

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.04.005

## 基于 RQL 燃烧高温升燃烧室淬熄区混合特性研究

董德伟<sup>1</sup>, 李建中<sup>2</sup>, 陈 坚<sup>3</sup>, 郎旭东<sup>1</sup>, 金 武<sup>2</sup>

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲, 412002; 2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016; 3. 贵州理工学院航空航天工程学院, 贵阳, 550003)

**摘要:** 为了将富油/淬熄/贫油(RQL)燃烧技术运用于高温升燃烧室设计, 优化淬熄区设计以达到最佳混合性能。本文采用数值模拟的方法, 在常温、常压状态下对不同燃烧室压损、射流与主流流量比、淬熄孔及旋流器结构下的淬熄区混合性能进行研究。研究表明, 淬熄孔存在最佳孔间距使得淬熄区内的混合性能达到最优。淬熄区内的混合性能随着淬熄孔的轴向位置后移而逐渐减弱。淬熄孔射流与头部气流的流量比增大, 淬熄区内的混合性能增强, 但存在临界值。在相同的流量比状态下, 增加淬熄孔孔径有利于淬熄区内混合性能的增强。燃烧室湍流强度的提高有利于促进淬熄区内的快速混合。当淬熄孔位于  $H/2$  时, 采用交错排列和三孔对称排列, 淬熄区具有较好的快速混合效果。采用对称排列时, 增加淬熄孔数同时减小单孔面积不利于淬熄区内气流的快速混合。

**关键词:** 高温升燃烧室; RQL 燃烧技术; 淬熄区; 混合性能

**中图分类号:** V231.3      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2020)04-0548-11

## Research on Mixing Performance in Quenching Zone of High Temperature Rise Combustor Based on RQL Combustion

DONG Dewei<sup>1</sup>, LI Jianzhong<sup>2</sup>, CHEN Jian<sup>3</sup>, LANG Xudong<sup>1</sup>, JIN Wu<sup>2</sup>

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, 412002, China; 2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China; 3. Academy of Aerospace and Engineering, Guizhou Institute of Technology, Guiyang, 550003, China)

**Abstract:** In order to apply rich/quenching/Lean (RQL) combustion technology to the design of high temperature rise combustor, the design of quenching zone was optimized to achieve the best mixing performance. The numerical simulation method was used to study the mixing performance with different pressure loss, jet to mainstream flow ratio, quenching hole and swirler structure under normal temperature and atmospheric pressure. The results show that the best spacing between the quenched holes makes the mixing performance best in the quenching zone. The mixing performance in the quenching zone decreases with the axial displacement of the quenching hole. The mixing performance in the quenching zone increases with the increase of the flow ratio between the jet and the main flow, but there is a critical value. Increasing the diameter of quenching hole is beneficial to the enhancement of mixing performance in quenching zone under the same flow rate condition. The increase of turbulence intensity could promote the quick mixing of airflow in quenching zone. When the quenching holes are located in  $H/2$ , the quenching zone has a good mixing performance by using the staggered arrangement and symmetrical arrangement of three holes. In addition, the

**基金项目:** 国家自然科学基金(51906106)资助项目。

**收稿日期:** 2019-03-13; **修订日期:** 2020-02-29

**通信作者:** 李建中, 男, 博士, 教授, E-mail: ljzh0629@nuaa.edu.cn。

**引用格式:** 董德伟, 李建中, 陈坚, 等. 基于 RQL 燃烧高温升燃烧室淬熄区混合特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(4): 548-558. DONG Dewei, LI Jianzhong, CHEN Jian, et al. Research on mixing performance in quenching zone of high temperature rise combustor based on RQL Combustion[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(4): 548-558.

increase of the number of quenching holes and the decrease of the area of single hole are not conducive to the quick mixing of the airflow in the quenching zone.

**Key words:** high temperature rise combustor; RQL combustion technology; quenching zone; mixing performance

随着航空工业的迅猛发展,航空发动机推重比要求持续增加。增加发动机压比以提高循环效率、增加燃烧室出口温度以提高单位推力是最直接和有效的方法。因此,航空发动机燃烧室无疑将朝着高温升高热容强度方向发展<sup>[1-3]</sup>。即便如此,对燃烧室的设计要求并没有降低:拓宽稳定工作范围、缩短燃烧室长度、降低出口温度分布系数、提高燃烧室寿命、降低污染物排放。这些要求之间往往相互矛盾,折中协调异常困难<sup>[4-5]</sup>。

最初发展高温升燃烧室的想法是保持常规燃烧室结构不变,单纯增加供油量及改变燃烧室流量分配,从而达到提高燃烧室温升的目的,但这样会造成燃烧室排气冒烟急剧增加和稳定工作范围明显缩小<sup>[6]</sup>。因此,为了满足未来高温升燃烧室的技术要求,传统的燃烧室设计理念必须改变,需要进一步优化燃烧组织、调整燃烧室流量分配以及更先进的冷却技术<sup>[7-10]</sup>。富油/淬熄/贫油(RQL)燃烧技术是一种特殊的分级燃烧方式,前面是富油燃烧级,中间为快速淬熄级,后面为贫油燃烧级<sup>[11-14]</sup>。由于头部为富油燃烧,具有相对较高的当量比及较低的气流速度,因此燃烧室的稳定工作范围相对较宽,同时具有较好的点火性能。在快速淬熄级,通过引入大量空气与头部混气进行快速掺混,完成富油向贫油的瞬间过度,防止化学恰当比附近热力型NO<sub>x</sub>的大量生成。在贫油燃烧级,选择合适的当量比使得燃烧室温升及污染物排放满足设计要求。因此,RQL燃烧技术不仅在减排方面具有突出的表现,同时还具有适应性强的特点<sup>[15-16]</sup>。将RQL燃烧技术运用到高温升燃烧室设计中,在理论上可以实现高温升燃烧室满足温升要求的同时降低污染物排放。美国通用电气公司针对低热值(HLV)燃料和整体气化联合循环的应用,采用分区独立进气的方式成功研发并试验了全尺度工业级RQL燃烧室<sup>[17]</sup>。该燃烧室出口温度达到1 672 K,NO<sub>x</sub>的排放比使用相同燃料的传统扩散燃烧方式降低约3%。但该燃烧室依然采用传统的RQL燃烧室结构,富油燃烧区与贫油燃烧区的油气比跨度较大。为了保持较高的燃烧效率,燃烧室中间区的长度势必增加,这将有悖于现代燃烧室向短环方向发展的趋势。另外,随着现代燃烧室出口温度要求的进一步提高,尤其在出口温度高达1 700 °C左右时,淬熄区的快速混合更加困难,RQL燃烧技术将遭遇严

