃烧室的空气和氢气进口都采用质量流量进口 边界条件,壁面采用无滑移边界条件并在计算中选 用标准壁面函数,燃烧室出口采用压力出口边界 条件。

Table 2 (	Calculation	conditions
-----------	-------------	------------

Parameter	Range
Inlet flux $m_{\rm s}/(\rm kg/s)$	0.1~0.4
Inlet pressure $p_3/kPa$	550~2400
Inlet temperature $T_3/K$	550~800
Equivalent ratio $oldsymbol{\phi}$	0.18~0.3

## 2.3 计算方法验证

本文主要研究三个单元燃烧室的流场特征,燃料-空气混合特性及NO<sub>x</sub>排放特性,为了保证研究结果的可靠性,在进行数值研究前需要根据研究内容 对计算方法进行验证,具体的验证工作及结果分析 如下。

#### 2.3.1 流场验证

采用辛辛那提大学的Fu<sup>[33]</sup>提出的LDI单元燃烧 室及其流场测量结果进行冷态流场验证。该燃烧室 结构与本文所采用的物理模型基本一致,都采用了 一个轴向旋流器,且都为一个单旋流单管燃烧室;燃烧室内的流动以旋流为主,都存在一个中心回流区,因此文献[33]所提供的物理模型可以用来验证本文所采用的计算方法对燃烧室内速度分布的预测性能。另外,他们采用TSI的两组分激光多普勒测速系统(LDV)对燃烧室内的三维流场进行测量,速度测量误差小于2%,测量结果可靠。因此采用上述燃烧室模型及试验数据来验证本文的流场计算方法基本合理。

按照2.2节中的计算模型和边界条件设置方法 对上述单元燃烧室进行数值计算,计算中采用文献 中提供的工况条件:出口压力为环境压力,进口温度 为294 K,空气质量流量为0.49 kg/min。图4对比了 计算所得燃烧室内2个轴向位置(回流区内部、回流 区收尾处)处的轴向速度沿径向分布曲线和试验测 量结果,其横坐标为燃烧室径向尺寸,纵坐标为无量 纲的轴向速度(轴向速度与进口速度的比值)。从图 中可以看出,在所选取的轴向位置处,计算所得的轴 向速度随径向位置的分布形态与试验测量结果基本 一致,能够满足燃烧室设计需要。因此通过2.2节所 选用的计算方法能够对燃烧室流场进行较为准确的 模拟。



Fig. 4 Comparison of normalized axial velocity profile along the radial direction in experiments and calculations

2.3.2 出口 NO<sub>x</sub> 排放验证

采用首尔大学 Choi 等<sup>[17]</sup>进行氢燃料预混燃烧试 验的 NO<sub>x</sub>测量数据进行 NO<sub>x</sub>计算方法的验证。他们 采用纯氢气作为燃料,氢气通过横向射流的形式喷 入主流进行燃烧,并在燃烧过程中生成 NO<sub>x</sub>,这与本 文的研究对象类似,另外,他们采用 Testo 气体分析仪 来测量尾气中的 NO<sub>x</sub>浓度,精度为±5×10<sup>-6</sup>,测量结 果可靠。因此采用上述燃烧室模型及试验数据来验 证本文的 NO<sub>x</sub>排放计算方法基本合理。

按照2.2节中的计算模型和边界条件设置方法

对上述文献中的氢气-空气燃烧过程进行数值计算, 计算中采用文献中提供的工况条件:出口压力为 0.4 MPa,空气和氢气进口温度都为298 K,空气进口 速度为15 m/s,当量比取值为0.6~0.7。图5对比了不 同当量比下计算所得燃烧室出口的NO<sub>x</sub>排放量与试 验测量结果。从图中可以看出,预测的NO<sub>x</sub>比实际值 偏大,但计算所得的NO<sub>x</sub>排放值随当量比的变化趋势 与试验测量结果一致,能够满足燃烧室设计需要。 因此通过2.2节所选用的计算方法能够对燃烧室出 口NO<sub>x</sub>排放进行较为准确的模拟。



Fig. 5 Comparison of exit NO<sub>x</sub> emission under different equivalence ratio between experiments and calculations

