

文章编号: 1000-8055(2023)11-2701-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220027

一种氢燃料微尺度非预混燃烧室数值模拟

莫 姐¹, 尚守堂¹, 林宇震², 马宏宇¹, 刘一雄¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191)

摘 要: 为降低航空发动机和地面燃机碳排放和NO_x, 提出一种多射流布局的氢燃料微尺度非预混燃烧室头部结构。为获得微尺度非预混燃烧组织机理, 以及关键设计参数对燃烧性能的影响, 采用 $k-\omega$ SST(剪切应力输运)和FGM(火焰面生成流形)方法中的扩散火焰方法, 通过9种组分共26步反应开展数值仿真模拟, 对动量通量比、当量比、空气和氢气的导流板高度进行敏感性分析, 探究氢气与空气的混合特性、火焰结构、温度分布、NO_x排放的影响因素。对比分析了传统航空煤油与氢气NO_x排放。结果表明: 减小动量通量比有利于缩短火焰长度, 可降低169.6%的NO_x; 存在一个空气导流板高度的临界值, 使得NO_x最高, 在15%含氧量条件下NO_x的体积分数为 5×10^{-6} ; 氢气导流板高度由3 mm增加为11 mm, NO_x减少75.9%。与传统煤油相比, 最优结构参数组合方案可进一步降低85.7%的NO_x。

关 键 词: 氢燃料; 微尺度非预混; NO_x; 动量通量比; 导流板高度

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Numerical simulation investigation on a hydrogen micromix combustor

MO Da¹, SHANG Shoutang¹, LIN Yuzhen², MA Hongyu¹, LIU Yixiong¹

(1. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. Research Institute of Aero-Engine,

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

Abstract: In order to curb the carbon and NO_x emissions of the aeroengine and ground gas turbines, a multi-injector combustor dome configuration was proposed. To explore the micromix non-premix combustion mechanism and the impacts of the critical parameters on the combustor performance, the $k-\omega$ SST (shear stress transfer) turbulence model, FGM (flamelet generated manifold) diffusion flamelet method and 9 species-26 steps reactions were adopted for the numerical simulation. Sensitivity analysis was performed with regard to the momentum flux ratio, equivalence ration, air-gate height and hydrogen-gate height. The influencing factors of mixing characteristics, flame structure, temperature distribution and NO_x emission were explored. Meanwhile, the NO_x emission between the conventional kerosene combustor and the hydrogen micromix was evaluated. Results showed that lower momentum flux ratio was beneficial for enhancing the mixing and reducing the flame length, resulting in 169.6% NO_x reduction. There existed a critical value of the air gate height which brought about the highest NO_x up to 5×10^{-6} under the 15% O₂ content condition. As H₂ gate height increased from 3 mm to 11 mm, NO_x fell

收稿日期: 2022-01-16

基金项目: 先进航空动力创新工作站资助项目(HKCX2021-01-021)

作者简介: 莫姐(1987—), 女, 高级工程师, 硕士, 主要从事先进燃烧技术研究。E-mail: dada1204@126.com

通信作者: 刘一雄(1988—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事发动机总体性能、流固耦合技术研究。E-mail: yixiong.liu5021@gmail.com

引用格式: 莫姐, 尚守堂, 林宇震, 等. 一种氢燃料微尺度非预混燃烧室数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2701-2710. MO Da, SHANG Shoutang, LIN Yuzhen, et al. Numerical simulation investigation on a hydrogen micromix combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2701-2710.

by 75.9%. Compared with the conventional kerosene combustor, NOx emission dramatically dropped by 85.7%, using the optimal combination of critical parameters.

Keywords: hydrogen fuel; micromix non-premix; NOx; momentum flux ratio; guide gate height

针对日益严重的全球气候变暖问题, 低碳排放成为当前世界各国环境保护的首要目标。为减少航空领域的碳排放, 欧洲民航局在 FlightPath 2050 中制定了严苛的排放目标, 如每公里每个乘客减少 75% 的二氧化碳和 90% 的氮氧化物排放^[1]。我国也提出了在 2030 年前实现碳达峰和 2060 年前碳中和的战略目标。低污染排放技术是未来民用航空发动机发展的关键技术之一^[2]。然而, 传统航空煤油含碳量高, 不能满足低碳排放需求。因此, 寻求一种低碳和低氮排放的新型能源已迫在眉睫, 这对以传统化石燃料为主的中国, 加速经济和能源转型具有高瞻远瞩的战略意义。

氢气作为一种新型绿色能源, 其与氧气的反应产物为水或水蒸气, 具有宽适燃、高热值和零碳排放的优势, 是非常具有发展潜力的燃料, 尤其是在航空航天和地面燃机领域。一方面, 氢气的可燃范围很宽, 有利于通过贫燃技术以降低 NOx 排放。另一方面, 氢气的燃烧速度快, 短时间内可实现高效燃烧, 进而大幅缩减燃烧室长度, 有益于发动机轻量化设计和性能提升。同时, 氢燃料热值约是航空煤油热值的 2.78 倍, 具有极高的经济性。

国外在氢燃料燃烧室设计方面开展了大量的研究工作。常用的燃烧组织类型包括贫油直喷、高剪切旋流和微尺度非预混。NASA^[3]提出贫油直喷燃烧(lean direct injection, LDI)的概念, 氢气与空气的射流孔同心安装, 氢气孔布置在空气喷射孔内, 且每个气槽中布置了单独的氢喷射器, 极大提升了混合效果。LDI 的设计提高了非预混燃料在预燃过程中的混合质量, 缩短了燃气驻留时间, 有利于降低 NOx 排放。

Ziemann 等^[4]基于 LDI 提出了高剪切旋流概念。在高剪切旋流中, 湍流强度增大, 进一步缩短氢气与空气的混合时间, 可更有效降低 NOx 排放, 但其结构形式较为复杂, 难以应用在实际工程中。

微尺度非预混燃烧室(micromix combustor)采用多通道微尺度射流布局方案, 将氢气以横向射流^[5-7]的方式注入到主流空气中, 迅速形成多个微

扩散性火焰, 使反应区域小尺度化, 实现贫油燃烧, 降低火焰温度, 进而达到低 NOx 排放目的。与传统航空煤油相比, 氢燃料微尺度非预混燃烧室可实现零碳排放, 同时可大幅降低 NOx, 是未来先进绿色航空发动机和燃气轮机发展的重要方向。