峻考验<sup>[18]</sup>。因此,如何通过合理的流量分配及空气动力学设计,有效地将RQL燃烧技术运用到现代高温升燃烧室的设计中,是一个新的方向。

燃烧室内的气流根据其流量分配分别由射流孔和头部旋流器进入,是包含旋流和横向射流的复杂流动。旋流和射流之间存在相互作用,对燃烧室的稳定工作范围、出口温度分布及污染物排放等具有至关重要的影响<sup>[19-20]</sup>。另外,在RQL燃烧技术中,淬熄区内NO<sub>x</sub>的生成在整个燃烧室中占据主导地位,淬熄孔的优化设计对降低NO<sub>x</sub>排放起着决定性作用,如何实现淬熄区内的快速混合是RQL燃烧技术中最为关键的环节<sup>[21-28]</sup>。为此研究人员针对非反应流和反应流中横向射流的快速混合进行了大量的研究工作,为RQL燃烧技术的进一步发展提供了有利的理论支持。美国国家航空航天局为了优化RQL燃烧室淬熄区设计,通过改变射流孔尺寸、结构、数目等射流孔结构参数和射流与主流的动量通量比( $J$ )、射流与主流的质量流量比(MR)等气动参数,对亚声速横流式圆柱形管道内射流掺混特性进行了大量的数值模拟和试验研究。研究表明:射流与主流动量通量比和射流孔数目的变化对管内流场影响显著;最佳射流孔间距随着孔型的变化而改变;最佳射流孔数目随着射流与主流动量通量比值的增加而增多,基本上与 $J^{1/2}$ 成正比;在不同的射流与主流动量通量比条件下,需要不同的孔型与之匹配以达到最优的掺混效果<sup>[29-32]</sup>。Bain等<sup>[33]</sup>采用数值模拟的方法对矩形横向射流的掺混特性进行了研究,最佳的射流孔排列方式是由射流与主流的动量通量比决定的;在最佳的孔间距条件下,提高射流与主流的动量通量比可以有效地提高初始掺混性能。Leong等<sup>[34-35]</sup>对反应流中实现最优掺混性能的射流孔数的研究表明,射流空气进入富油产物后伴随着复杂的混合和反应过程,对于圆管来说,横向射流深度达到圆管的一半时,掺混性能最优。虽然这些研究成果为优化RQL燃烧室淬熄区设计奠定了重要的理论基础,但它们并不完全适用于基于RQL高温升燃烧室。这是由于随着燃烧室温升的提高,参与燃烧的空气量势必增加,最主要的体现是燃烧室头部进气量不断增加。而在RQL燃烧技术中,淬熄区的快速均匀混合和缩短驻留时间是降低污染物生成的关键。为了达到这一目的,最有效的方式是提高淬熄

孔射流与主流的动量通量比( $J = \rho_{pj} V_{pj}^2 / \rho_d V_d^2$ ),并需要在一定程度上提高淬熄孔射流与主流流量比。将RQL燃烧技术运用到高温升燃烧室设计中,淬熄孔射流一方面要在淬熄区内与混气实现快速均匀的混合;另一方面要强化富油区燃烧,同时对富油区未燃混气补充燃烧。如果淬熄孔与头部流量比过大(传统RQL燃烧室约为2.5),会使离解产物冻结,抑制复合反应进行,不利于未燃混气补充燃烧,造成燃烧效率降低;淬熄孔与头部流量比过小(常规燃烧室约为0.25),不利于淬熄区的快速均匀混合。因此,通过合理的流量分配及淬熄孔结构设计,实现燃烧室良好的空气空力学布局,是将RQL燃烧技术成功运用到高温升燃烧室设计中的关键。

本文将RQL燃烧技术与高温升燃烧室设计相结合,以单头部矩形燃烧室模型为研究对象。在常温、常压状态下,采用数值模拟的方法对不同燃烧室压损、流量分配、淬熄孔及旋流器结构下的淬熄区混合性能进行研究。研究结果为优化基于RQL高温升燃烧室淬熄区设计提供理论支持。

## 1 计算模型及数值方法

### 1.1 物理模型及网格划分

在淬熄区内,淬熄孔射流引入的大量新鲜空气将与头部富油混气进行混合以快速降低当量比。因此,淬熄区设计的一项关键技术是实现淬熄孔射流与头部气流快速均匀混合而迅速形成贫油环境。要解决这一难题,必须深入研究横向射流掺混这一科学问题。

参考图1所示的燃烧室试验模型,并结合以往对非反应流的横向射流掺混研究方法,简化燃烧室

模型,忽略掺混孔(取消掺混孔及其进气腔体),其简化模型如图2(a)所示。三维模型按燃烧室结构1:1的比例进行建立,即燃烧室长度 $L=300$  mm、高度 $H=65$  mm、宽度 $B=100$  mm。射流孔采用圆形孔结构,孔高 $h=1$  mm。气流分为3路分别经头部旋流器和上、下淬熄孔直接进入燃烧室。为了使气流能较均匀地从各区域进入燃烧室,同时不会大幅度增加计算网格量,各进气腔体的长度设置为其2倍当量直径。燃烧室头部旋流器采用两级斜切孔式结构,由于其结构复杂,结构化网格难以实现。为保证整体网格质量以到达较高的计算精度,燃烧室模型采用非结构化网格划分,并在旋流器和射流孔部分局部加密,网格总量约为670万个,如图2(b)所示。

### 1.2 控制方程及边界条件

本文采用商业流体力学计算软件Fluent对模型进行数值模拟,利用基于稳态RANS控制方程组。在雷诺平均中,瞬态N-S方程中要求的变量已经分解为时均常量和变量,用这种形式的表达式把流动的变量放入连续方程和动量方程中并取一段时间的平均,则可以写成