#### 2.4 回归模型与粒子群优化算法

为了能够分析燃烧室的工况条件对NO<sub>x</sub>排放的 影响,并快速获得指定燃烧室工况下的NO<sub>x</sub>排放值, 对数值模拟结果进行了回归分析。参考文献[1]的 研究,建立了一个NO<sub>x</sub>排放回归模型如下

$$E_{\rm NO_{\star}} = A \times p_3^a \times (\phi_{\rm H_2})^b \times \exp\left(\frac{T_3}{c}\right) \times (\tau)^d \qquad (2)$$

$$\tau = \frac{1}{v_{\rm ref}} \frac{T_3}{T_4} \tag{3}$$

$$v_{\rm ref} = m_{\rm s} / \rho_3 \tag{4}$$

式中 $E_{NO_s}$ 为燃烧室出口 $NO_x$ 的排放量, $p_3$ 为进口压力,  $\phi_{H_s}$ 为氢气当量比, $T_3$ 为进口温度, $T_4$ 为出口温度, $\tau$ 为 特征时间, $v_{ref}$ 为参考速度, $\rho_3$ 为进口空气密度,A,a, b,c和d为模型的待定常数。鉴于式(2)的非线性及 多峰性,将问题转化为如下优化问题,即

$$\begin{cases} \min f(\mathbf{x}) = ||\mathbf{E}_{NO_{\star}} - \mathbf{E}'_{NO_{\star}}||_{1} \\ \text{s.t.} \, \mathbf{x} = [A, a, b, c, d] \in \mathbf{X} \end{cases}$$
(5)

式中f(x)是不同工况点上的实际排放值 $E_{NO_i}$ 与模型 计算的排放值 $E'_{NO_i}$ 向量差的1范数,x是待定常数向 量,式(5)的含义为在x的取值范围X内,搜索使得 f(x)取最小值的最优解。 粒子群优化算法(PSO)常用作上述问题的求解 算法。PSO可以从随机的初始解出发,通过迭代寻找 最优解,该算法具有易操作、精度高和收敛快等优 点。结合当前问题的PSO算法的计算流程如下:

(1)初始化一群粒子(解向量)的位置和速度,参 考文献[1],选定初始粒子位置x<sup>0</sup>和速度v<sup>0</sup>范围如表3 所示。

Table 3 Initialization range of particles

	Range	A	a	b	с	d
$\boldsymbol{x}^0$	Min	0	0	0	0	0
	Max	100	3	10	800	1
$oldsymbol{v}^0$	Min	-5	-0.5	-1	-50	-0.2
	Max	5	0.5	1	50	0.2

(2)按式(2)计算当前每个粒子对应的目标值向 量*E*'<sub>Nox</sub>,并按式(5)计算每个粒子的适应度函数*f*(*x*)。

(3)对每个粒子,将其当前的适应度与其经过的 最好位置的适应度作比较,如果当前的适应度较好, 将当前位置作为该粒子的个体最优解 **P**<sub>best</sub>。

(4)对粒子群,将所有粒子的最好位置的适应度进行比较,将最好的适应度对应的粒子位置作为粒子群的群体最优解 *G*<sub>best</sub>。

(5)当迭代次数达到最大迭代次数或90%的粒子速度为0时,认为迭代收敛,否则进行第6步。

(6)按式(6)和式(7)调整粒子的速度和位置并 跳转到第2步,即

$$\boldsymbol{v}_{id}^{k+1} = \boldsymbol{w}\boldsymbol{v}_{id}^{k} + c_1 r_1 \left( \boldsymbol{P}_{best id}^k - \boldsymbol{x}_{id}^k \right) + c_2 r_2 \left( \boldsymbol{G}_{best}^k - \boldsymbol{x}_{id}^k \right)$$
(6)  
$$\boldsymbol{x}_{id}^{k+1} = \boldsymbol{x}_{id}^k + \boldsymbol{v}_{id}^{k+1}$$
(7)

式中k为迭代次数,w为惯性权重,id为粒子编号, $c_1$ 为个体学习因子, $c_2$ 为种群学习因子, $r_1$ 和 $r_2$ 为0~1之间的随机数。

参考文献[34],所用粒子群的信息和相关常数 取值如下:粒子群规模取200个粒子,粒子维度为5, 最大迭代次数为500, w 取值0.5, c<sub>1</sub>取值1.6, c<sub>2</sub>取 值1.8。

#### 3 结果与讨论

#### 3.1 燃烧室流场特性

燃烧室的流场对燃料和空气混合及燃烧有直接 影响,因此有必要对单元燃烧室的流场结构进行分析。图6为三个单元燃烧室中心截面的流场云图,从 图中可以看出,无论是LDI单元还是LPI单元,都具 有中心回流区和角落回流区,其中中心回流区是燃 烧室稳焰的关键。另外,LDI单元燃烧室的回流区会 脱开喷嘴一段距离,这是由于中心有高速氢气气流 喷射,将回流区推向下游。



