

分级比对中心分级旋流燃烧室燃烧流场特性影响

曹峻源, 邸东, 徐龙超, 颜应文

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:以中心分级旋流燃烧室为研究对象,采用试验研究和数值模拟相结合的方法,研究了相同总当量比下不同燃料分级比对燃烧室流场和燃烧特性的影响规律。采用粒子图像测速(Partic Image Velocity, PIV)获得燃烧室冷态流场结构,利用热电偶测量得到燃烧室出口温度分布,使用可协调半导体激光吸收光谱技术(TDLAS)得到燃烧室空间的温度分布及脉动。研究表明:燃料分级比对燃烧室的流场特性和燃烧特性影响很大,预燃级当量比越低,燃烧室出口径向温度差越小,随着预燃级燃料的增多,预燃级轴向速度增大,燃烧室中心温度变高;当仅为预燃级提供燃料的扩散燃烧时,燃烧室内的掺混较差,温度脉动较大;当主、预两级同时提供燃料,会明显降低燃烧室内温度脉动;随分级比增加,出口温度分布系数、CO和NO排放量逐渐升高。

关键词:中心分级旋流燃烧室;燃料分级比;TDLAS;温度分布;温度脉动

中图分类号:V231.1

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.12.005

[引用本文格式]曹峻源,邸东,徐龙超,等.分级比对中心分级旋流燃烧室燃烧流场特性影响[J].热能动力工程,2024,39(12):38-48. CAO Junyuan, DI Dong, XU Longchao, et al. Effects of fuel stratification ratio on combustion flow field characteristics of central staged swirl combustor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(12): 38-48.

Effects of Fuel Stratification Ratio on Combustion Flow Field Characteristics of Central Staged Swirl Combustor

CAO Junyuan, DI Dong, XU Longchao, YAN Yingwen

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China, Post Code: 210016)

Abstract: Taking the central staged swirl combustor as the research object, the influence of different fuel stratification ratios on the flow field and combustion characteristics of the combustor under the same total equivalence ratio was studied by means of experimental research and numerical simulation. The non-reacting flow field structure of the combustion chamber was obtained by particle image velocity (PIV), the temperature distribution of the combustor outlet was obtained by using thermocouple, and the spatial temperature distribution and pulsation of the combustor were obtained by using tunable diode laser absorption spectroscopy (TDLAS). The results show that the fuel stratification ratio has a great influence on the flow field and combustion characteristics of the combustor. The lower the fuel stratification ratio, the smaller the radial temperature difference at the outlet of the combustor. With the increase of pilot fuel, the axial velocity of pilot stage increases, and the central temperature of the combustor becomes higher. When the diffusion combustion only provides fuel for the pilot stage, the fuel and air mixing in the combustion chamber is poor and the temperature fluctuation is large. When the main stage and pilot stage provide fuel at the same time, the temperature fluctuation in the combustor will be significantly reduced. The outlet

收稿日期:2024-01-29; 修订日期:2024-05-23

基金项目:国家科技重大专项(2017-III-0006-0031)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-III-0006-0031)

作者简介:曹峻源(1998-),男,南京航空航天大学硕士研究生。

通信作者:颜应文(1978-),男,南京航空航天大学教授。

temperature distribution coefficient, CO and NO emissions gradually increase with the increasing fuel stratification ratio.

Key words: central staged swirl combustor, fuel stratification ratio, TDLAS, temperature distribution, temperature fluctuation

引 言

目前,先进燃气轮机燃烧室的低污染燃烧技术主要发展为贫油的中心分级燃烧方式和富油的富油燃烧-猝熄-贫油燃烧方式^[1-3]。其中,中心分级燃烧室在降低 NO_x 的排放上有着较高的潜力,已被广泛应用于污染物排放控制,典型的如 GE (General Electric) 公司的 DLN (Dry Low- NO_x) 燃烧室^[4]。因此,对单头部中心分级模型燃烧室在不同工况下的燃烧特性进行研究,不仅在理论层面上具有深远的意义,在工程实践中也有着重要的应用价值。

对于中心分级燃烧室,燃料分级对流场结构、火焰结构、燃烧效率以及污染物排放有显著影响,可以通过燃料分级来提高不同工况下的燃烧性能。薛然然等人^[5]采用粒子图像测速 (PIV) 方法开展了试验研究,重点分析了中心分级燃烧室头部流场的结构特征以及主燃级旋流数对头部流场的影响。研究发现,主、预燃级气流的相互耦合过程分为独立射流、气流掺混和气流合并 3 个阶段。Chong 等人^[6]通过 OH^* 发光成像,对两级反向同轴预混旋流器的火焰结构进行了研究。结果表明,火焰结构与燃料分配方式有关,两个火焰锋面稳定在旋流器出口,由剪切层隔开,随着内环当量比的增大,火焰强度也会随之增大,内环的流动增强,火焰主反应区面积延长增大。Meng 等人^[7]通过数值与试验的对比研究发现,在两种不同的分级比下,分层旋转火焰的热释放率和流动结构表现出不同的火焰结构。刘易明等人^[8]也通过火焰图像结合动态压力传感器,研究了分级比对火焰结构和燃烧不稳定的影响。研究结果表明,随着分级比增大,火焰的主释热区由主燃级下游逐渐移到火焰根部,再逐渐向预燃级下游靠近,旋流火焰张角随之增大,且随着分级比增大,火焰由稳定转为不稳定。刘泽宇等人^[9]则通过研究 CH^* 所

表征的火焰结构,得到在不同燃料分配方式下,火焰稳火位置及主释热区位置发生了变化的结论。Zhang 等人^[10]通过改变预燃级旋流器的出口角和旋流数,研究了分级旋流燃烧室中预燃火焰与流场的相互作用。张志浩等人^[11]和蔡文波等人^[12]通过数值模拟的方式。研究了分级比对分级燃烧室燃烧性能的影响,结果表明,随着分级比的增大,中心回流区的长度、宽度以及甲烷燃烧面积均会增大。对于火焰稳定性,Dhanuka 等人^[13]通过试验研究发现,分级比对燃烧的稳定性的影响存在一个临界值,而且受速度梯度影响较大。付镇柏等人^[14-15]针对中心分级燃烧室进行了燃烧性能试验,发现当预燃级单独供油时,燃烧效率较高,而当主燃级和预燃级共同供油时,燃烧效率降低。