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (2)$$

应用雷诺平均N-S方程求解湍流问题时,由于未知的雷诺应力项会造成方程的不封闭问题,因此必须引入湍流模型来封闭方程组。针对这一问题,本文采用Standard  $k-\epsilon$ 湍流模型来实现,其具体表

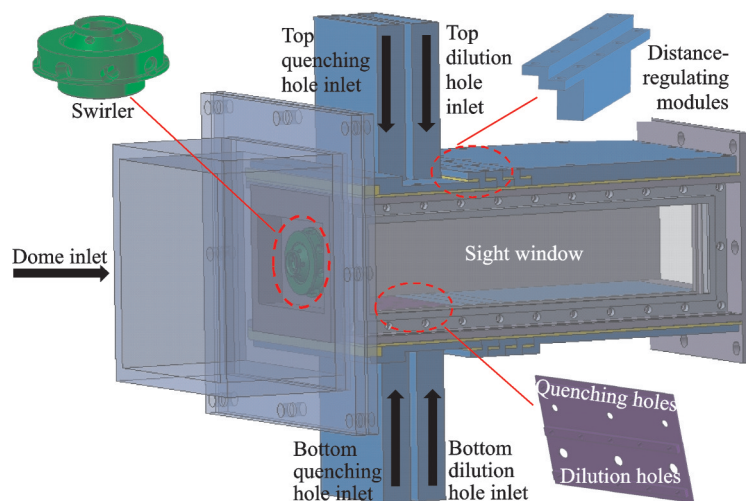


图1 基于RQL燃烧的高温升燃烧室结构模型

Fig.1 Geometrical model of a high temperature rise combustor based on RQL combustion

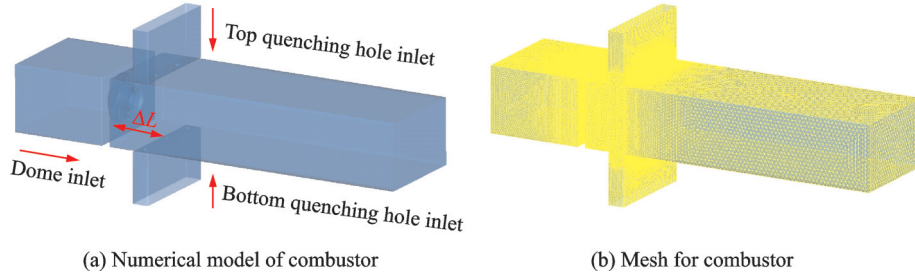


图2 燃烧室数值仿真模型及生成网格

Fig.2 Numerical model and mesh generation of combustor

达形式为

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (4)$$

式中: $G_k$ 表示由速度梯度产生的湍流动能; $G_b$ 表示由浮力产生的湍流动能; $\sigma_k$ 和 $\sigma_\epsilon$ 表示方程的湍流普朗特数; $C_1$ 、 $C_2$ 、 $C_3$ 是常量; $\mu_t$ 表示湍流黏度,其表达式为

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (5)$$

由于计算模型采用分区独立进气方式,淬熄孔气流则使用与头部气流具有相同物性参数的空气为标记气体,记为air 1。应用组分物质对流及扩散的守恒方程计算每种物质的质量分数,守恒方程采用

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} Y_i) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_i + S_i \quad (6)$$

$$\mathbf{J}_i = -\left( \rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_i} \right) \nabla Y_i \quad (7)$$

式中: $Y_i$ 为各物质的质量分数; $S_i$ 为离散项产生的额外速率; $\mathbf{J}_i$ 为各物质的扩散通量,由浓度梯度产生; $D_{i,m}$ 为各物质的扩散系数; $Sc_i$ 为湍流施密特数。

数值模拟在常温、常压条件下进行,采用标准壁面函数, SIMPLE算法,控制方程均采用二阶迎风格式。采用压力进口和出口,以头部压损为基准,保证各气流进口的总压一致,出口为环境压力,具体计算工况和边界条件分别如表1和表2所示。表1中的气流参数和结构参数均以Case 1作为基准,其中Case 2和Case 3改变了淬熄孔的排列布局;Case 4和Case 5改变了淬熄孔的空间距;Case 6和Case 7改变了淬熄孔的轴向位置;Case 8、Case 9和Case 10在不改变淬熄孔孔径的条件下,改变淬熄孔与头部气流流量比;Case 11和

Case 12通过改变淬熄孔孔径实现淬熄孔与头部气流流量比的变化;Case 13、Case 14和Case 15仅改变燃烧室的压损;Case 16改变头部两级旋流器的旋向(改为同旋)。

## 2 数值模拟结果及分析

### 2.1 数值模拟结果验证

为了确保数值模拟结果的可靠性,本文将数值模拟结果与PIV测量结果和流量测量结果进行了对比,其结果分别如图3—5所示。PIV试验在常温、常压状态下进行,试验对3种不同淬熄孔结构(Case 1、Case 2和Case 3)的子午面( $Z=0$ 平面)流动进行测量。PIV试验系统主要包括供气系统、总压测量系统、激光发射器、高速CCD相机、矩形燃烧室等。燃烧室气流由罗茨风机供给,气流通过主气路后分为5条支路分别由头部、上下淬熄孔和掺混孔进入燃烧室,每条支路上均安装涡街流量计和阀门,各区域进口前安装总压管对进口总压进行测量。分别调节支路上的阀门,待各进气区域的进口总压满足试验工况要求,记录气流流量后方可进行PIV测量试验。试验使用平均直径为 $10 \mu\text{m}$ 的MgO作为示踪粒子,具有足够高的跟随性。示踪粒子由自制的粒子发生器发出,喷注在进气总管,跟随气流运动通过各进气支路进入燃烧室。示踪粒子喷注位置距离燃烧室各进口轴向距离均达到3 m以上,示踪粒子在进入燃烧室前与气流具有足够的混合距离,以保证燃烧室内示踪粒子分布的均匀性。试验中的各测量工况均是以燃烧室头部压损作为基准( $\Delta p/p_{\text{in}} = 4\%$ ),保持上下淬熄孔的进口总压与头部进口总压相等均为1.04 atm。用于PIV拍摄的观察窗尺寸 $150 \text{ mm} \times 65 \text{ mm}$ ,由于相机的曝光时间间隔和数据处理中判读区的尺寸会对测量精度带来一定的影响,为了减小测量误差,判读区的设置尺寸为 $32 \text{ 像素} \times 32 \text{ 像素}$ ,相机曝光时间间隔设置为 $5 \mu\text{s}$ (小于最高参考速度估算的时间间隔)。PIV拍摄频率为15 Hz,每组工况拍摄200张图像,图像的放大倍数为 $2.6 \text{ 像素/mm}$ 。流量的测量试验亦是在常温、常压状态下进行,采用