为了进一步分析回流区的形态,绘制了三个燃 烧室中心线上轴向速度分布图,如图7(a)所示,横坐 标为轴向位置,纵坐标为轴向速度。从图中可见, LDI单元燃烧室的回流区轴向长度最大,而LPIA和 LPIB单元燃烧室的回流区轴向长度相近,另外,LDI 单元燃烧室和LPI单元的中心回流区内最大回流速 度处位置一致,都在z=18 mm附近,且LPIB单元的速 度最小。为了研究中心回流区的径向尺寸,截取了 三个单元燃烧室在z=18 mm 处的轴向速度沿径向分 布图,如图7(b)所示,横坐标为径向位置,纵坐标为 轴向速度。从图中可见,轴向速度分布呈"双峰"分 布,这两个峰对应头部单元出口的高速气流,另外, 参考零速度位置可见,LPIA的径向尺寸最大,LPIB次 之,LDI最小,一方面是因为LPIA单元采用切向喷 射,增大了旋流的切向速度,从而增强了气体的离心 作用,另一方面是因为LPI单元内有氢气喷射,由于 氢气密度小,随着旋流做离心运动时会被周围空气 挤压到内侧,而外围空气被迫向外运动,因此LPI单 元的回流区径向尺寸更大。

由于LPI单元燃烧室的燃料/空气混合过程发生 在旋流器的内部,因此有必要对LPI单元头部内的流 场进行分析。图8为两个LPI单元燃烧室头部内三个



Fig. 7 Axial velocity distribution in the flame tube

不同轴向位置截面处的流场/流线叠加图,这三个轴 向位置分别位于旋流通道(z=-20 mm)、预混段(z= -10 mm)和收敛段出口(z=0 mm)。从图中可见,在旋 流通道内,叶尖发生气流分离,产生回流,而叶背附 近气流速度较高,由于叶片通道内叶根、叶尖和叶背 附近的气流流通能力不同,因此叶片通道内气流速 度分层明显;气流进入平直段(对LPI单元为预混段) 后,叶片尾迹逐渐被扯平,气流分布开始变得均匀, 在气流离心作用下,在旋流器出口呈现出同心圆的 速度分布。对比三个单元的速度分布,可见LPI单元 和LDI单元出口截面速度分布有较大差异:LPI单元 的整体气流速度比LDI单元速度大,这一方面是因为 氢气提前喷入旋流叶片通道内,与流经头部的空气 混合,混气流量相对于纯空气稍有增加,速度也会变 大;另一方面是因为氢气的密度小,使得混气密度相 对纯空气减小,因此速度进一步变大。

#### 3.2 燃烧室燃料-空气混合特性

LDI和LPI单元燃烧室燃料-空气的混合过程不同,在LDI单元燃烧室中,氢气从中心喷孔喷出,在周围同轴旋流空气的带动下于火焰筒中进行混合,而在LPI单元燃烧室中,氢气与空气在头部旋流通道和



Fig. 8 Axial velocity distribution contour at three axial sections

预混段内预先混合后喷入火焰筒中。因此,对这两 种单元燃烧室的研究内容也不同,一方面,对LPI单 元燃烧室需额外研究燃料和空气在头部内的混合过 程,另一方面,对LDI和LPI单元燃烧室都需研究燃 料和空气在火焰筒内的混合过程。

对于 LPI 单元燃烧室, 在短距离内实现燃料-空 气快速均匀混合是头部设计的关键技术之一。图 9 显示了两个 LPI 单元头部内不同轴向截面燃料的质 量分数分布, 从图中可以看出, 由于氢气的密度小, 当其从叶片或轮毂喷出后, 随着气流向下游发展, 在 离心作用下向轮毂附近聚集, 而由于 LPIA 单元采用 在不同径向位置进行喷射, 因此能够在一定程度上 延缓向轮毂聚集的趋势, 从而使得 LPIA 单元在出口 处的混合效果优于 LPIB 单元。

为了定量比较LPI单元头部的燃料-空气混合效 果,采用燃料-空气混合不均匀度SMV来进行评价, SMV的计算公式如下

$$SMV = \frac{\iint |f - \bar{f}| \mathrm{d}S}{S\bar{f}} \tag{8}$$

式中,S为目标截面面积,f为燃料质量分数,f为 整个面上的平均燃料质量分数。SMV的物理意义为: SMV越小表示燃料-空气混合越均匀,SMV越大则表 示燃料-空气混合越不均匀。经计算,设计工况下,