上述针对中心分级燃烧室燃料分配的研究主要基于流场结构和火焰图像分析,为进一步探究燃料分配对燃烧室燃烧特性的影响,本文针对不同燃料分配方案,采用 PIV、TDLAS (Tunable Diode Laser Absorption Spectroscopy)、热电偶等试验方法,并结合数值计算对燃烧室内流场结构、空间温度分布和脉动情况及燃烧室出口温度分布开展研究。

1 研究对象及工况

1.1 研究对象

本文的研究对象是一种以甲烷为燃料的中心分级旋流燃烧室,头部为双级旋流进气,包括主燃级和预燃级的轴向旋流器。燃烧室头部结构如图 1 所示。由图可知,燃料进气分为两级,预燃级燃料从预燃级喷嘴喷出,通过扩散燃烧稳定火焰,主燃级燃料从主燃通道内的主燃级喷嘴喷出,与主燃级气流预混为混合气进入火焰筒。其中,主燃级旋流器的旋流数 Sn 为 0.837,预燃级旋流器的旋流数 Sn 为 0.874。

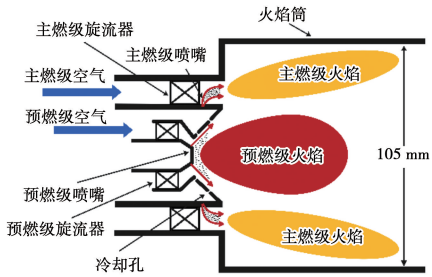


图 1 燃烧室头部示意图

Fig. 1 Schematic diagram of combustor dome

1.2 工况条件

为了研究燃料分级比对燃烧流场特性和燃烧特性的影响规律,本文在进口空气流量与总当量比相同的条件下,改变不同的燃料分配方案,如表 1 所示。本文的燃料分级比 (Fuel Stratification Ratio, FSR) 定义为预燃级甲烷质量流量与主燃级甲烷质量流量之比,工况 1 和工况 2 预燃级和主燃级同时提供甲烷,工况 3 仅预燃级提供甲烷。进口温度 T_{in} 为 300 K,进口总压 p_{in} 为 102 450 Pa,进口空气流量为 16 g/s,总当量比 Φ_t 为 0.345,表中 Φ_i 和 Φ_o 分别表示预燃级当量比和主燃级当量比。

表 1 燃料分配方案

Tab. 1 Fuel allocation scheme

工况	FSR	Φ_i	Φ_o
1	1/2	1.84	0.25
2	1/1	2.76	0.18
3	—	5.52	—

注:“—”为无数值。

2 试验方法

2.1 试验装置

试验系统由空气供应系统、燃料供应系统、前测量段、试验段、后测量段和测量系统组成,如图 2 所示。空气由 1 台压气机提供,经冷干机、稳压段、前测量段后流入模型燃烧室,通过质量流量控制器测量空气质量流量。燃烧室火焰筒高度为 200 mm,宽度为 105 mm,在火焰筒相对的两面设计了光学窗户,用于光学测量。后测量段用于测温耙及移动机构的安装。尾气通过后测量段直接排入大气。图中, m_a 为空气流量计, m_f 为甲烷流量计, p 为静压压

力计, p^* 为总压压力计。

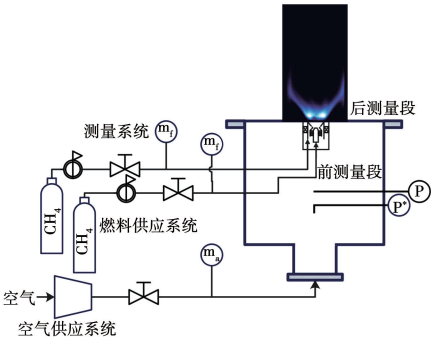


图 2 试验系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of test system

2.2 测量系统

本文利用粒子图像测速仪 (Particle Image Velocity, PIV) 对冷态流场进行测量。试验采用北京立方天地公司生产的二维 PIV 系统测量燃烧室内部流场。PIV 测量系统主要由双脉冲激光器、同步器、导光臂、片光镜、CCD 相机及计算机组成。本研究采用 Nd:YAG 双脉冲激光器,单个脉冲激光最大能量为 200 mJ,脉冲频率为 15 Hz。CCD 相机分辨率为 2 500 × 2 000 像素。

试验利用直径为 0.5 mm 的 K 型热电偶测量出口温度,测温耙上等间距 17.5 mm 安装 5 根热电偶,通过横向移动测温耙,得到燃烧室出口截面上 25 个温度测点,测温截面位于旋流器出口端面 215 mm 处,如图 3 所示。

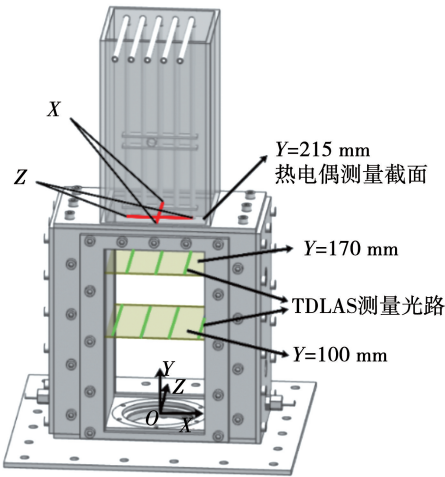


图 3 测温位置示意图

Fig. 3 Schematic diagram of temperature measurement position

本文通过可协调半导体激光吸收光谱技术 (Tunable Diode Laser Absorption Spectroscopy, TDLAS) 测量燃烧室空间温度, TDLAS 测试系统实物如图 4 所示。其中包括 TDLAS 主机、采集系统、光电集成包、发射接收单元。TDLAS 主机控制激光器在目标激光波长范围内工作, 近红外多波长激光合束后通过单模光纤输出, 光电集成包将近红外光分束为 7 路, 每 1 路可形成 1 个测量光路, 每个分束经单模光纤发射模块准直后穿过待测流场, 然后由多模光纤接收模块耦合收集到光电集成包, 并在此将光信号转化为电压信号, 电压信号传输到采集系统进行光谱采集与处理。