表 1 燃烧室的结构和气动参数

Table 1 Structure and aerodynamic parameters of combustor model

Case	Two-stage swirling direction	Pressure loss of dome/%	Quenching hole structure	Diameter/mm	Spacing (S/H)	Axial position (X/H)	Flow ratio between jet and main flow ( $m_{pj}/m_d$ )	
1	Counter-rotating	4	Top: ○-○-○ Bottom: ○-○-○	4.6	0.62	0.5	0.76	
2		4	Top: ○-○ Bottom: ○-○-○	Top: 5.6 Bottom: 4.6	0.62	0.5	0.76	
3		4	Top: ○-○-○-○ Bottom: ○-○-○-○	4	0.42	0.5	0.76	
4		4		4.6	0.46	0.5	0.76	
5		4		4.6	0.54	0.5	0.76	
6		4		4.6	0.62	0.7	0.76	
7		4		4.6	0.62	0.9	0.76	
8		4		4.6	0.62	0.5	0.38	
9		4		4.6	0.62	0.5	0.54	
10		4		Top: ○-○-○ Bottom: ○-○-○	4.6	0.62	0.5	0.69
11		4			4.1	0.62	0.5	0.69
12		4			5.56	0.62	0.5	1.27
13		1			4.6	0.62	0.5	0.76
14		2			4.6	0.62	0.5	0.76
15		3			4.6	0.62	0.5	0.76
16		Co-rotating	4		4.6	0.62	0.5	0.76

表 2 燃烧室模型的边界条件

Table 2 Boundary conditions of combustor model

Case	Total inlet pressure of dome/atm	Total inlet pressure of quenching hole/atm	Total pressure of outlet/atm
1	1.04	1.04	1
2	1.04	1.04	1
3	1.04	1.04	1
4	1.04	1.04	1
5	1.04	1.04	1
6	1.04	1.04	1
7	1.04	1.04	1
8	1.04	1.01	1
9	1.04	1.02	1
10	1.04	1.03	1
11	1.04	1.04	1
12	1.04	1.04	1
13	1.01	1.01	1
14	1.02	1.02	1
15	1.03	1.03	1
16	1.04	1.04	1

注: 1atm=101 325 Pa

涡街流量计,并且流量测量结果使用远传输出的方式记录。

从图 3—5 中可以看出,数值模拟得到了轴向

速度和径向速度分布与 PIV 的测量结果基本吻合。同时,各区流量结果的最大偏差在 10% 以内。说明数值模拟与试验结果的吻合度较高,其结果具有

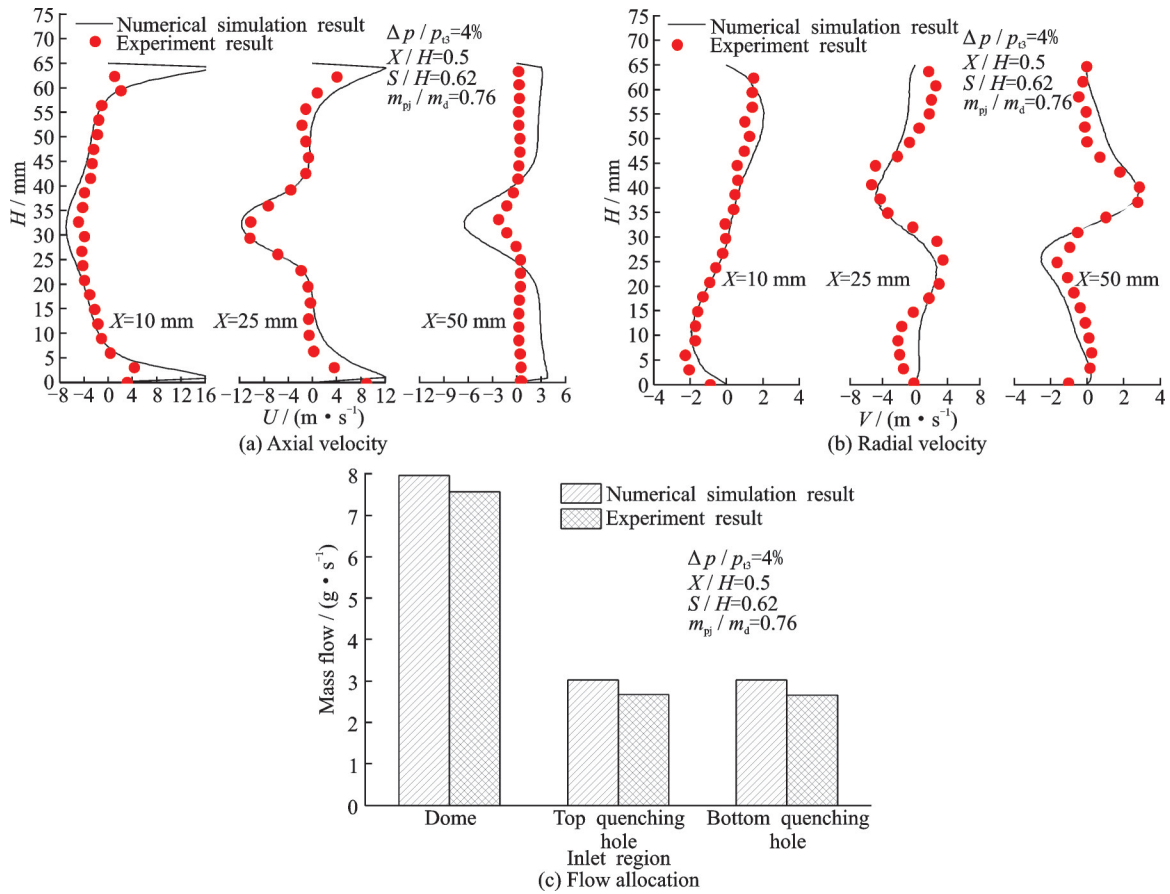


图3 数值计算结果(Case 1)的可靠性验证

Fig.3 Validation of numerical simulation result(Case 1)