Fig. 9 Hydrogen mass fraction distribution contour at three axial sections

两个 LPI 单元出口截面 SMV 的值分别为 0.16 和 0.45, 这也证明了上述 LPIA 单元的混合效果要优于 LPIB 单元的结论。

燃料在火焰筒中的混合分布对温度场分布影响 较大,而温度场分布又会影响NO<sub>x</sub>生成。图10为三 个燃烧室火焰筒内头部流线图,图中颜色表示了氢 气的质量分数。从图中可见,对于LDI单元,从单元 截面出口中心喷出的氢气与外围旋流空气在氢气与 空气的剪切层内发生掺混,混合气一部分进入中心 回流区内又回到头部,另一部分卷入角落回流区内; 对于LPI单元,氢气在出口处已经与部分空气发生掺 混,而LPIA单元掺混效果更佳,氢气质量分数较高的 混气由于密度小在离心作用下处于出口旋流的内 侧,随着旋流向下游发展,混合程度逐渐加深,之后 大部分混气进入中心回流区内,少部分混气进入角 落回流区内。

为定量比较燃烧室内的燃料分布情况,在3.1节 提到的中心回流区内最大回流速度处(z=18 mm)截 面计算回流区内的SMV值,LDI,LPIA和LPIB单元的 对应值分别为0.080,0.012和0.042,因此可见LPI单元 燃烧室内燃料空气混合更加均匀,且LPIA单元最优。

### 3.3 燃烧室污染排放特性

为了评估燃烧室的污染排放特性,并与现行排 放标准进行对照,将 NO<sub>x</sub>排放水平按照排气氧浓度 15% O<sub>2</sub>下的 NO<sub>x</sub>体积浓度进行计算,如下式所示

$$E_{\text{NOx,@15\%0}_2} = E_{\text{NOx}} \times \frac{6}{21 - E_{0_2}}$$
(9)

式中 $E_{NOx}$ 为燃烧室出口NO<sub>x</sub>排放量, $E_{Ox}$ 为燃烧室出口



Fig. 10 Hydrogen diffusion streamline diagram in the flame tube dome region

氧气的质量分数。

对三个单元燃烧室进行燃机全工况的数值模拟 并计算其出口的 NO<sub>x</sub> 排放值,结果如图 11 所示。从 图中可以看出,在当量比小于 0.23 时,三种单元的 NO<sub>x</sub> 排放水平相当,均小于 5 mg/m<sup>3</sup>,而当量比大于 0.23 后, LDI 单元的 NO<sub>x</sub> 排放值急剧上升,而 LPIA 和 LPIB 单 元的排放值增加较缓,在设计工况下,LPIB 单元的排放 水平最低,LDI 单元的排放水平最高且超出 LPIB 单元 接近 5 倍。根据国内燃气轮机排放标准(15%O<sub>2</sub>, < 30 mg/m<sup>3</sup>),当量比超过 0.26 后 ( $p_3$  = 1600 kPa,  $T_3$  = 730 K,  $\phi$  = 0.26),LDI 单元就不再满足标准要求,而 LPIA 和 LPIB 单元在全工况内均满足标准要求。因 此,对于设计工况要求较高的氢燃料燃烧室,为了满 足更高排放标准要求,建议采用 LPI 单元作为氢燃料 喷射单元。

为了进一步深入理解NO<sub>x</sub>的生成过程,绘制了如图12所示的三维多场耦合图,对于三个单元,分别截



取了温度场、NO质量分数场和组分场内的多个等值 面并进行叠加,同时绘制了中心截面上轴向速度、温 度和NO分布,由于温度对NO<sub>x</sub>生成较为重要,又截取 了三个轴向截面来展示温度由燃烧室头部向下游的 演变过程。从图中可以看出,对于三个单元,其共性 表现在:从流场来看,与图6相比较,燃烧室热态下的 中心回流区比冷态要大,这是因为空气受热膨胀,高 温区内逆压梯度更高所致;温度较高的位置处NO<sub>x</sub>分 布较多;上游区域温度分布不均,而下游分布趋于均 匀,燃烧室内NO<sub>x</sub>生成较多的点出现在燃烧室近头部 区域。

另外,LDI单元与LPI单元区别较大:本文所采用 的LDI单元采用中心射流直喷的形式,一方面由于混 合需要时间,高温区脱体,对头部寿命有益,这与文 献[1]的试验结论一致,另一方面在同轴气流的影响 下,氢气射流会发生波动进而偏转,在燃烧室内会形 成一个沿射流拉长的高温热斑,该热斑会随着旋流 向外围发展,使得下游区域温度分布仍不均匀,由于 下游区域氮气和氧气较为充沛,NO<sub>x</sub>会在热斑处大量 生成,从具体分布来看,LDI燃烧室内NO,生成量较高 的区域分布广,并不都集中于头部,且数值上高于 LPI燃烧室;对于LPI单元,由于氢气与空气提前预 混,混气在燃烧室内成"伞状"扩散,伞外的高速旋流 空气加速高浓度混气向外扩散,而伞内的回流空气 则将混气向内回收,因此氢气扩散迅速。由于伞内 的高温回流充当点火源, 伞外的高速空气充当隔热 屏,高温区被限制在回流区内,从图中可见,经过一段 很薄的高温层后,氢气几乎燃烧殆尽,之后与空气充 分掺混,在下游区域温度趋于均匀,由于高温区分布 窄,因此NO,生成量较高的区域范围小,且集中于头