同时, 由于氢气在空气中的高速射流, 降低氢气燃烧速度快带来的易回火风险。扩散燃烧组织方式和氢燃料极宽的燃烧范围拓宽了贫油熄火极限, 保证了发动机在全包线内稳定、高效工作。Funke^[8-10]采用基于雷诺平均(Reynolds average Navier-Stokes, RANS)的数值仿真和试验研究相结合的方式, 探索了工业燃气轮机微尺度非预混燃烧室的潜在优势, 发现采用该型燃烧室可在设计点将 15% 含氧量条件下 NOx 的体积分数控制在 2.5×10^{-6} 以内, 在全转速范围内 15% 含氧量条件下 NOx 的体积分数低于 4×10^{-6} 。同时, 单个 0.84 mm 的氢气射流孔比 0.3 mm 产生的热动力大 390%。虽然 0.3 mm 氢气射流孔在设计点和部分载荷条件下 15% 含氧量条件下 NOx 的体积分数低于 2×10^{-6} , 但在超负荷工况下 15% 含氧量条件下 NOx 的体积分数低于 4.5×10^{-6} , 因此设计过程中应综合考虑发动机工况来选择氢气孔径。

英国克兰菲尔德大学的 Murthy^[11]、Karakurt^[12]利用 CFD 方法分别对微尺度非预混燃烧室的射流布局开展研究, 结果表明采用双氢气径向入射结构, 可有效减小主燃区的高温区域。采用切向入射和混合区渐扩的结构, 可增大旋流强度、减小高温区、提升氢气与空气的混合品质, 并缩短燃烧室长度达 40% 以上。Asanithong^[13]对上述方案进行优化, 通过增加空气槽数量, 增强了混合效果, 混合温度降低。基于 H2020 ENABLEH2 项目, Sun^[14-15]和 Agarwal^[16]开展了微尺度非预混燃烧室声不稳定现象研究, 相比于雷诺时均模拟, 大涡模拟方法(large eddy simulation, LES)可以更好捕获高频信号和相位的变化。同时, 在基准方案中发现了 23.8 kHz 高频声响应, 其原因是射流孔尾迹存在声反馈并与空气挡流板轴向声模态发生耦合。当将混合距离由 2 mm 降为 1 mm 时, 该

响应幅值由 35 kPa 降至 3.0 kPa, 而空气进口的延长则会使该响应升高至 47.5 kPa。因此, 设计过程中应合理选取氢气孔的轴向位置。

国内在氢燃料燃烧室方面也开展了较多研究, 王阳燊旭等^[17]对天然气燃烧室进行改进优化, 通过改变腔体长度、扩压器长度、火焰筒长度和直径等参数以适应氢燃烧特性, 但会使燃烧室长度明显增加。田晓晶等^[18]数值研究了预混段结构对氢燃料回火的影响, 发现预混段长度和水力直径对熄火因子和回火临界当量比有显著作用, 应尽量减少停留时间以避免回火风险。于宗明等^[19]基于阵列驻涡预混模式, 试验研究了多种富氢工况下的燃烧稳定性和污染排放性能, 证明了氢燃料燃烧室在 F 级燃气轮机的应用潜力。

本文以 Mo^[20]优化的齿轮传动发动机为应用对象, 提出了一种的微尺度非预混燃烧室, 研究了动量通量比、当量比、空气导流板和氢气导流板高度对混合特性、温度分布、火焰结构和 NO_x 的影响, 探究了氢燃料微尺度非预混混合机理, 获得排放最优的设计方案, 为工程上氢燃料燃烧设计提供重要支撑。

1 研究方法及模型

1.1 几何模型

氢燃料微尺度非预混燃烧室的工作原理如图 1 所示, 主流空气通过拱形流道与横向高速射流的氢气充分混合, 在空气导流板内和氢气导流板下游分别形成多个回流区。空气导流板内的称为外回流区, 氢气导流板下游称为内回流区。内、外回流区交界处形成较强的剪切流, 如图 1 中所标识的 Flame 区域, 用以形成稳定的点火源。通过采用多射流布局的氢气孔和空气孔垂直交叉的方式, 回流区内将形成多个微小尺度的火焰团, 并发生扩散燃烧快速反应。

燃烧室头部结构的三维几何模型如图 2 所示, 空气和氢气的孔数均为 480 个。其中, 空气孔型

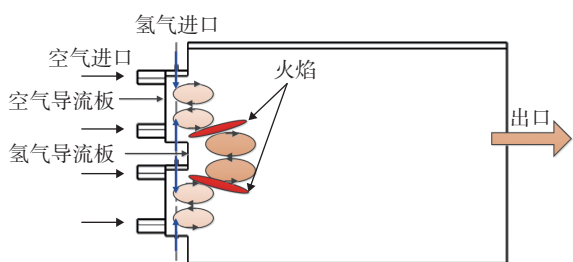


图 1 微尺度非预混燃烧室原理图

Fig. 1 Schematic diagram of hydrogen micromix combustor

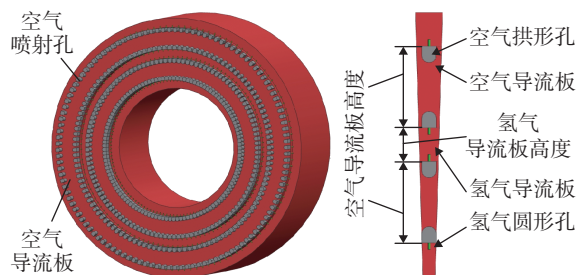


图 2 微尺度非预混燃烧室几何模型

Fig. 2 Geometry model of hydrogen micromix combustor

为拱形, 氢气孔型为圆孔, 空气孔和氢气孔孔心垂直交叉, h_{air} 表示空气导流板高度, h_{H_2} 表示氢气导流板高度。

基准方案的 h_{air} 为 12 mm, h_{H_2} 为 5 mm, 单个空气进口面积为 4.37 mm², 单个氢气孔射流面积为 0.096 mm², 空气导流板至出口的轴向长度为 61 mm。

1.2 仿真模型

由于整环结构复杂, 计算周期长, 为加快计算过程, 选取 3° 的扇形段进行数值仿真研究。采用 ANSYS ICEM CFD 软件对所建立的几何模型进行网格划分, 体网格类型为四面体/混合网格 Tetra/Mixed, 并对反应区近壁面处的网格进行加密, 将 y^+ 控制在 2 以内。分别采用 100 万、200 万、300 万、500 万的网格单元数进行了网格无关性验证, 以出口平均 NO_x 为基准, 绘制了网格无关性验证曲线, 见图 3, 其中纵坐标为 NO_x 在 15% 含氧量条件下的体积分数, 本文中用 $\varphi(\text{NO}_x)$ 表示。最终确定网格单元数为 300 万, 所形成的氢燃料微尺度非预混燃烧室的网格划分情况见图 4。