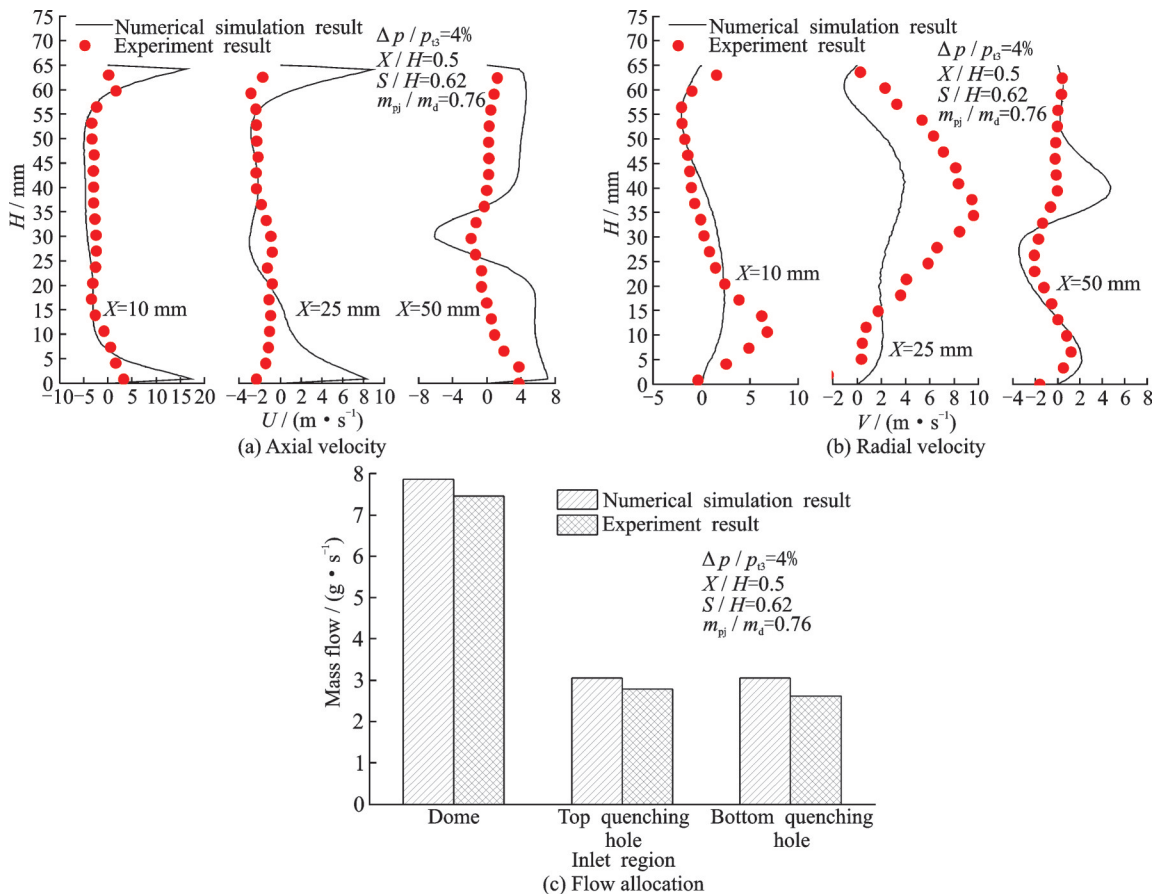


图4 数值计算结果(Case 2)的可靠性验证

Fig.4 Validation of numerical simulation result(Case 2)