图 4 TDLAS 测试系统
Fig. 4 TDLAS test system

TDLAS 技术为采用波长可调谐、窄线宽半导体激光器做光源的一种激光吸收光谱技术, 通过获取高分辨光谱可实现气体组分的温度、浓度、流速等参数测量, 高光谱分辨率使其能够通过谱线筛选避开其他气体吸收光谱的干扰, 实际测量中不受环境中气氛变化影响。本质上, 所有吸收光谱均为路径积分的视线测量 (Line of Sight, LOS), 单光路测量结果为沿路径加权平均的温度、浓度值。温度测量以水汽作为目标气体, 选择不同温度响应特性的吸收谱线进行同光路测量, 利用其吸收强度比值消除浓度、光程等公共因子获得谱线强度比值, 进而反演出气体温度。

测温位置如图 3 所示, 在距离旋流器出口端面 100 mm 处, 对称安装 4 路激光 (横向位置分别为 $X = -44.5\text{ mm}$ 、 $X = -14.5\text{ mm}$ 、 $X = 14.5\text{ mm}$ 、 $X =$

44.5 mm), 用来测量反应后的温度分布; 在距离旋流器出口端面 170 mm 处, 对称安装 3 路激光 (横向位置分别为 $X = -30\text{ mm}$ 、 $X = 0\text{ mm}$ 和 $X = 30\text{ mm}$), 用来测量中心回流区后经过湍流掺混后的温度分布。共获得 7 路沿光路加权平均的燃烧室空间温度, 如图 4 中所示。

3 数值方法

3.1 数学模型及计算设置

为了降低计算成本, 并能较好地捕捉燃烧流动特征, 使用商业软件 Fluent 进行稳态 RANS 数值计算, 李伟等人^[16]通过 PIV 试验, 验证了标准 $k - \epsilon$ 模型用于数值计算旋流燃烧室流场的准确性。因此, 本文湍流模型采用了标准 $k - \epsilon$ 湍流模型, 燃烧模型采用稳态火焰面模型 (Steady Flamelet Model, SFM), 甲烷化学反应机理使用 Gri-Mech 3.0 详细化学反应机理^[17]。压力速度耦合算法采用 SIMPLE 算法, 差分格式采用二阶迎风格式。头部空气和燃料进口设置为质量流量进口, 出口设置为压力出口, 其余壁面边界条件为无滑移绝热壁面。

3.2 计算模型及网格

采用 Fluent Meshing 软件对计算域模型进行网格划分, 并对头部及主燃区进行网格加密, 生成非结构化网格模型, 如图 5 所示。

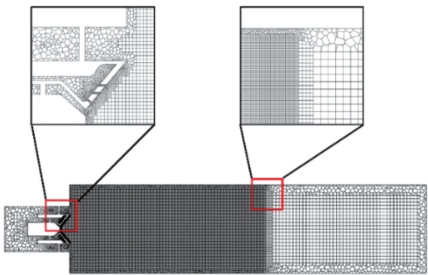


图 5 燃烧室模型网格
Fig. 5 Grid of combustor model

使用 3 种网格量网格生成方案进行网格无关性验证, 主燃区网格尺寸分别为 2, 1 和 0.5 mm, 取燃烧室中心轴线上的轴向速度进行对比, 结果如图 6 所示。可知主燃区网格尺寸为 1 mm, 网格量 286 万的网格模型满足计算结果稳定性和精度要求。

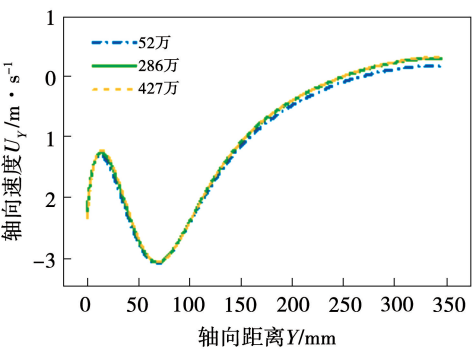


图 6 中心轴线轴向速度分布对比

Fig.6 Comparison of axial velocity distributions of central axis

4 结果分析

4.1 燃烧室冷态流场分析

图 7 为冷态条件下 PIV 试验和数值计算得到的燃烧室中心截面轴向速度分布云图与流线图。

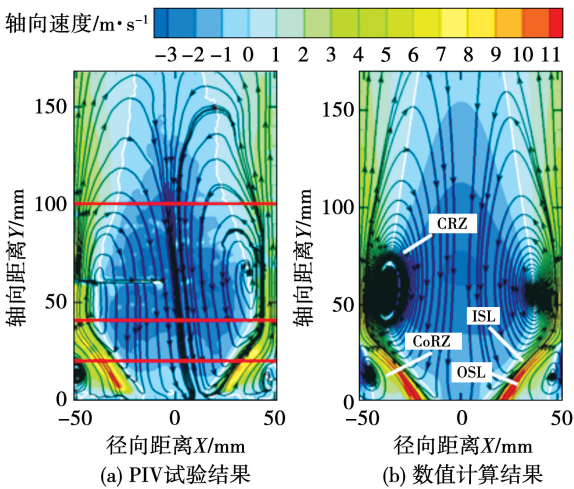


图 7 PIV 试验和数值计算的中心截面轴向速度分布云图与流线图

Fig.7 Cloud map and streamlined diagram of axial velocity distribution on central section of PIV experiment and numerical simulation

可以看出,数值计算结果与 PIV 试验结果中的流场结构基本一致。空气流经预燃级旋流器后与从主燃级旋流器流出的主燃级旋流相互作用,在内剪切层 (Inner Shear layer, ISL) 内形成一个稳定的中心回流区 (Central Recirculation Zone, CRZ)。当燃烧室燃烧时,该回流区可以提供稳定火焰的低速区,使得燃烧过程能够稳定进行。在主燃级旋流的作用下,燃烧室头部的角落形成了角回流区 (CoRZ),但由于燃烧室的轴向截面形状为正方形,形成的角回流

区主要集中在 4 个角的区域,在中心截面的角回流区尺寸较小。

为了定量分析对比冷态流场特性,在距离旋流器出口端面 20,40 和 100 mm 处分别截取中心截面不同轴向位置的轴向速度分布,如图 8 所示。由图 8 可知,3 个不同轴向位置的轴向速度均呈现 M 型对称分布,外侧为高速射流区域,内侧为中心回流区,随着燃气向下游的发展,外侧的轴向速度峰值逐渐降低。从 $Y=20$ 到 $Y=40$ mm 的轴向速度分布可知,在旋流扩张的作用下,速度波峰逐渐向外移动,且峰值降低。到 $Y=100$ mm 处,随着气流的发展,轴向速度分布变得更为平缓。数值模拟速度分布与试验测量值吻合较好,说明本文采用的数值计算方法和湍流模型是合理的。