采用力速度耦合算法求解雷诺平均的 Navier-Stokes (N-S) 方程, 具体控制方程见参考文献 [21]。湍流模型为 $k-\omega$ SST 模型, 用以精准模拟近壁面

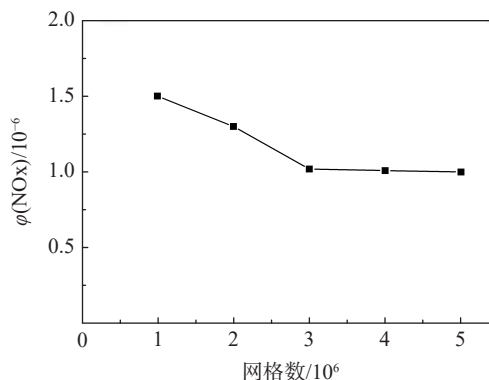


图 3 网格无关性验证曲线

Fig. 3 Numerical grid independence verification

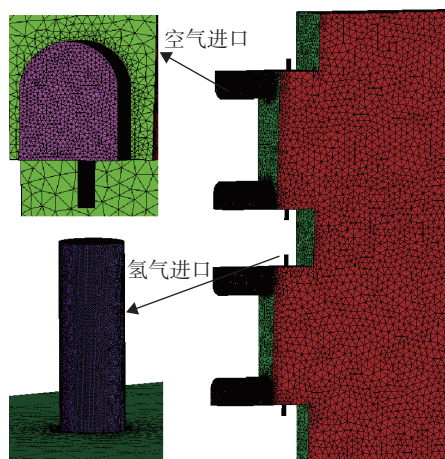


图 4 氢燃料微尺度非预混燃烧室局部网格

Fig. 4 Numerical grid of hydrogen micromix combustor

的流动。采用 FGM(flamelet generated manifold) 中的扩散火焰(diffusion flamelet)方法来模拟氢气

燃烧和湍流化学反应。该模型假设化学反应速率比湍流积分时间尺度更快,如果最小尺度的涡流没有显著影响化学反应,则湍流火焰可以被认为是一系列的层流火焰,因此更适用于模拟氢气与空气的快速湍流燃烧化学反应。

采用 PDF 概率密度方程来模拟湍流对化学反应的影响,为适应氢气更高的质量扩散特性,将 PDF Schmidt number 的默认值 0.7 改为 0.25^[14]。氢气的燃烧反应^[22]共有 9 个组分(H_2 、 H 、 O_2 、 O 、 OH 、 HO_2 、 H_2O_2 、 H_2O 、 M),完成共 26 步化学反应,如表 1 所示。其中 A 为指前因子, B 为温度系数, E 为活化能。

热力 NO_x 体积分数的计算采用 Zeldovich 机理, O 模型为 partial-equilibrium, 湍流反应模式为温度输运方式。快速 NO_x 体积分数计算时选用设定的当量比,燃料碳分子数取为 0,最终通过冻

表 1 化学反应^[22]Table 1 Chemistry reaction^[22]

序号	反应式	$A/((\text{cm}^3/\text{mol})^{n-1}/\text{s})$	B	$E/(\text{kJ/mol})$
1	$H+O_2=O+OH$	3.55×10^{15}	-0.40	16.6
2	$O+H_2=H+OH$	5.08×10^4	2.70	6.29
3	$H_2+OH=H_2O+H$	2.16×10^8	1.50	3.43
4	$O+H_2O=OH+OH$	2.97×10^6	2.00	13.4
5	$H_2+M=H+H+M$	4.58×10^{19}	-1.40	104
6	$H_2+Ar=H+H+Ar$	5.84×10^{18}	-1.10	104
7	$H_2+He=H+H+He$	5.84×10^{18}	-1.10	104
8	$O+O+M=O_2+M$	6.16×10^{15}	-0.50	0
9	$O+O+Ar=O_2+Ar$	1.89×10^{13}	0	0
10	$O+O+He=O_2+He$	1.89×10^{13}	0	0
11	$O+H+M=OH+M$	4.71×10^{18}	-1.0	0
12	$H+OH+M=H_2O+M$	3.80×10^{22}	-2.0	0
13	$H+O_2(+M)=HO_2(+M)$	1.48×10^{12}	0.6	0
14	$H+O_2(+M)=HO_2(+M)$	1.48×10^{12}	0.6	0
15	$HO_2+H=H_2+O_2$	1.66×10^{13}	0	0.823
16	$HO_2+H=OH+OH$	7.08×10^{13}	0	0.295
17	$HO_2+O=O_2+OH$	3.25×10^{13}	0	0
18	$HO_2+OH=H_2O+O_2$	2.89×10^{13}	0	0
19	$HO_2+HO_2=H_2O_2+O_2$	4.20×10^{14}	0	12
20	$HO_2+HO_2=H_2O_2+O_2$	1.30×10^{11}	0	0
21	$H_2O_2(+M)=OH+OH(+M)$	2.95×10^{14}	0	48.4
22	$H_2O_2+H=H_2O+OH$	2.41×10^{13}	0	3.97
23	$H_2O_2+H=HO_2+H_2$	4.82×10^{13}	0	7.95
24	$H_2O_2+O=OH+HO_2$	9.55×10^6	2	3.97
25	$H_2O_2+OH=HO_2+H_2O$	1.00×10^{12}	0	0
26	$H_2O_2+OH=HO_2+H_2O$	5.80×10^{14}	0	9.56

结流场进行后处理^[23]。

1.3 边界条件和研究对象

根据 Mo^[20] 优化设计的齿轮传动发动机参数, 燃烧室进口压力为 2.1 MPa, 进口温度为 838 K, 单个空气孔流量为 0.001 74 kg/s, 当量比为 0.4。燃烧室出口设为压力出口, 固体壁面采用绝热壁面, 燃烧室的两个侧壁设定为旋转周期边界面。

影响氢燃烧特性的关键参数有空气导流板高度、氢气导流板高度、孔径、孔型、空气通道面积、混合区长度等。对于横向射流流动, 动量通量比^[14]直接影响了氢气的穿透深度, 进而影响火焰的形状、位置和特性。

动量通量比 J 的定义如下式所示, ρ_{H_2} 、 ρ_{air} 分别代表氢气和空气的密度; u_{H_2} 和 u_{air} 分别代表氢气和空气的速度。

$$J = \frac{\rho_{\text{H}_2} u_{\text{H}_2}^2}{\rho_{\text{air}} u_{\text{air}}^2}$$

开展了不同动量通量比 J 、当量比 Φ 、空气导流板高度 h_{air} 和氢气导流板高度 h_{H_2} 的数值仿真研究, 如表 2 所示。

表 2 研究案例

Table 2 Investigation cases

工况编号	J	Φ	h_{air}/mm	h_{H_2}/mm
1~4	0.9, 7, 11, 17	0.4	12	5
5~8	17, 46, 67, 91	0.3, 0.5, 0.6, 0.7	12	5
9~12	30	0.4	6, 8, 10, 14	5
13~16	30	0.4	12	3, 7, 9, 11