(c) LPIB

Fig. 12 Three dimensional multi field coupling diagram of three modules

部。因此,LPI单元燃烧室的NO<sub>x</sub>排放远低于LDI单元。

对比图 12(b)和 12(c)可见,LPIA 和 LPIB 单元燃 烧室内混合燃烧过程较为相似,混气进入燃烧室后 都以"伞状"扩散,且其温度场和 NO浓度场分布基本 一致。由于 LPIB 的头部出口混合均匀性较 LPIA 差, 因此 LPIB 的高温热斑处的温度较 LPIA 单元更高,对 应位置处 NO<sub>x</sub>生成量更大,但由于混气在燃烧室内 混合较快,在燃气经历了较短的一小段高温区后温 度基本扯平,NO<sub>x</sub>生成集中在头部很小的一片区域 内,一定程度上削弱了头部出口混合均匀性的影响, 因此 LPIA 和 LPIB 单元燃烧室出口 NO<sub>x</sub>排放相差 不大。

为了进一步研究三个单元燃烧室的排放特性,分析不同工况条件对三个单元燃烧室排放性能的影响,以设计工况( $m_s = 0.4, p_3 = 2.4$  MPa,  $T_3 = 800$  K,  $\phi = 0.03$ )为基准工况,以获得不同进口压力、进口温度和燃烧当量比对 NO<sub>x</sub>排放的影响。

3.3.1 进口压力对 NO<sub>x</sub> 排放的影响

图 13 为 10 个不同进口压力工况条件下三个喷 射单元的 NO<sub>x</sub>排放性能曲线。从图中可以看出,随着 压力从 1 500 kPa 升高到 2 400 kPa,三个喷射单元 NO<sub>x</sub>排放量增大。在上述工况范围内,LPIA 和 LPIB 单元都能满足燃气轮机排放标准要求,而 LDI单元不 用能够满足排放标准要求。通过对三条曲线进行拟 合,在基准工况下,对于 LDI,LPIA 及 LPIB 单元,NO<sub>x</sub> 排放分别与  $p_3^{0.648}$ , $p_3^{0.559}$  和  $p_3^{0.598}$  成正比,其指数能够与 常规天然气燃烧室(0.5~0.8)持平。压力对 NO<sub>x</sub>排放 的影响主要表现在两个方面:一方面随着压力的升 高,燃烧室内的氢氧反应速率增加,燃烧区内的氢气 在空气中的反应时间与扩散时间之比提高,因此某 些区域局部富油,燃烧温度升高,根据热力型生成机 理,NO<sub>x</sub>生成量相应增加;另一方面随着压力的升高, 燃烧室进气密度增加,在燃烧室内气流速度降低,燃



Fig. 13 NO<sub>x</sub> emissions at different inlet pressures

气在燃烧室内停留时间延长,因此NO<sub>x</sub>生成量增加,因此上述拟合指数大于3.4节所获回归模型中的压力项指数。

3.3.2 进口温度对 NO<sub>x</sub> 排放的影响

图 14 为基准工况下,三个喷射单元的 NO\_ 排放 值随进口温度的变化曲线。从图中可以看出,随着 进口温度从550K升高到800K,三个喷射单元的 NO, 排放量逐渐增大, 进口温度对 NO, 生成量的影 响机理与进口压力的影响机理类似:结合式(2)可 见,当进口温度升高时,燃烧室内燃烧反应速率增 大,释热增加,同时由于进口温度的升高,燃烧室内 的火焰温度更高,根据热力型NO,生成机理,燃烧 室内NO,生成量增大;与压力的影响效果不同的 是,由于进口温度的升高,燃烧室内进口处的气流 密度降低,气流速度加快,燃气在燃烧室内停留时 间缩短,因此会有利于NO,生成量的降低;另外,注 意到特征时间τ中的温升比,在当量比及进口空气 流量不变的前提下,随着进气温度的升高,温升比 降低,因此特征时间τ会延长,这也会导致NO\_生成 量的增加。