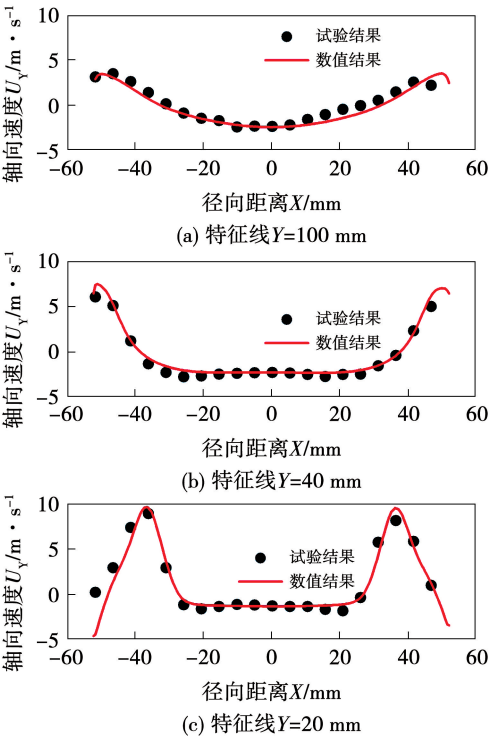


图 8 中心截面轴向速度分布

Fig.8 Axial velocity distributions on central section

4.2 燃烧室出口及空间温度分布

为了探究不同燃料分级比下的温度分布特性,试验中利用热电偶和 TDLAS 分别测量不同分级比下的燃烧室出口温度及燃烧室内空间温度。数值计算中采用稳态火焰面模型对燃烧场进行计算。

采用热电偶对燃烧室出口截面 ($Y=215$ mm) 处燃气温度进行测量,取 Z_0 与 X_0 两条互相垂直的中

心线为测量段,测量位置如图 3 所示。图 9 为各工况下出口截面试验测量温度与数值计算结果对比。综合考虑燃烧室内气流、边界条件以及热电偶结构的影响,将误差棒设置为 5%。由图 9 可知,在不同燃料分配工况下,SFM 模型对于燃烧室的出口温度的计算结果与试验测量结果均吻合较好,说明本文采用的燃烧模型可用于燃烧过程的数值模拟。

从工况 1 到工况 3,燃料分级比逐渐增大,其中工况 1 和工况 2 为预燃级和主燃级同时提供甲烷的部分预混燃烧,工况 3 为仅预燃级提供甲烷的扩散燃烧,可以看到,随着燃料分级比的降低,出口中心温度降低,但径向温度分布更为平坦。为了探究不同分级比下出口温度分布不同的原因,需要对燃烧室内的空间温度分布及热态流场特性进行更进一步的研究。

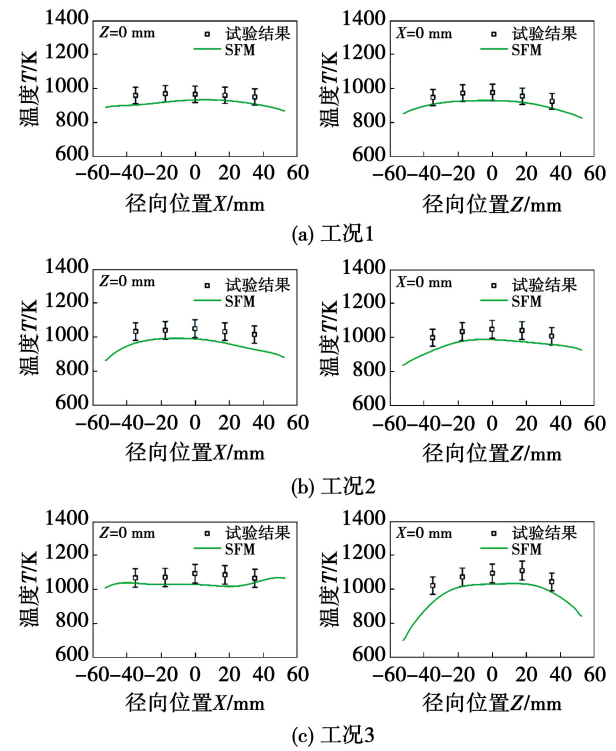


图 9 出口温度数值计算结果与试验结果对比(误差为 5%)
Fig. 9 Comparison of outlet temperatures between numerical result and experimental result (error is 5%)

采用 TDLAS 对不同燃料分级比下的燃烧室空间温度进行测量。TDLAS 一个波长扫描整周期可以实现一次温度测量,因此最快响应时间为整周期 T_0 。TDLAS 系统默认平均 N 次输出数据时响应时间为 $N \times T_0$ 。利用工控机采集卡直接采集激光信号,采样频率设置为 50 MHz,每周期采样点数为

29 990,因此单周期约为 0.599 8 ms。本文在处理 TDLAS 数据时,进行每 20 周期的窗口平均,平均后响应时间为 11.996 ms。图 10 为 TDLAS 单光路测量结果,其中虚线为测量路径平均温度 $\bar{T}$ 。