2 结果对比分析

2.1 动量通量比研究

动量通量比 J 反映了氢气穿透气流的能力, 通过改变动量通量比可以更容易地控制混合过程。在氢气流量相同的条件下, 氢气孔径的变化可以直接影响 J 的大小。为此, 保持其他参数不变, 仅改变氢气射流孔直径研究了动量通量比和氢气孔径对微尺度非预混燃烧室性能的影响。图 5 给出了不同动量通量比条件下的速度流线图, 并以温度为变量显示, 可以明显识别出三对回流区, 分别为两对外回流区和一对内回流区, 且各回流区的尺寸 L_1 、 L_2 、 L_3 也各有差异。

由各回流区尺寸的差异可以看出, J 对氢气和空气的混合特性、火焰结构和流动特性有着显

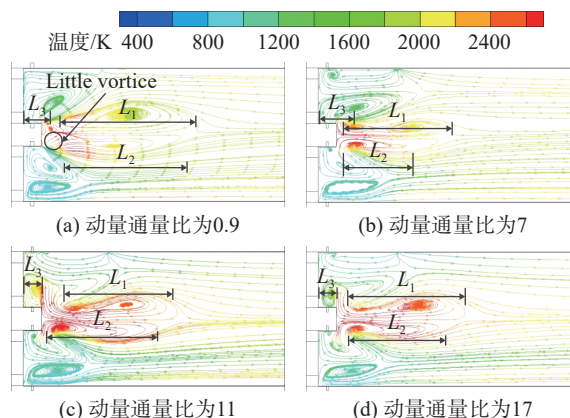


图 5 不同动量通量比下速度流线分布

Fig. 5 Velocity streamline distribution for different momentum flux ratio

著的影响。当 J 由 0.9 增加至 17 时, 氢气的横向射流强度增大, 穿透深度增大, 氢气沿径向的动量更强, 使外回流区内两种气体的掺混强度增大, 混合效果更好, 外回流区被抑制在氢气射流孔附近, 即 L_3 逐渐减小。

在空气总量保持不变的情况下, J 的增大减弱了氢气在水平方向的动量和掺混强度, 氢气提前到达前滞点, 内回流区轴向尺寸 L_1 和 L_2 明显缩短, 且径向尺寸更窄, 内回流区逐渐向下游移动。同时, 氢气径向动量的增大抑制了进入内回流区内参与燃烧的空气量, 导致该区域内的局部当量比更高, 因此温度逐渐升高。

需要指出的是, 由于几何结构沿径向宽度不同, 两个内回流区呈现不对称现象, 进而会导致温度和火焰结构不对称。

OH 基作为燃烧化学反应的中间产物, 其分布可以近似看作火焰反应区结构。OH 质量分数为无量纲参数, 其分布代表着热释放的程度, OH 高的区域代表着更多的热量在此处释放。

图 6 给出不同动量通量比条件下的 OH 质量分数分布, 随着 J 的增加, 内回流区的热释放面积增大, 且更向出口偏移, 即热量在较长的距离内才完成释放。

对比图 6 和图 5 可知, J 增大时, 氢气的射流速度显著增强, 进而将更多的空气抑制在外回流区。因此, 由于主流内空气量偏少, 且外回流区内的混合气在主流区更靠近中下游的位置处参与燃烧, 即主流区内燃烧更加滞后, 这也解释了 J 增大的情况下, 火焰结构不断延长的现象。当 J 为 0.9 时, 热量释放集中于氢气导流板附近, 呈现短矩形; 当 J 逐渐增大至 17 时, 热量释放延伸至出

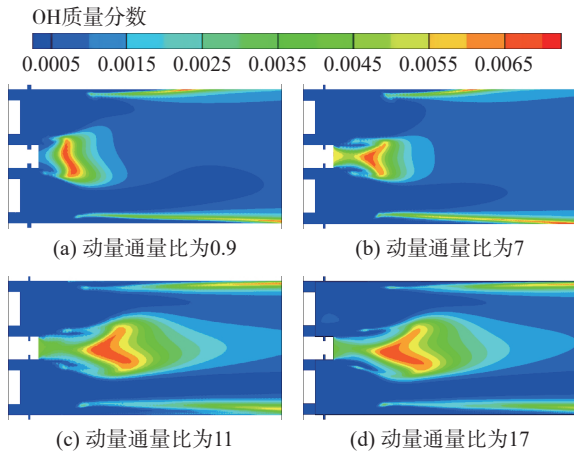


图 6 不同动量通量比下的 OH 质量分数分布

Fig. 6 Mass fraction of OH distribution for different momentum flux ratio

口截面,最大热量释放在 $1/3$ 长度处,呈现锥形。

图 7 为不同动量通量比条件下的温度分布,随着 J 的增加,高温区域逐渐增大,这与 OH 基相似,说明 J 对温度分布也有显著影响。

其主要原因是 J 的增大使得外回流区混合气参与燃烧滞后,内回流区参与燃烧的空气量逐渐减少,局部当量比增大,火焰结构逐渐延长,高温区面积增大;当 J 由 0.9 增大为 17 时,火焰在长度和宽度方向上均有所增加,高温区由氢气导流板拓展至近出口区域,出口截面的温度由 1 900 K 增加至 2 200 K,不利于出口温度场调节。同时,结合图 5 的流场分布可知,氢气轴向速度的降低减弱了动量传输效果,使得氢气在更长的距离才完全燃烧,燃气停留时间由 1.19 ms 延长为 1.95 ms 也会增加 NO_x 排放。

动量通量比增加带来的氢气径向动量增大,

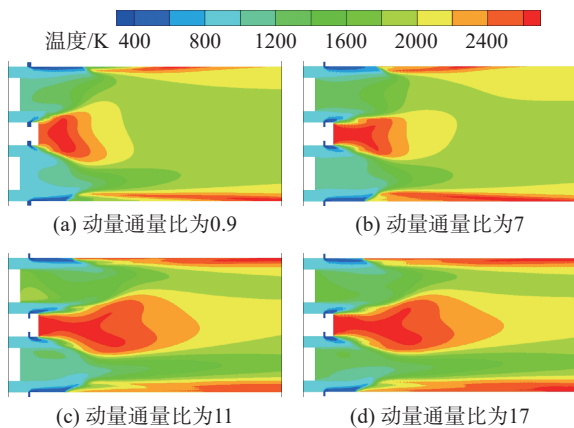


图 7 不同动量通量比下的温度分布

Fig. 7 Total temperature distribution for different momentum flux ratio

使得上下壁面的局部当量比增大,近壁面附近的高温区面积增大。图 8 给出了不同 J 下的内外壁面平均温度,可以看出 J 为 0.9 时,内壁面的平均温度为 1 987 K,外壁面的温度为 1 834 K。当 J 由 7 增大为 11 时,外壁面平均温度出现突增现象。当 J 增大为 17 时,内、外壁面的温度分别增加至 2 024 K 和 1 962 K,设计时应充分考虑壁面的冷却。