Fig. 14 NO<sub>x</sub> emissions at different inlet temperature

#### 3.3.3 燃烧当量比对 NO<sub>x</sub> 排放的影响

图 15 为不同当量比下三个喷射单元 NO<sub>x</sub>排放量 变化曲线。从图中可以看出,随着当量比从 0.18 增 大到 0.3,三个喷射单元的 NO<sub>x</sub>排放量增大。通过对 三条曲线进行拟合,在基准工况下,对于 LDI,LPIA 及 LPIB 单元, NO<sub>x</sub>排放分别与 φ<sup>5.12</sup>, φ<sup>4.42</sup> 和 φ<sup>4.26</sup> 成正比。 当量比对燃烧室 NO<sub>x</sub>排放的影响可以归结如下:由于 燃烧室内处于贫油状态,因此随着当量比的提高,燃 烧反应物(氢气,空气)的配比更接近化学恰当比,燃 烧室头部火焰温度提高,根据热力型 NO<sub>x</sub>生成机理, NO<sub>x</sub>生成量增加;另外由于当量比的增加,燃烧室温 升增加,温升比增大,因此特征时间τ缩短,这有利于 NO,生成量的降低。



### 3.4 NO<sub>x</sub>排放回归模型的建立

基于 2.4 节中回归模型的建立方法和求解流程, 在 Matlab 软件平台进行编程实现,确定式(2)中的 5 个常数值,从而获得三个单元燃烧室的 NO<sub>x</sub>排放回归 模型。

针对三个单元燃烧室,采用PSO算法进行回归求 解,表4为常数的最终收敛值及决定系数 R<sup>2</sup>。从表 中可以看出,对三个单元燃烧室的回归模型,其决定 系数 R<sup>2</sup>均大于 0.95,一方面说明了本文的回归模型 所考虑的因素与 NO<sub>x</sub>排放之间存在很强的相关性, 另一方面也说明了回归模型能够较好地拟合数据 点。因此,上述回归模型能够为燃烧室设计提供有 效参考。

 Table 4
 Regression model constant fitting results

Parameter	A	a	b	с	d	$R^2$
LDI	85.07	0.48	6.02	212.23	0.42	0.972
LPIA	112.50	0.42	5.86	341.37	0.37	0.969
LPIB	125.81	0.35	5.80	302.29	0.45	0.953

## 4 结 论

基于某航改燃机燃烧室设计了三种氢气喷射单 元,并在单管燃烧室中研究了其流场、燃料-空气混 合及排放特性,主要结论如下:

(1)氢气喷射方式对流场结构影响较大:LDI单 元的中心回流区脱体,有利于生成脱体火焰;LPIA 单元的回流区径向尺寸最大,有利于提高出口温度 场品质;LPIB单元的回流区下游流场流速最快,有 利于缩短燃气在燃烧室中的停留时间从而降低NO<sub>x</sub> 排放。 (2) LDI、LPIA 和 LPIB 单元的中心回流区特征 截面(z=18 mm)内的 SMV分别为 8.0%, 1.2% 和 4.2%, 对比可见 LPIA 单元燃烧室内燃料-空气混合更加 均匀。

(3)在设计工况下,LDI单元燃烧室的NO<sub>x</sub>排放量 不能满足目前新建燃机的排放标准(@15% O<sub>2</sub>, <30 mg/m<sup>3</sup>),LPIA和LPIB单元燃烧室的NO<sub>x</sub>排放量均 能达标,且LPIA单元相对于LDI单元可降低81.6%, 由于NO<sub>x</sub>排放随着压力、温度和当量比的增加而增 加,因此对于超过如下工况的氢燃料燃烧室建议采 用LPI单元: $p_3 = 1600$  kPa,  $T_3 = 730$  K,  $\phi = 0.26$ 。

(4)采用 PSO 算法获得 LDI, LPIA 和 LPIB 单元的 NO<sub>x</sub>排放回归模型,其决定系数 R<sup>2</sup>分别为 0.972, 0.969 和 0.953,该模型能够为氢燃料燃烧室设计提供有效 参考,其建模及求解方法也可以用于其它燃烧室污 染排放研究。