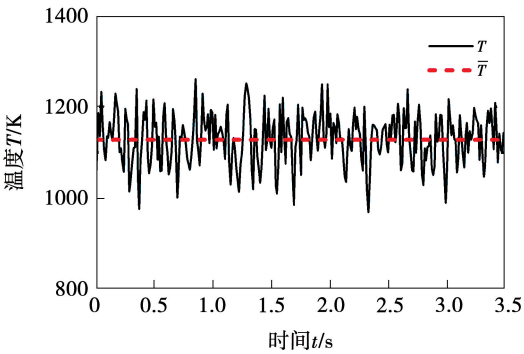


图 10 单光路温度测量结果
Fig. 10 Temperature measurement results in a single optical path

图 11 为不同轴向截面上 TDLAS 试验测温结果与数值方法得到温度的结果对比。图中横坐标 X 代表光路位置,箱线图表示在 TDLAS 测温时间内温度的波动情况,其中,箱子中间的一条线表示数据的中位线,黑色正方形表示温度的平均值,箱子的上下限分别是温度数据的上四分位数和下四分位数,所以箱子大小代表的是四分位间距 (Interquartile Range, IQR),箱子上、下伸出的两条须线,代表 1.5 倍的 IQR 区间,当数据中没有达到上、下限的数值,就用最大值和最小值来替换。数值计算结果取沿光路质量流量加权平均值。由图 11 可知,工况 1 条件下 $Y = 100$ mm 截面在反应区后,温度分布呈中间高、两边低; $Y = 170$ mm 截面在中心回流区下游,燃气经过充分掺混,径向温度分布更为平缓。相比于工况 1,工况 2 在 $Y = 100$ mm 截面上中心温度更高,两边温度更低,径向温度梯度更大。这是由于工况 2 的预燃级当量比更大,产生较多热量,被卷入回流区的燃气温度更高,而主燃级燃料较少,四周温度较低。工况 3 是仅预燃级提供甲烷的扩散燃烧,可以看出,两个截面上的径向温度分布中心峰值与两边的温度差都比较大。通过上述对比可以得出,分级比对燃烧室的空间温度分布影响很大,随着分级比的增大,燃烧室中心温度更高,径向温度梯度变大。从图 11 中还可以看到,各工况下箱子和虚线的高度不一,这与火焰的温度脉动有关。

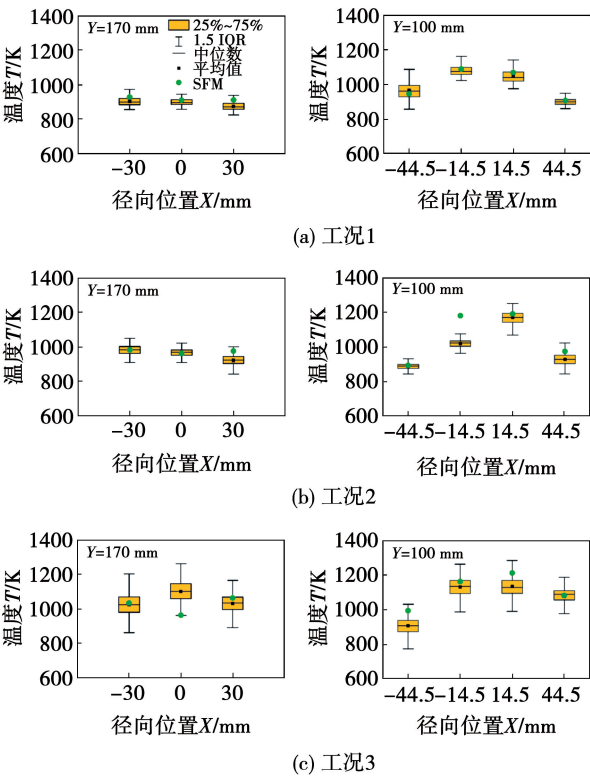


图 11 空间温度数值与试验结果对比

Fig. 11 Comparison of space temperatures between numerical and experimental results

为了深入分析不同燃料分配工况下火焰的温度脉动情况,图 12 给出了各工况在不同截面下的温度变异系数。温度变异系数定义为每条光路上所测的温度标准差与平均温度之比,每个截面上的温度变异系数为该截面上各光路温度变异系数的均值。由图 12 可以看出,工况 1 和工况 2 的变异系数都比较小,而工况 3 的变异系数较高。这是由于工况 1 和

工况 2 都是部分预混燃烧,燃料在燃烧室内掺混较好,而工况 3 是燃料全部从预燃级喷嘴直接喷到主燃区内的扩散火焰,预燃级当量比较高,射流速度较快,射流距离较远,与空气掺混较差,所以在反应后的区域的不同截面上的温度脉动都较高,变异系数较大。可见,分级比对燃烧室内流场有很大的影响,进而影响了燃烧室内温度分布,随着预燃级当量比的增大,预燃级甲烷射流速度增大,进而导致与空气掺混效果较差,掺混距离较远。

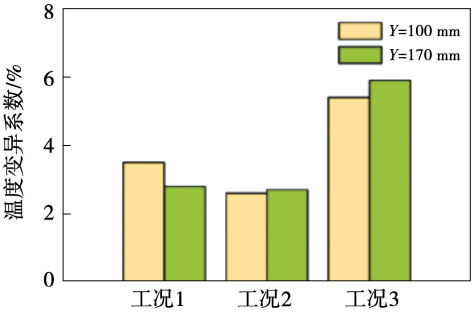


图 12 不同轴向 $Y = 100\text{ mm}$ 和 $Y = 170\text{ mm}$ 时, 截面火焰温度变异系数

Fig. 12 Flame temperature coefficient of variation on different sections in axial direction at $Y = 100\text{ mm}$, $Y = 170\text{ mm}$

4.3 燃料分级比对燃烧特性的影响

为了更好地理解分级比对燃烧室内流场和燃烧特性的影响,对数值计算中的流场分布和温度分布特性进行进一步分析。

图 13 为 3 种工况下燃烧室中心截面的轴向速度分布云图和释热率等值线(图中黑线所示)。

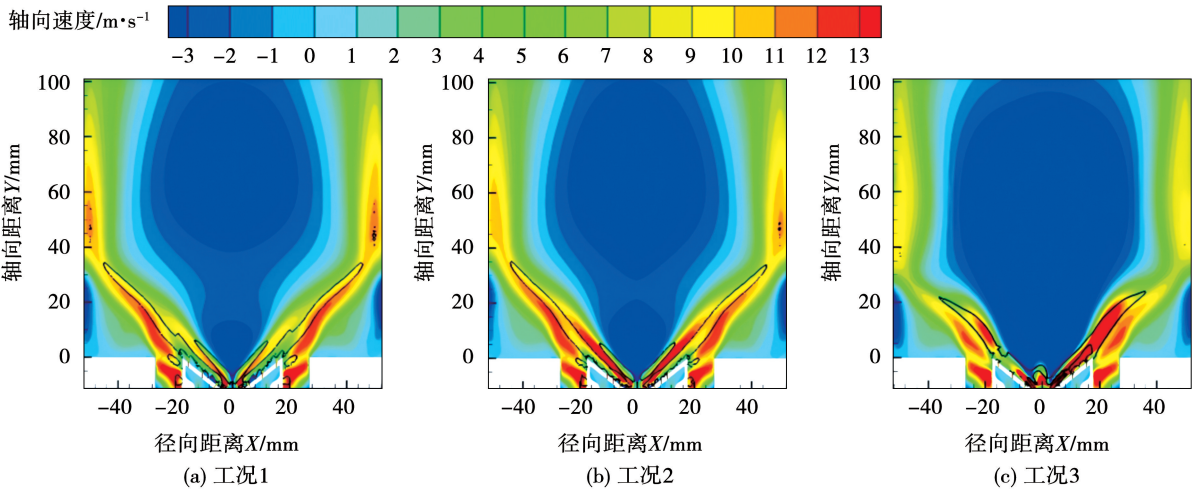


图 13 中心截面轴向速度分布(实线为释热率等值线)