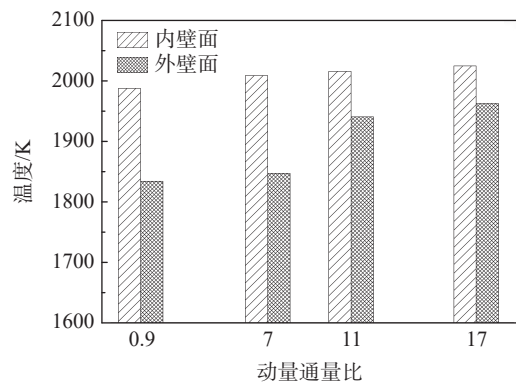


图 8 不同动量通量比下的内外壁面平均温度

Fig. 8 Average total temperature of wall surface for different momentum flux ratio

2.2 当量比研究

为研究当量比 ϕ 对微尺度非预混燃烧室性能的影响,仅改变氢气的流量,其他参数不变。图 9 为不同当量比时的速度流线分布,可以发现当量比的变化对回流区的尺寸影响较小。 ϕ 的变化主要影响 J 的数值, ϕ 为 0.3、0.5、0.6、0.7 时对应的 J 分别为 17、46、67、91,根据克兰菲尔德大学的研究结果^[16],回流区大小受 J 的敏感区域范围在 0.85~38 之间。因此,各方案之间回流区尺度基本相同,但仍存在内回流区不对称现象。

图 10 为不同当量比时的 OH 质量分数分布,

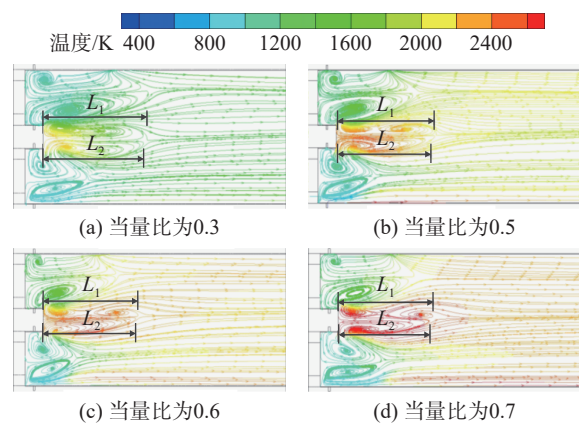


图 9 不同当量比下速度流线分布

Fig. 9 Velocity streamline distribution for different equivalence ratio cases

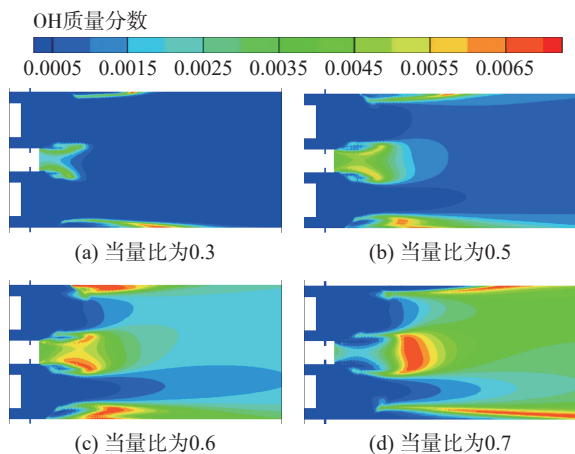


图 10 不同当量比下的 OH 质量分数分布
Fig. 10 Mass fraction of OH distribution for different equivalence ratio cases

可以看出随着 Φ 的增加, 热释放集中发生在更靠近下游的位置。 Φ 为 0.7 时, 靠近出口区域也有未完成的热释放, 说明 Φ 越大, 完全燃烧需要更长的时间和燃烧室轴向长度。

图 11 为不同 Φ 下的温度分布, Φ 由 0.3 增大为 0.5 或 0.6 时, 火焰有向上偏转的趋势, 这是由于下侧的外回流区速度较大, 回流量也大, 对主流产生挤压作用, 使火焰向上壁面偏移, 形成高温区偏转现象。当 Φ 增大为 0.7 时, 火焰对上、下侧外回流区的流量的变化不敏感, 主流区的温度分布更为均匀。

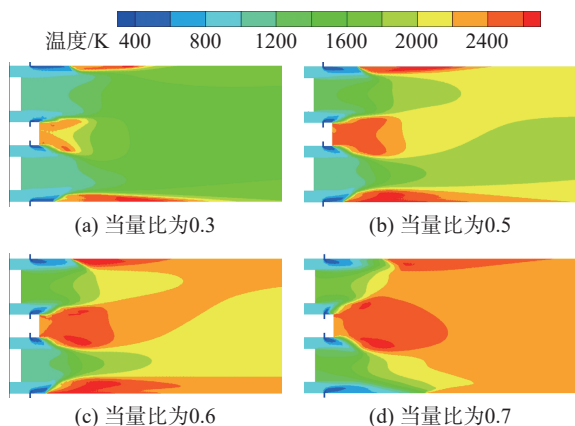


图 11 不同当量比下的温度分布
Fig. 11 Total temperature distribution for different equivalence ratio cases

2.3 空气导流板高度研究

空气导流板高度对微尺度非预混燃烧室的流场分布影响显著。如图 12 所示, 随着导流板高度的增加, 使氢气的相对穿透深度减小, 对空气的截断作用减弱, 外回流区所受的约束力减小, 有

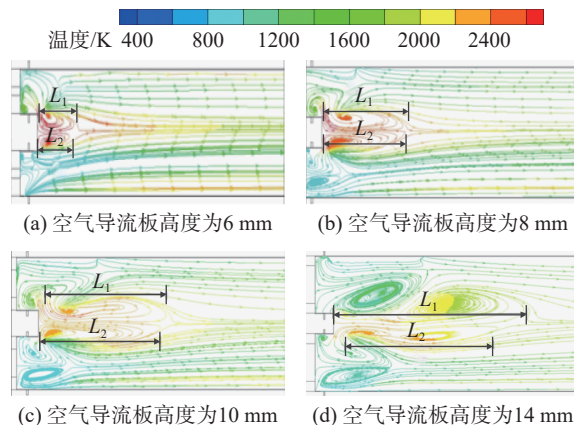


图 12 不同空气导流板高度下速度流线分布
Fig. 12 Velocity streamline distribution for different air-gate cases