进一步的工作是通过单管试验验证本文所设计 单元燃烧室的工作性能,同时针对每个单元的结构 特点进行性能优化研究。

**致** 谢:感谢国家科技重大专项和中国航空发动机集团 产学研合作项目的资助。

#### 参考文献

- [1] MAREK C, SMITH T, KUNDU K. Low emission hydrogen combustors for gas turbines using lean direct injection
   [C]. Arizona: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- CHEN R H, DRISCOLL J F. Nitric oxide levels of jet diffusion flames: effects of coaxial air and other mixing parameters [J]. Symposium (International) on combustion, 1991, 23(1): 281-288.
- [3] CHEN R H. Some characteristics of NO<sub>x</sub> emission of turbulent nonpremixed hydrogen-air flames stabilized by swirl-generated flow recirculation [J]. Combustion Science and Technology, 1995, 110(1): 443-460.
- ILBAS M, YILMAZ I, VEZIROGLU T N, et al. Hydrogen as burner fuel: modelling of hydrogen-hydrocarbon composite fuel combustion and NO<sub>x</sub> formation in a small burner [J]. International Journal of Energy Research, 2005, 29(11): 973-990.
- [5] WEILAND N T, STRAKEY P A. NO<sub>x</sub> reduction by airside versus fuel-side dilution in hydrogen diffusion flame combustors [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2010, 132(7): 071504.
- [6] VRIEND J, DEWANJI D, RAO A G. Numerical investigation of a lean direct injection combustor using hydrogen
   [C]. Yamaguchi: 24th International Symposium on

Transport Phenomena, 2013.

- [7] PREETHI R, CHAKRAVARTHY S, MURUGANAN-DAM T, et al. A novel multi-swirler lean direct injection combustor for low pollutant emissions [C]. Beijing: 10th Asia Pacific Conference on Combustion, 2015.
- [8] BRAVOLG, ACOSTAWA. Comparison of CFD predictions of hydrogen/methane lean direct injection gas turbine flame tube-temperature and species [C]. Atlanta: 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017.
- [9] LOPEZ-RUIZ G, FERNANDEZ-AKARREGI A, DIAZ L, et al. Numerical study of a laminar hydrogen diffusion flame based on the non-premixed finite-rate chemistry model; thermal NO<sub>x</sub> assessment [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2019, 44(36): 426-439.
- [10] YUASA S, SHIGETA M, MINAKAWA K, et al. Combustion performance of lean premixed type combustors for a hydrogen-fueled micro gas turbine[C]. Tokyo: The International Gas Turbine Congress, 1995.
- [11] ZIEMANN J, SHUM F, MOORE M, et al. Low-NO<sub>x</sub> combustors for hydrogen fueled aero engine [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 1998, 23(4): 281-288.
- [12] YOSHIMURA T, MCDONELL V, SAMUELSEN S. Evaluation of hydrogen addition to natural gas on the stability and emissions behavior of a model gas turbine combustor[C]. Nevada: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2005.
- [13] YORK W D, ZIMINSKY W S, YILMAZ E. Development and testing of a low NO<sub>x</sub> hydrogen combustion system for heavy-duty gas turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2013, 135(2): 022001.
- BOYD FACKLER K, KARALUS M, NOVOSSELOV I, et al. NO<sub>x</sub> behavior for lean-premixed combustion of alternative gaseous fuels [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(4): 20-35.
- [15] REICHEL T G, TERHAAR S, PASCHEREIT C O. Flashback resistance and fuel-air mixing in lean premixed hydrogen combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2018, 34(3): 690-701.
- [16] CHRISTO F C, LEVY Y, COSTA M, et al. Effect of jet momentum flux and heat density on NO<sub>x</sub> emission in a flameless gas turbine combustor [J]. Aerospace Science Technology, 2021, 119(5): 107137.
- [17] CHOI J, AHN M, KWAK S, et al. Flame structure and NO<sub>x</sub> emission characteristics in a single hydrogen combustor
   [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2022, 47(68): 29542-29553.
- [18] FUNKE H H-W, BECKMANN N. Flexible fuel operation of a dry-low-NO<sub>x</sub> micromix combustor with variable

hydrogen methane mixtures [J]. International Journal of Gas Turbine, Propulsion Power Systems, 2022, 13(2): 1-7.

- [19] GHALI P F, LEI H, KHANDELWAL B. A review of modern hydrogen combustor injection technologies for the aerospace sector [J]. Sustainable Development for Energy, Power, Propulsion, 2021(5): 523-543.
- [20] 田晓晶,崔玉峰,邢双喜,等.预混段结构对旋流预 混氢火焰回火形式影响的数值研究[J].推进技术, 2015,36(3):345-351.(TIAN X J, CUI Y F, XING S X, et al. Numerical investigation on effects of mixing zone structure on flashback type for swirl-premixed hydrogen flame [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015,36(3):345-351.)
- [21] LI J, YUAN L, MONGIA H C. Simulation of combustion characteristics in a hydrogen fuelled lean single-element direct injection combustor [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2017, 42(5): 3536-3548.
- [22] LI J, YUAN L, MONGIA H C. Simulation investigation on combustion characteristics in a four-point lean direct injection combustor with hydrogen/air [J]. Applied Sciences, 2017, 7(6): 619.
- [23] 林旭阳,金 捷,王 方,等.壁温对氢燃料超燃燃烧室流动特性的影响研究[J].推进技术,2020,41
  (5):1097-1102. (LIN X Y, JIN J, WANG F, et al. Effects of wall temperature on flow characteristics of hydrogen fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(5):1097-1102.)
- [24] LIU Z R, XIONG Y, ZHU Z R, et al. Effects of hydrogen addition on combustion characteristics of a methane fueled MILD model combustor [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2022, 47(36): 309-320.