Fig. 13 Axial velocity distributions on central section (solid line is isoline of heat release rate)

图 14 所示为与图 13 中 3 种工况下燃烧室中心截面温度分布云图与释热率等值线分布。可以看到,随着分级比的增大,预燃级高速射流区的速度越来越大,停留时间也越短,高温区沿燃烧室的轴向伸长。工况 3 是仅预燃级提供燃料的扩散燃烧,且由于其甲烷射流速度太快,所以掺混较差,掺混距离较长,在燃烧室上游靠近头部的温度较低,但随着流场

的发展,燃料不断掺混反应,在燃烧室下游温度较高。由于工况 1 和工况 2 均为主、预燃两级同时提供甲烷,因此可以看到在预燃级和主燃级各有 1 个火焰面,且流场及温度场相似,当增大分级比时,在流场下游,中心温度更高,这是由于预燃级当量比增大,产生了更多的热量。

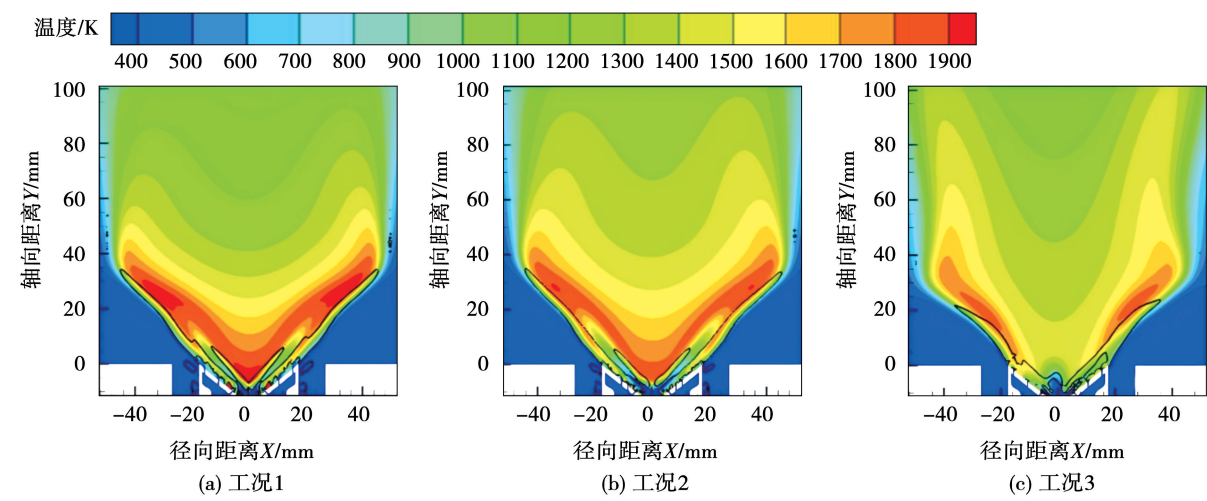


图 14 中心截面温度分布(实线为释热率等值线)

Fig. 14 Temperature distributions on central section (solid line is isoline of heat release rate)