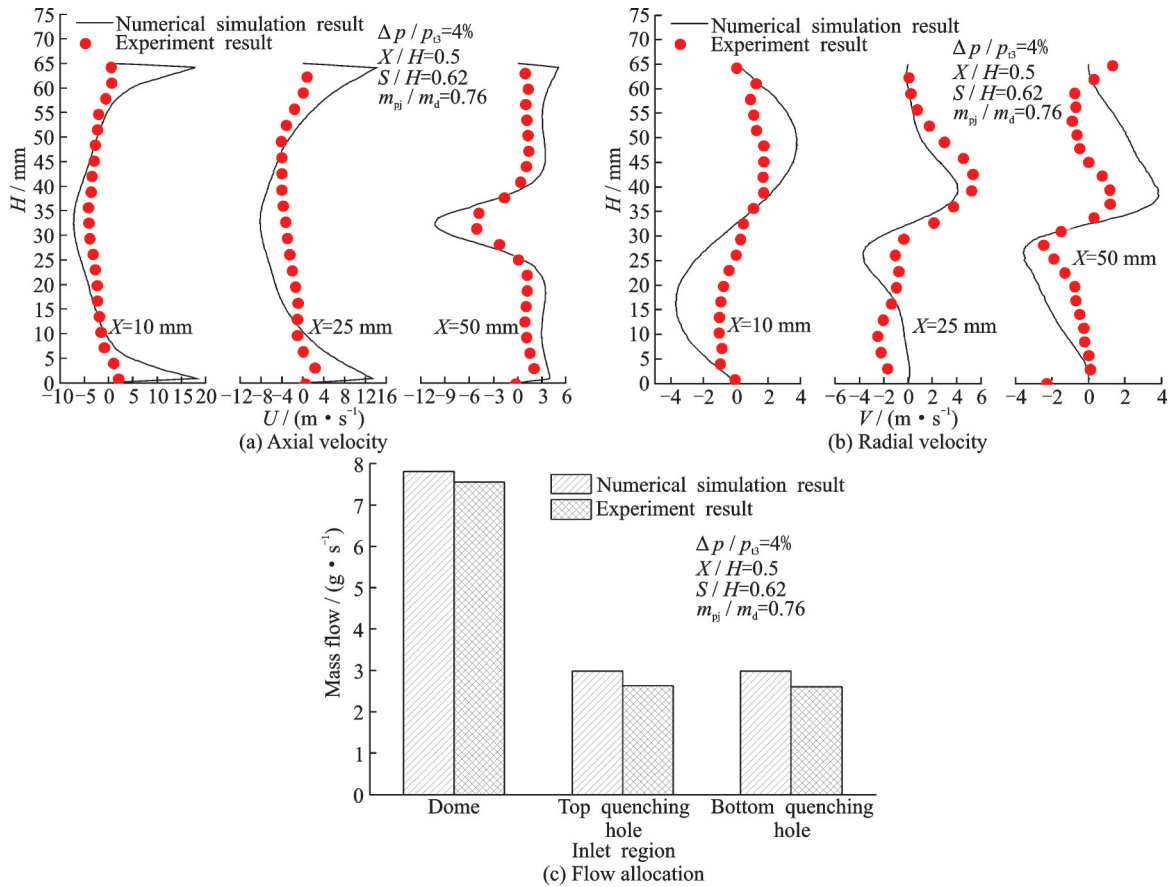


图5 数值计算结果(Case 3)的可靠性验证

Fig.5 Validation of numerical simulation result(Case 3)

较高的可靠性。

### 2.2 淬熄区混合特性

在射流与主流混合的问题中,完全混合的浓度是由射流与主流的质量流量比确定的。通过将射流下游任意平面上的射流混合分数与完全混合状态下的数值进行比较,则可以得到平面上的混合率。如果采用基于浓度分布的方差来定义混合的不均匀度(空间不完全混合度),即可度量射流下游平面的混合效果<sup>[36]</sup>。空间不完全混合度的定义为

$$U_s = \frac{C_{var}}{C_{avg}(1 - C_{avg})} \quad (8)$$

$$C_{var} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (\bar{C}_i - C_{avg})^2 \quad (9)$$

式中: $U_s$ 为空间不完全混合度, $C_{var}$ 为空间浓度的方差, $\bar{C}_i$ 为平面上各点的浓度值, $C_{avg}$ 为完全混合时的浓度值。根据空间不完全混合度的定义,当 $U_s = 0$ 时,表示一个完全混合的状态;当 $U_s = 1$ 时,则表示一个没有发生混合的状态,即 $U_s$ 值越小表示混合的效果越好。因此,通过淬熄孔下游各截面的不完全混合度的计算,可以反映出射流下游沿程混合的效果。为了更直观地看出淬熄孔射流下游各截面的混合效果及变化趋势,文中横坐标采用相对长度,即将各工况的淬熄孔中心位置的具体坐标值均转换为坐标原点(零点坐标),而不是采用各

自具体的坐标值(见图2(a))。

图6给出了3种不同淬熄孔排布方式下的沿程不完全混合度曲线。从图中可以看出在淬熄孔中心截面,Case 2和Case 3的混合效果较好,并且Case 3在淬熄孔边缘截面同样具有较好的混合效果。说明采用淬熄孔交错排列或相对排列时增加淬熄孔个数,可以有效提高淬熄孔中心截面的混合效果。随着向淬熄孔下游发展,Case 1和Case 2的空间不完全混合度迅速降低,并且保持在较低值。与之相反,Case 3的空间不完全混合度开始迅速增大。虽然在 $\Delta L = 12.5$  mm位置处开始迅速减小,但相比于Case 1和Case 2,其在 $\Delta L < 30$  mm的区域均处在较大值。说明Case 3在短距离内的混合效果较差,而Case 1和Case 2具有较好的混合效果。这是因为,Case 1和Case 2的淬熄孔射流相比于Case 3具有较高的浓度渗透深度。同时由于淬熄孔之间涡系特征的差别,它们之间的周向浓度分布也存在很大差异。由于Case 3淬熄孔单孔孔径的减小,单孔的射流动量降低,导致其射流深度略有下降(浓度渗透深度降低)。因此,在燃烧室高度中心区域无法阻止轴向气流的快速通过,导致射流浓度向轴向下游迅速渗透,但向径向的扩散缓慢。同时,由于Case 3的单孔射流深度的降低,其相邻

淬熄孔之间卷吸涡的作用高度减小,也将造成燃烧室高度中心区域轴向气流的快速通过,而向径向的扩散缓慢。因此,Case 3在淬熄孔下游短距离内无法达到好的气流混合效果。这同时也说明淬熄孔的射流深度比排列方式对其下游快速混合效果的影响更大。当淬熄孔射流深度不足时,不利于其下游气流的快速混合。

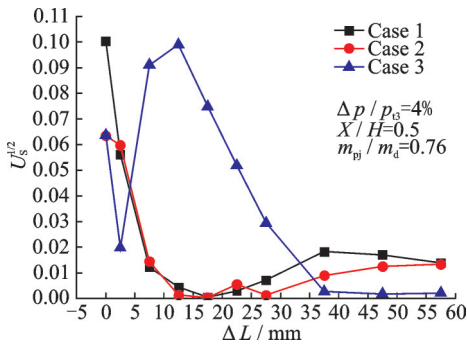


图 6 淬熄孔排布方式对混合性能影响

Fig.6 Effect of arrangement of quenching hole on mixing performance

图 7 给出淬熄孔位置为  $H/2$  时,孔间距对射流下游截面混合效果的影响。从图中可以看出,在 3 种不同孔间距下,淬熄孔射流下游的空间不完全混合度均呈现迅速降低的趋势。但是通过对比不难发现,在淬熄孔下游 37.5 mm 范围内,孔间距  $S/H=0.62$  的结构具有更好的混合效果。这说明在相同的气动参数条件下,存在最佳的孔间距使得淬熄区的混合效果达到最优。最佳孔间距计算表达式为

$$\frac{S}{H} = \frac{C}{\sqrt{J}} \quad (10)$$

式中: $S$ 表示孔间距, $H$ 表示矩形燃烧室高度, $J$ 表示淬熄孔与头部的动量通量比( $J = \rho_{p1} V_{p1}^2 / \rho_d V_d^2$ ), $C$ 为经验常数取 2.5<sup>[36]</sup>。本文根据理论计算的头部与淬熄孔流量,参考式(10)得出最佳孔间距为  $S=40$  mm。