更多的空气进入主流, 因此内、外回流区轴向尺寸均增大, 同时也降低了整体温度水平。

图 13 为不同空气导流板高度时的 OH 质量分数分布, 随着导流板高度的增加, 火焰结构沿径向方向增大, 热释放集中发生的范围更宽。更多的空气参与到内回流区的燃烧, 降低了局部当量比, 使得火焰温度降低, 释放的热量减少。

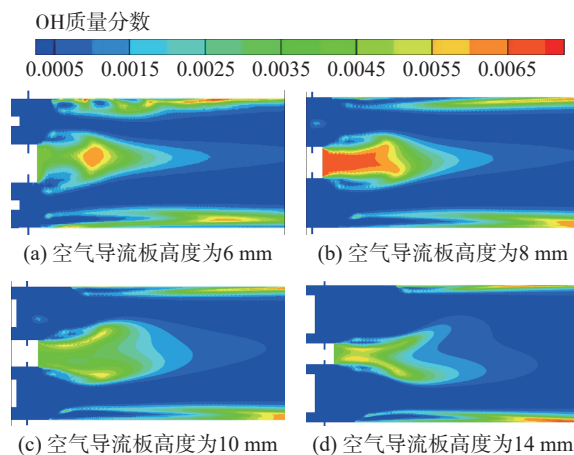


图 13 不同空气导流板高度下 OH 质量分数分布
Fig. 13 Mass fraction of OH distribution for different hydrogen-gate cases

h_{air} 为 8 mm 时, 热释放较为集中, 内回流区内的 OH 质量分数明显高于其他 3 个方案, 达到 0.006 8。这会带来更高的火焰温度, 进而产生更多的 NO_x 排放。结合图 12 的流场分布可知, h_{air} 为 10 mm 和 14 mm 时, 空气导流板高度的增加使外回流区扩张并向下游移动, 对内回流区形成挤压, 导致内回流区进气量增加, 降低了局部当量比, 热释放明显降低, 有利于减少 NO_x 排放。

图 14 为不同空气导流板高度下的温度分布, 当 h_{air} 为 6 mm 时, 氢气的高速射流截断外回流区的效果最明显, 导致内回流区的氢气不能充分燃烧; 当 h_{air} 增加至 8 mm 时, 内回流区的空气流量逐渐增加, 使更多的氢气可以完全燃烧, 热释放增加, 火焰温度最高达 2 600 K, 接近化学恰当比^[24]。

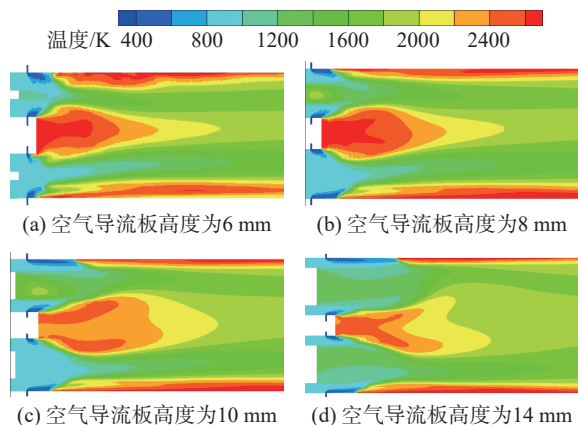


图 14 不同空气导流板高度下的温度分布

Fig. 14 Total temperature distribution for different air-gate cases

当 h_{air} 增加至 10 mm 以上时, 火焰结构的面积和长度均逐渐减小, 这是由于更多的空气提前与氢气燃烧, 降低了主流区的局部当量比和燃烧温度, 有利于减小 NO_x 排放和提高出口温度场品质。

综上分析, OH 质量分数和温度随 h_{air} 的增加呈现先增加后降低的趋势, 存在一个临界 h_{air} , 使其达到最高, 局部当量比接近化学恰当比。设计时应合理选择 h_{air} , 以避免产生过高 NO_x 。

2.4 氢气导流板高度研究

保持其他参数不变, 仅改变氢气导流板高度, 如图 15 所示, h_{H_2} 的变化对流场结构的影响较大。随着 h_{H_2} 的增加, 内回流区的气动流动空间增大, 因此内回流区沿轴向和径向尺寸增加, 导致外回流区由水平延伸型被挤压成竖直贴壁型, 且回流区内温度升高。当氢气导流板为 11 mm 时, 内回流区尺寸几乎充满整个燃烧室, 整体温度水平有所降低, 说明主流内参与燃烧的空气量相对增加, 局部当量比减小, 可降低火焰温度和 NO_x 排放。

图 16 为不同氢气导流板高度时的温度分布, 可以看出, 氢气导流板高度的增大, 内回流区高温区轴向更长, 径向增宽, 与流场分布趋势相同。对应的火焰结构如图 17 所示, 氢气导流板高度的增加可以显著降低 OH 质量分数。当 h_{H_2} 为 3 mm