图 15 为氧气摩尔分数分布云图。由图可知,随着分级比的增大,反应区域越来越长。由于两个部分预混燃烧工况的掺混效果较好,所以在头部下游

消耗了较多的氧气。由于工况 3 为扩散燃烧,掺混较差,且混合气停留时间较短,所以靠近头部的低氧区较小。

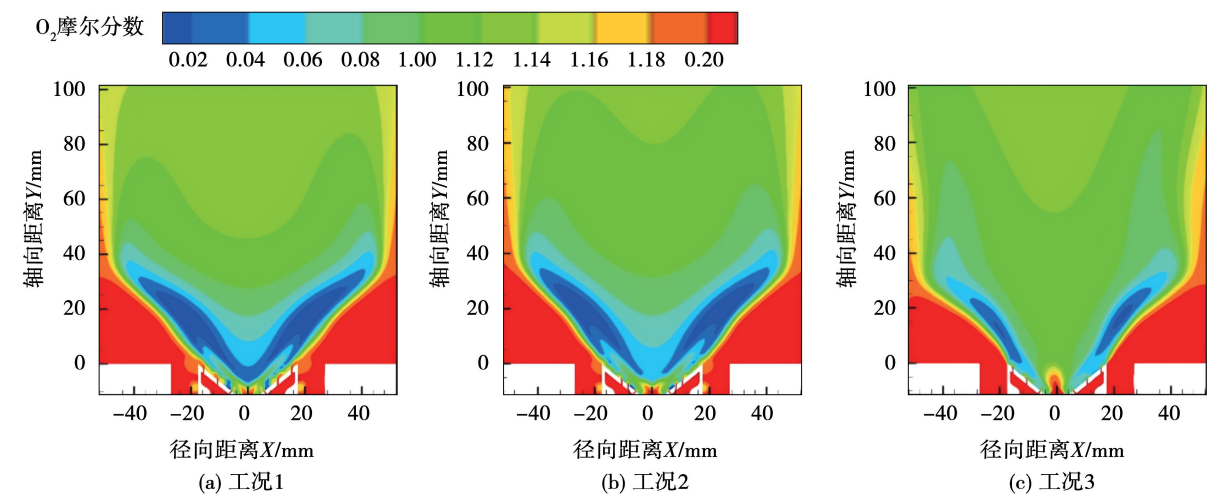


图 15 中心截面氧气摩尔分数分布

Fig. 15 Oxygen mole fraction distributions on central section

图 16 为不同分级比下,燃烧室中心截面 OH 摩

尔分数分布情况。OH 的高浓度区域表示释热区的

主要位置,随着分级比增大,反应区沿轴向拉伸。当反应区域面积较小。仅预燃级提供燃料时,主燃级没有燃料喷出,对应的

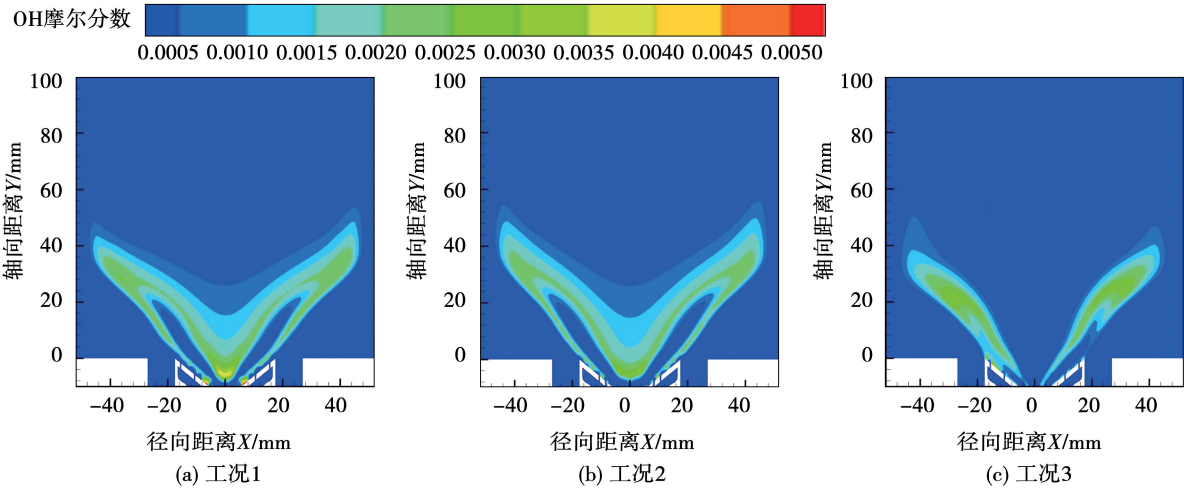


图 16 中心截面 OH 摩尔分数分布云图

Fig. 16 OH mole fraction distributions on central section

为进一步分析分级比对燃烧室性能的影响,对燃烧室中轴线温度进行分析,结果如图 17 所示。由图 17 可知,中轴线位置上的温度沿轴向先升高至峰值温度,再逐渐降低至燃烧室出口温度。需要注意的是,Y 在 -10 ~ 20 mm 范围内的温度变化存在明显差异,在此区间内,相同轴向位置下,较低预燃级当量比工况下的温度更高。随燃烧分级比增加,燃烧室温度峰值降低,且位置向下游移动。工况 3 是仅预燃级提供燃料的扩散燃烧,在燃烧室上游靠近头部的温度较低,但随着流场的发展,燃料不断掺混反应,在燃烧室下游温度较其他工况温度更高。随着燃烧分级比增加,燃烧室出口温度上升。

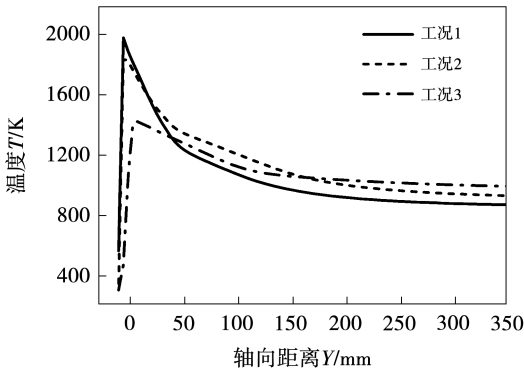


图 17 不同工况下中轴线上温度对比

Fig. 17 Comparison of temperatures on the centerline of combustor under different working conditions

图 18 和图 19 分别给出了不同工况下的燃烧室性能参数和出口污染物排放的变化情况。由图 18 可知,燃料分级比基本不影响压力损失,压损在 0.28% 左右。但随分级比增加,燃烧室出口温度分布系数 OTDF 上升,说明分级比对燃烧室出口温度分布均匀度有一定影响。由图 19 可知,主要生成于火焰峰面位置的 CO 生成量较小,出口 CO 摩尔分数随分级比增加而上升。这是因为分级比增大会导致燃烧室中心温度升高,促进燃料燃烧过程中中间产物 CO 的生成。NO 生成同样对温度有较高的敏感性,因此 NO 摩尔分数也随分级比的增加而上升。

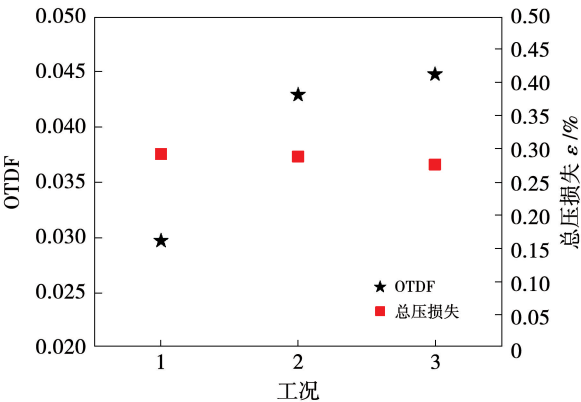


图 18 不同工况下 OTDF 和总压损失对比

Fig. 18 Comparison of OTDF and total pressure loss under different working conditions

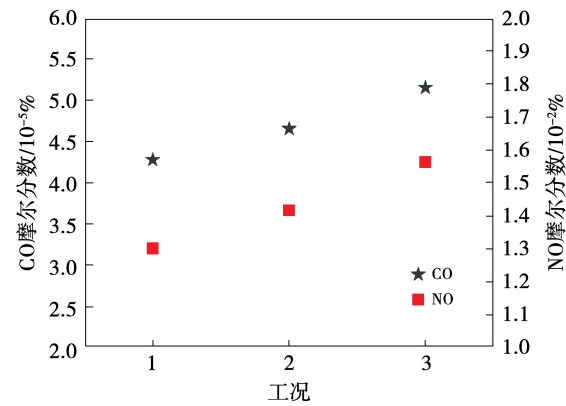


图 19 不同工况下出口截面污染物排放对比

Fig. 19 Comparison of pollutant emissions on the outlet section under different working conditions

5 结 论

本文针对中心分级旋流燃烧室,通过数值与试验的方法对不同燃料分配下的流场及燃烧特性进行研究,得到如下结论:

- (1) 中心分级燃烧室燃料分级比增加,预燃级当量比增大,射流剪切层内预燃级射流速度增大;中心分级燃烧室出口径向温度分布与燃料分级比有关,预燃级当量比越高,出口径向温度分布温差越大;增大分级比,燃烧室中心温度变高。
- (2) 中心分级燃烧室内温度脉动与燃料分级方案有关,当仅为预燃级提供燃料的扩散燃烧时,燃烧室内的掺混较差,温度脉动较大,当主、预两级同时提供燃料时,会明显降低燃烧室内温度脉动。
- (3) 中心分级燃烧室总压损失对燃料分级比不敏感,但随分级比增加,OTDF,CO 和 NO 排放量逐渐升高,说明分级比对中心分级燃烧室出口温度分布均匀性和排放性能有一定影响。

参考文献:

[1] 金如山. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社,2016.
JIN Rushan. Advanced gas turbine combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2016.