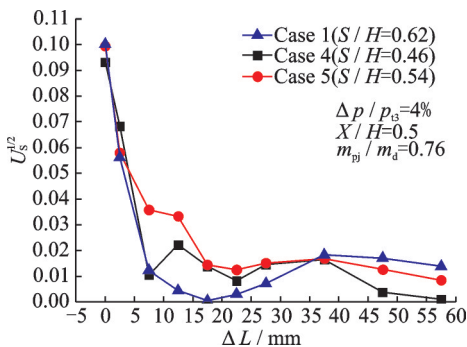


图 7 孔间距对混合性能的影响

Fig.7 Effect of hole spacing on mixing performance

从图 8 给出的不同淬熄孔轴向位置对射流下游的混合效果可以看出,当淬熄孔位于  $H/2$  时,射流下游空间不完全混合度都迅速降低,并在轴向沿程均保持较低值,即促进了淬熄区的气流快速混合。随着淬熄孔轴向位置的增加,虽然在淬熄孔中心截面的混合效果提高,但射流孔下游的空间不完全混合度首先迅速增大,且随着轴向距离的增加其增长幅度提高。虽然在  $\Delta L=7.5$  mm 后开始呈减小趋势,但是相比于  $X/H=0.5$  的状态,其沿程完全混合度的值较高。说明淬熄孔轴向位置的改变对淬熄区快速混合的效果影响十分明显,淬熄孔轴向距离的增大不利于淬熄区气流的快速混合。这是由于头部旋流的强度随着轴向距离的增加而逐渐衰减,其对射流的作用力减弱,导致射流深度增加的同时射流角度向下游偏转。射流的过渡穿透阻碍了主流向下游的穿透能力,同时由于射流角度的向下游偏转,射流交汇处将产生较大的速度梯度,迫使其局部浓度快速向轴向下游渗透,降低了径向的扩散能力。因此随着淬熄孔轴向位置的增加,射流下游的快速混合能力随之降低。

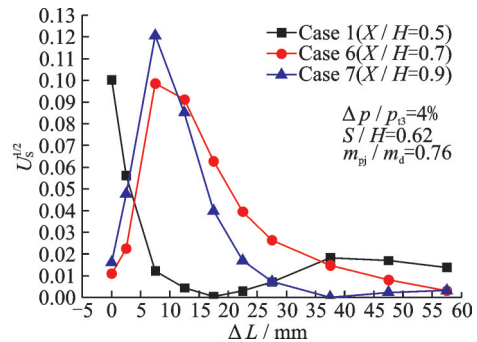


图 8 淬熄孔轴向位置对射流下游的混合效果影响

Fig.8 Effect of axial position of quenching hole on mixing performance

图 9 给出了燃烧室不同压损(基于头部压损,保证进口总压相等)对淬熄孔射流下游混合效果的影响。从图中可以看出,随着压损的提高,淬熄孔中心截面的空间不完全混合度逐渐增加,即混合效果变差。但在淬熄孔射流下游,压损为 1%~3% 状态时,空间不完全混合度首先迅速增大,且随着压损的减小其增大幅度越高。与之相反,当压损为 4% 状态时,空间不完全混合度曲线表现为迅速下降的过程,且在沿程均保持在较低值。这是因为随着燃烧室压损的提高湍流强度随之增强,从而增强了射流浓度的扩散速率。在淬熄孔中心周向平面上,由于射流浓度扩散速率的提高,其周向高浓度区域增大,因此在此截面上的混合效果随着压损的提高而减弱。但同时湍流强度的提高也将会在轴向方向表现较高的浓度扩散速率,因此淬熄孔下游



的快速混合效果随着燃烧室压损的提高而增强。这说明在燃烧室流量分配和结构不变的条件下,提高燃烧室压损(湍流强度),能有效地增强淬熄区快速混合效果。

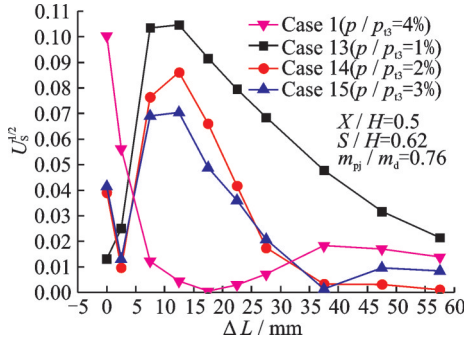


图9 压力损失对淬熄孔射流下游混合效果的影响  
Fig.9 Effect of pressure loss on mixing performance

图10给出了头部压损为4%状态下,淬熄孔与

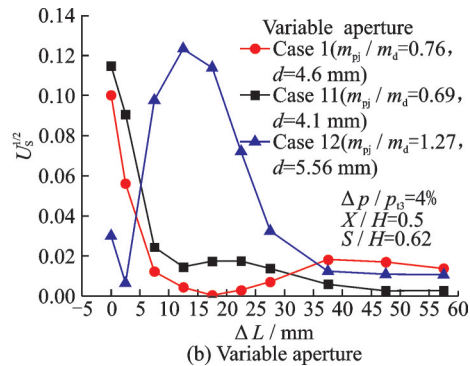
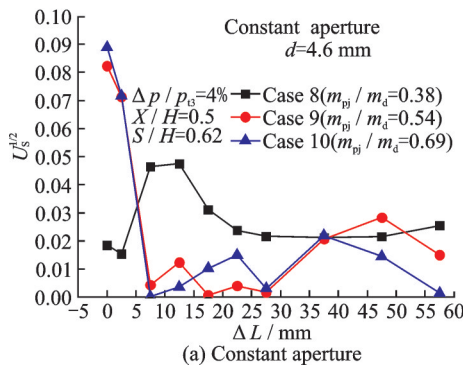


图10 流量分配对混合性能的影响

Fig.10 Effect of flow allocation on mixing performance

图11给出了旋流器两级不同旋向对淬熄区混合性能的影响。从图中可以看出,总体上两者之间的曲线发展趋势基本一致,且沿程的数值均较低。但在 $\Delta L < 22.5$  mm区间内,旋流器采用两级相反的结构,其平均数值减小约11%。说明旋流器采用两级相反的结构能在一定程度上增强燃烧室内的湍流强度,从而改善淬熄区内快速混合效果。