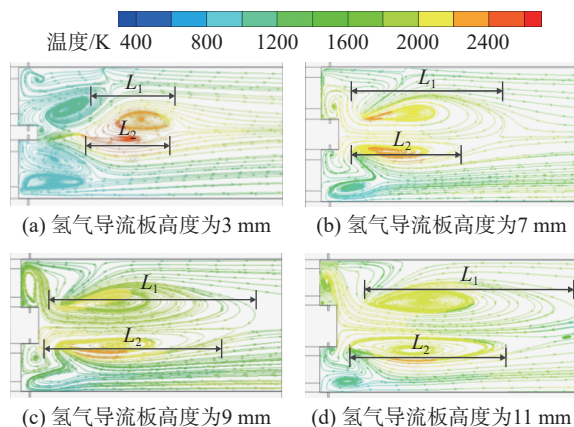


图 15 不同氢气导流板高度下速度流线分布

Fig. 15 Velocity streamline distribution for different hydrogen-gate cases

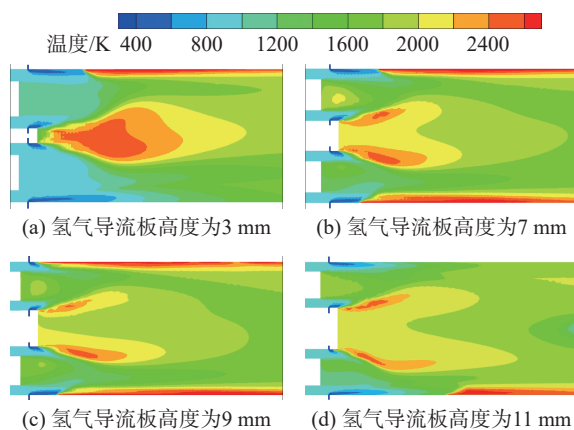


图 16 不同氢气导流板高度下的温度分布

Fig. 16 Total temperature distribution for different hydrogen-gate cases

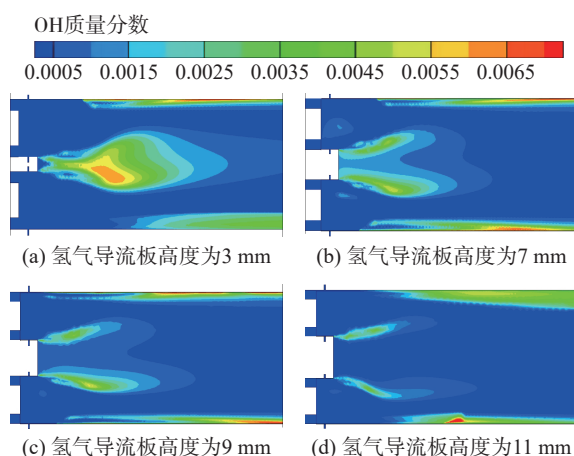


图 17 不同氢气导流板高度下 OH 质量分数分布

Fig. 17 Mass fraction of OH distribution for different hydrogen-gate cases

时, 热量释放高且距离长; 当 h_{H_2} 为 11 mm 时, 内回流区仅有少量的热释放, 呈空心 V 型。对比图 13

和图 17, 与 h_{air} 相比, 可以发现 h_{H_2} 对流动特性、火焰结构和温度分布的影响更为明显, 增加 h_{H_2} 可以有效降低 NOx 排放, 并提升燃烧室出口品质。

2.5 NOx 排放

上述研究方案的 NOx 排放结果如图 18 所示, 其中横坐标为 J 、 Φ 、 h_{H_2} 、 h_{air} 相对于 Case 1 的无量纲值, 纵坐标为 NOx 质量分数。可以看出, NOx 的排放与 J 和 Φ 的增加呈正相关。 J 由 0.9 增大为 17 时, NOx 排放增加了 169.6%。

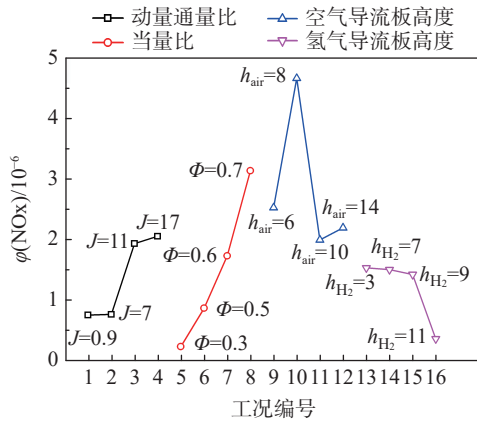


图 18 不同方案 NOx 排放

Fig. 18 NOx emission for different cases

随 h_{air} 的增加, NOx 呈现激增后又降低的现象, $h_{\text{air}}=8$ mm 时, NOx 达到最高, 较 $h_{\text{air}}=10$ mm 方案增加 133.5%。 h_{H_2} 的增加可以在一定程度上抑制 NOx 的产生, 当 h_{H_2} 由 3 mm 增大为 11 mm 时, NOx 降低了 75.9%。

综合上述分析, 选取最有利于降低 NOx 的几何参数和工况作为氢燃料微尺度非预混燃烧室的方案, 即 $J=0.9$, $h_{\text{air}}=14$ mm, $h_{\text{H}_2}=11$ mm、 $\Phi=0.3$ 。燃烧室内沿轴向各截面温度分布如图 19 所示, 可见,

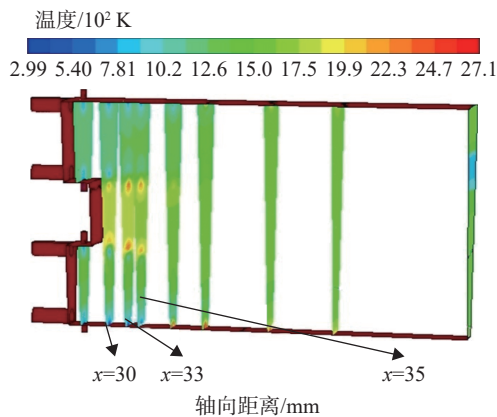


图 19 最优方案温度分布

Fig. 19 Temperature distribution of the optimum case

高温区集中在 $x=30$ mm 到 $x=35$ mm 的轴向范围内, 即空气与氢气可在 5 mm 的跨度范围内完成充分燃烧, 下游将有更充分的距离来调节燃烧室出口温度场质量。

由图 20 中轴向不同截面的出口温度分布系数 (overall temperature distribution factor, OTDF) 对比可知, 随着轴向距离的增加, 燃烧反应更加充分, 温度分布更加均匀, OTDF 有了显著降低。在 $x=30$ mm 的 OTDF 为 5.5, 而在 $x=75$ mm 的出口截面处, 温度分布已趋于均匀, OTDF 仅为 0.2。

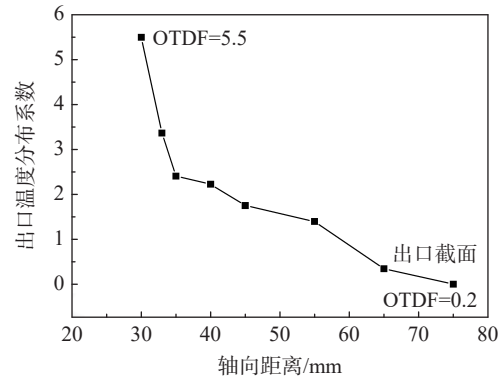


图 20 轴向不同截面 OTDF 对比

Fig. 20 OTDF for different surface along axial distance

为获得氢燃料在节能减排方面的优势, 在保持相同几何结构和相同当量比的条件下, 对比分析氢燃料与航空煤油所产生的 NOx。经计算, 氢燃料燃烧室的 NOx 排放量显著降低, 为 0.000 214, 与同样结构的燃油相比, NOx 降低了 85.7%。

3 结 论

本文设计了一种多射流布局的氢燃料微尺度非预混燃烧室, 通过氢气横向射流, 实现了空气和氢气的快速充分混合。研究获得了动量通量比、当量比、空气导流板高度和氢气导流板高度对流动特性、温度分布、火焰结构和 NOx 等的影响规律, 获得 NOx 排放最低的设计参数, 能够用于指导氢燃料微尺度非预混燃烧室设计。