- [25] 孙付军,索建秦,梁红侠,等.一种燃料从叶片喷射的贫预混模喷嘴及全环燃烧室[P/OL]. CN108800206 A, 2018-06-06.
- [26] ILBAŞ M, KARYEYEN S, YILMAZ I. Effect of swirl number on combustion characteristics of hydrogen-containing fuels in a combustor[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(17): 7185-7191.
- [27] 兰中秋,邓彤天,钟晶亮,等.氢气超声速燃烧过程的多步简化反应机理数值模拟[J].北京大学学报(自然科学版),2017,53(3):397-404.
- [28] ATHITHAN A A, JEYAKUMAR S, SCZYGIOL N, et al. The combustion characteristics of double ramps in a strut-based scramjet combustor[J]. Energies, 2021, 14 (4): 831.
- [29] ANETOR L, ODETUNDE C, OSAKUE E E. Computational analysis of the extended Zeldovich mechanism [J].
   Arabian Journal for Science Engineering, 2014, 39(11): 8287-8305.
- [30] HANSON R K, SALIMIAN S. Survey of rate constants in the N/H/O system [J]. Combustion Chemistry, 1984, DOI: 10.1007/978-1-4684-0186-8\_6.
- [31] LEWIS W K, WHITMAN W G. Principles of gas absorption [J]. Industrial Engineering Chemistry, 1924, 16 (12): 1215-1220.
- [32] BAULCH D, COBOS C, COX R, et al. Evaluated kinetic data for combustion modelling[J]. Journal of Physical Chemical Reference Data, 1992, 21(3): 411-734.
- [33] FU Y. Aerodynamics and combustion of axial swirlers[D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2008.
- [34] TRELEA I C. The particle swarm optimization algorithm: convergence analysis and parameter selection [J].
   Information Processing Letters, 2003, 85(6): 317-325.

(编辑:白 鹭)

# Pollution emission characteristics of hydrogen-fueled combustor of an aero-engine conversion gas turbine

JU Hongyu, LIANG Hongxia, SUO Jianqin, SUN Fujun

(College of Energy and Power, Northwestern Polytechnic University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to provide technical support for the low-pollution combustion organization scheme of the hydrogen-fueled combustor, three hydrogen fuel injection modules (lean direct injection (LDI) module and two lean premixed injection (LPIA and LPIB) modules) were designed according to the working conditions and structural parameters of an aero-combustion engine combustor, and their flow field characteristics, fuel-air mixing characteristics and pollution emission characteristics were studied by numerical calculation methods, the NO. emission regression models of the three modules were developed using the particle swarm optimization (PSO) algorithm afterwards. The study shows that the hydrogen injection mode has a large impact on the flow field structure: the central recirculation zone (CRZ) of the LDI module is some distance away from the nozzle, the radial size of the CRZ of the LPIA module is the largest, and the downstream flow field of the LPIB module has the fastest flow velocity; more uniform fuel-air mixing in the combustor assembling the LPIA module compared to the other two modules; under the design condition, the NO<sub>2</sub> emissions of the LDI module cannot meet the current emission standards of new gas turbines (@15%  $O_2$ ,  $\leq 30 \text{ mg/m}^3$ ), while the NO<sub>x</sub> emissions of the LPI module can meet the standards, and the NO<sub>2</sub> emissions of the LPIA can reduce 81.6% compared with the LDI module; the NO, emission regression models established for the three modules take into account the effects of combustor inlet pressure, temperature, equivalent ratio and airflow velocity, and their determination coefficients  $R^2$  are 0.972, 0.969 and 0.953, respectively. The modules and their performance data and modeling method adopted in this paper can provide effective reference for hydrogen-fueled combustor design.

Key words: Gas turbine; Hydrogen fuel; Low emission combustor; Injection module; Emission characteristics

**Received**: 2022-09-15; **Revised**: 2023-02-18.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2209039

Foundation items: National Science and Technology Major Project of China (2017- Ⅲ-0002-0026); China Aero Engine Group Industry-Academia-Research Cooperation Project(HFZL2021CXY002-2).

Corresponding author: LIANG Hongxia, E-mail: hx\_liang@nwpu.edu.cn