[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 Jianxing. Pollutant emission and development of low-emission combustion technology for civil aero engine[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(6):986-996.

[3] 于 女,崔 宇,曾若鸣,等. 航空污染的产生和控制机制研究综述[J]. 科学技术与工程,2022,22(32):14090-14099.
YU Nu,CUI Yu,ZENG Ruoming, et al. Review on generation and control mechanism of aviation pollution[J]. Science Technology and Engineering,2022,22(32):14090-14099.

[4] DAVIS L B,BLACK S H. Drylow NO_x combustion systems for GE heavy-duty gas turbines[C]//ASME 1989 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibiton. Birmingham, USA: ASME,1996.

[5] 薛然然,柳杰伟,张 良,等. 中心分级燃烧室头部冷态流场特性实验研究[J]. 推进技术,2022,43(9):241-249.
XUE Ranran,LIU Weijie,ZHANG Liang, et al. Experimental study on characteristics of cold flowfield in a centrally-staged combustor dome[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(9): 241-249.

[6] CHONG C T,LAM S S,HOCHGREB S. Effect of mixture flow stratification on premixed flame structure and emissions under counter-rotating swirl burner configuration[J]. Applied Thermal Engineering,2016,105:905-912.

[7] MENG S,WU S Z,ZHANG M. Numerical and experimental study of flow structure and heat release distribution in a stratified swirl flame with high-speed PIV and OH* measurements[J]. AIP Advances,2021,11(7):075311.

[8] 刘易明,谭建国,高政旺,等. 分层比对双旋流预混火焰结构和燃烧不稳定的影响[J]. 燃烧科学与技术,2023,29(4):444-450.
LIU Yiming,TAN Jianguo,GAO Zhengwang, et al. Effect of stratification ratio on structure and combustion instability of double-swirl premixed flame[J]. Journal of Combustion Science and Technology,2023,29(4):444-450.

[9] 刘泽宇,张 弛,韩 啸,等. 分层比对分开分层旋流预混火焰结构的影响[J]. 航空学报,2018,39(3):121692
LIU Zeyu,ZHANG Chi,HAN Xiao, et al. Effects of stratification ratio on structure of separated stratified premixed swirl flame[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(3):121692.

[10] ZHANG L,XUE X,YANG Q, et al. Experiment study of pilot stage swirler outlet angles and swirl number on flame structures and flow field in a stratified swirl combustor[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers,2022,86007: V03BT04.A046.

[11] 张志浩,巩耀祺,刘 潇,等. 燃料分级对旋流火焰的动态特

性影响研究[J]. 推进技术,2020,41(9):2088–2098.

ZHANG Zhihao,GONG Yaozhen,LIU Xiao,et al. Effects of fuel stage on dynamic characteristics of swirling flame[J]. Journal of Propulsion Technology,2020,41(9):2088–2098.

[12] 蔡文波,安 辞,唐自佳,等. 燃料分配对同轴分级燃烧室燃烧特性的影响[J]. 燃气轮机技术,2021,34(1):1–7.

CAI Wenbo,AN Ci,TANG Zijia,et al. The influence of fuel distribution on the flow field characteristics of coaxial staged combustor[J]. Gas Turbine Technology,2021,34(1):1–7.

[13] DHANUKA S K,TEMME J E,DRSCOLL J F,et al. Vortex-shedding and mixing layer effects on periodic flashback in a lean premixed prevaporized gas turbine combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute,2009,32(2):2901–2908.

[14] 付镇柏,林宇震,张 弛,等. 中心分级燃烧室进场工况燃油分级方式试验研究[J]. 推进技术,2014,35(1):77–86.

FU Zhenbo,LIN Yuzhen,ZHANG Chi,et al. Experimental investigation on fuel-staging mode of internally-staged combustor under approach condition[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(1):77–86.

[15] 付镇柏,林宇震,张 弛,等. 中心分级燃烧室预燃级燃烧性能实验[J]. 航空动力学报,2015,30(1):46–52.

FU Zhenbo,LIN Yuzhen,ZHANG Chi,et al. Experiment of combustion performance of internally-staged combustor pilot stage[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(1):46–52.

[16] 李 伟,邸 东,刘云鹏,等. 3 旋流燃烧室头部冷态流场数值计算与试验验证[J]. 航空发动机,2023,49(1):103–108.

LI Wei,DI Dong,LIU Yunpeng,et al. Numerical investigation and experimental verification of the cold flow field of a triple swirl combustor[J]. Aeroengine,2023,49(1):103–108.

[17] SMITH G P,GOLDEN D M,FRENKLACH M,et al. GRI 3.0 mechanism[EB/OL]. [2013–11–20]. [http://www. me. berk- eley. edu/gri_mech](http://www.me.berkeley.edu/gri_mech),1999.

(姜雪梅 编辑)

(上接第 37 页)

[12] POUAGARE M,WEINHOLD W. Tip leakage reduction through tip injection in turbomachines[C]//22nd Joint Propulsion Conference. Huntsville,AL,USA,1986.

[13] DEY D. Aerodynamic tip desensitization in axial flow turbines[M]. Pennsylvania:The Pennsylvania State University,2001.

[14] SAKAOGLU S,KAHVECI H S. Effect of turbine blade tip cooling configuration on tip leakage flow and heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery,2020,142(2):021008.

[15] AUXIER T A. Aerodynamic tip sealing for rotor blades;EP19940-309518[P]. US,EP0659978A1,1995.

[16] HAMIK M,WILLINGER R. An innovative passive tip-leakage control method for axial turbines;Linear cascade wind tunnel results[J]. ASME Turbo Expo 2008;Power for Land,Sea, and Air,2008,6:927–938.

[17] BEHR T. Control of rotor tip leakage and secondary flow by casing air injection in unshrouded axial turbines[D]. Switzerland;Swiss Federal Institute of Technology,2007.

(王治红 编辑)