1) 动量通量比的增加会使氢气的横向射流穿透深度增大, 使得外回流区混合气参与燃烧滞后, 内回流区参与燃烧的空气量逐渐减少, 局部当量比增大, 火焰结构逐渐延长, 高温区面积增大, 增加 NOx 排放。

2) 存在临界空气导流板高度, 使 OH 质量分数和温度达到最高, 局部当量比接近化学恰当比。氢气导流板高度增加会使内回流区局部当量比减

小,有效降低 NO_x 排放。

3) 高温区集中在 $x=30\text{ mm}$ 到 $x=35\text{ mm}$ 的轴向范围内,即空气与氢气可在 5 mm 的跨度范围内完成充分燃烧,下游将有更充分的距离来调节燃烧室出口温度场质量。

参考文献:

- [1] Advisory Council for Aeronautics Research in Europe. Flightpath 2050 Europe's vision for aviation[M]. Luxembourg, the Grand Duchy of Luxembourg: Publications Office of the European Union, 2011.
- [2] 张弛, 林宇震, 徐华胜, 等. 民用航空发动机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)
- [3] MAREK C, SMITH T, KUNDU K. Low emission hydrogen combustors for gas turbines using lean direct injection[R]. AIAA-2005-3776, 2005.
- [4] ZIEMANN J, SHUM F, MOORE M, et al. Low-NO_x combustors for hydrogen fueled aero engine[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 1998, 23(4): 281-288.
- [5] 林宇震, 李林, 张弛, 等. 液体射流喷入横向气流混合特性研究进展[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 46-57.
LIN Yuzhen, LI Lin, ZHANG Chi, et al. Progress on the mixing of liquid jet injected into a crossflow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 46-57. (in Chinese)
- [6] 张仪, 王晓东, 梁俊宇, 等. 改进 S-A 湍流模型对横向射流的 CFD 模拟[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2761-2768.
ZHANG Yi, WANG Xiaodong, LIANG Junyu, et al. CFD simulations of jet in cross-flow with modified S-a turbulence model[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2761-2768. (in Chinese)
- [7] 赵延辉, 梁剑寒, 闫田田. 涡流发生器控制下横向射流穿透特性及优化[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 800-806.
ZHAO Yanhui, LIANG Jianhan, YAN Tiantian. Penetration characteristics and optimization of transverse jet on condition of vortex generator[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 800-806. (in Chinese)
- [8] FUNKE H, BOERNER S, KEINZ J, et al. Experimental and numerical characterization of the dry low NO_x micro mix hydrogen combustion principle at increased energy density for industrial hydrogen gas turbine applications[R]. San Antonio, US: ASME Turbo Expo, 2013.
- [9] FUNKE H H W, KEINZ J, KUSTERER K, et al. Development and testing of a low NO_x micromix combustion chamber for industrial gas turbines[J]. International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems, 2017, 9(1): 27-36.
- [10] FUNKE H H W, BECKMANN N, KEINZ J, et al. Numerical and experimental evaluation of a dual-fuel dry-low-NO_x micro mix combustor for industrial gas turbine applications[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2019, 11(1): 011015.1-011015.9.
- [11] MURTHY P. Numerical study of hydrogen micro-mix combustor for aero gas turbine engines[D]. Bedford, UK: Cranfield University, 2011.
- [12] KARAKURT A. Parametric investigation of combustion characteristics of a hydrogen micromix combustor concept[D]. Bedford, UK: Cranfield University, 2013.
- [13] ASANITTHONG S. Outlet temperature distribution control and heat transfer calculation for a hydrogen micro mix combustor[D]. Bedford, UK: Cranfield University, 2014.
- [14] SUN Xiaoxiao, AGARWAL P, CARBONARA F, et al. Numerical investigation into the impact of injector geometrical design parameters on hydrogen micromix combustion characteristics[R]. [S. l.]: ASME Turbo Expo, 2020.
- [15] SUN Xiaoxiao, ABBOTT D, SINGH A V, et al. Numerical investigation of potential cause of instabilities in a hydrogen micromix injector array[R]. [S. l.]: ASME Turbo Expo, 2021.
- [16] AGARWAL P, SUN Xiaoxiao, GAUTHIER P, et al. Injector design space exploration for an ultra-low NO_x hydrogen micro mix combustion system[R]. Phoenix, US: ASME Turbo Expo, 2019.
- [17] 王阳燊旭, 陈洁, 马榕谷, 等. 燃氢燃气轮机燃烧室结构改进[J]. 热力发电, 2016, 45(8): 53-57.
WANG Yangliangxu, CHEN Jie, MA Ronggu, et al. Structure modification for combustor in gas turbine turning to burn hydrogen gas[J]. Thermal Power Generation, 2016, 45(8): 53-57. (in Chinese)
- [18] 田晓晶, 崔玉峰, 房爱兵, 等. 预混段结构对氢燃料旋流预混燃烧诱导涡破碎回火极限影响的数值研究[J]. 中国电机工程学报, 2014, 34(8): 1276-1284.
TIAN Xiaojing, CUI Yufeng, FANG Aibing, et al. Numerical investigation on the effects of mixing zone structure on combustion induced vortex breakdown flashback limits of a swirl-premixed hydrogen flame[J]. Proceedings of the CSEE, 2014, 34(8): 1276-1284. (in Chinese)
- [19] 于宗明, 吴鑫楠, 邱朋华, 等. 燃气轮机富氢燃料预混燃烧实验研究[J]. 中国电机工程学报, 2017, 37(5): 1426-1434.
YU Zongming, WU Xinnan, QIU Penghua, et al. Experimental study on premixed combustion for gas turbines burning high hydrogen fuels[J]. Proceedings of the CSEE, 2017, 37(5): 1426-1434. (in Chinese)
- [20] MO Da. Conceptual design of a two-shaft high bypass turbofan engine for entry-into-service 2025[D]. Bedford, UK: Cranfield University, 2021.
- [21] FLUENT Incorporation. FLUENT 6.3 user's guide[R]. New Hampshire, US: FLUENT Incorporation, 2006.
- [22] ANSYS Incorporation. ANSYS Chemkin tutorials manual[R]. San Diego, US: ANSYS Incorporation, 2016.
- [23] GAUTHIER P Q. Comparison of temperature fields and emissions predictions using both an FGM combustion model, with detailed chemistry, and a simple eddy dissipation combustion model with simple global chemistry[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Charlotte, US: ASME, 2017: 1-14.
- [24] BRAND J, SAMPATH S, SHUM F, et al. Potential use of hydrogen in air propulsion[R]. AIAA-2003-2879, 2003.

(编辑: 王碧珺)