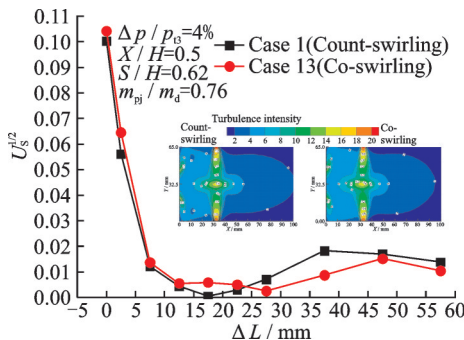


图11 两级旋流方向对混合性能的影响

Fig.11 Effect of two-stage swirling direction on mixing performance

头部流量比对淬熄区混合效果的影响。其中图10(a)为不改变淬熄孔孔径,其流量的提高通过增加淬熄孔进口总压实现;图10(b)为淬熄孔进口总压与头部总压一致,流量的改变通过淬熄孔孔径的改变实现。从图中可以看出,当淬熄孔孔径不变时,随着淬熄孔与头部流量比的提高,射流下游的空间不完全混合度降低。但在 $m_{pi}/m_d=0.54$ 和 $m_{pi}/m_d=0.69$ 时,两者的曲线沿程分布值已没有较大差异。说明此时继续提高淬熄孔与头部流量比对射流下游的混合效果不会有很大提升。相反,由于射流深度的继续增强,将会对混合效果造成反作用,这一点从图10(b)中可以明显地看出。另外,比较两幅图中 $m_{pi}/m_d=0.69$ 时的空间不完全混合曲线可以发现,在射流下游 $\Delta L < 27.5$  mm距离内,图10(a)中的沿程混合效果更优。这说明在淬熄孔与头部流量比不变的条件下,增大淬熄孔的孔径能有效改善淬熄区快速混合效果。

### 3 结 论

针对基于富油/淬熄/贫油(RQL)燃烧技术的高温升燃烧室淬熄区设计优化问题,采用数值仿真方法,开展淬熄区混合性能影响因素及变化规律研究,具体结论如下:

- (1) 淬熄孔的间距存在最佳值,可依据淬熄孔射流与头部气流的动量通量比估算得到,使得淬熄区内的混合性能达到最优。
- (2) 淬熄区内的混合性能随着淬熄孔的轴向位置后移而逐渐减弱,随着燃烧室压损的提高而增强,随着燃烧室内湍流强度增大而增强。
- (3) 淬熄孔射流与头部气流的流量比增大,淬熄区内的混合性能增强,但存在临界值。在相同的流量比状态下,增加淬熄孔孔径有利于淬熄区内混合性能的增强。
- (4) 当淬熄孔位于 $H/2$ ,交错排列和三孔对称排列时,淬熄区具有较好的快速混合效果。采用对

称排列时,增加淬熄孔数同时减小单孔面积不利于淬熄区内气流的快速混合。

#### 参考文献:

- [1] MONGIA H. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers part I: High  $\Delta T[C]$ //Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida:[s.n.], 2011.
- [2] MONGIA H. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers part II: High  $T_3[C]$ //Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida:[s.n.], 2011.
- [3] MONGIA H. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers part III: 30 OPR[C]//Proceedings of the 9th Annual International Energy Conversion Engineering Conference. San Diego, California:[s.n.], 2011.
- [4] MONGIA H. Gas turbine combustion design, technology and research-current status and future direction [C]//Proceedings of the 33rd AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Seattle, WA:[s.n.], 1997.
- [5] MONGIA H. Aero-thermal design and analysis of gas turbine combustion systems-current status and future direction[C]//Proceedings of the 34th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cleveland, OH:[s.n.], 1998.
- [6] BAHR D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(2): 179-186.
- [7] BRUNDISH K D, MILLER M N, MORGAN L C. Variable fuel placement injector development: ASME Paper 2003-GT-38417[R]. [S.l.]: ASME, 2003.
- [8] SUGIYAMA Y, TAKAMUTA R. Research and development of a 1 600 °C-level combustor with high heat release rate: ISABE95-7099[R]. [S.l.]: [s.n.], 1995.
- [9] FRIEND R. Turbine engine research in the United States air force: U S Government[R]. [S.l.]: [s.n.], 2003.
- [10] ZHU D M, MILLER R A, FOX D S. Thermal and environmental barrier coating development for advanced propulsion engine system: NASA/TM-2008-215040[R]. USA: NASA, 2008.
- [11] 吉雍彬,葛冰,毛荣海,等.富油/淬熄/贫油(RQL)燃烧室燃烧性能和排放特性的试验研究[J].推进技术, 2017, 38(6): 1335-1342.  
JI Yongbin, GE Bing, MAO Ronghai, et al. Experimental investigation on combustion and emission characteristics of rich-burn/quick-quench/lean-burn(RQL) combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(6): 1335-1342.
- [12] 陈坚,李建中,翟维阔,等.富油燃烧/快速淬熄/贫油燃烧(RQL)燃烧室燃烧中间组分及火焰结构特征研究[J].推进技术, 2018, 39(11): 2539-2547.  
CHEN Jian, LI Jianzhong, ZHAI Weikuo, et al. Research on characteristics of combustion intermediate components and flame structure in rich-burn/quick-quench/lean-burn(RQL) combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(11): 2539-2547.
- [13] SAMUELSEN G S, BROUWER J, VARDAKAS M A, et al. Experimental and modeling investigation of the effect of air preheat on the formation of  $NO_x$  in an RQL combustor [J]. Heat Mass Transfer, 2013 (49): 219-231.
- [14] CHEN Jian, LI Jianzhong, YUAN Li, et al. Flow and flame characteristics of a RP-3 fuelled high temperature rise combustor based on RQL [J]. Fuel, 2019 (235): 1159-1171.
- [15] 蒋波,何小民,金义,等.采用钝体式孔板淬熄的富油-淬熄-贫油驻涡燃烧室排放性能试验研究[J].推进技术, 2016, 37(4): 675-683.  
JIANG Bo, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Emission characteristics of a rich-quench-lean trapped-vortex combustor utilizing quenching device of orifice plate combined with bluff-body [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(4): 675-683.
- [16] 樊未军,严明,易琪,等.富油/快速淬熄/贫油驻涡燃烧室低  $NO_x$  排放[J].推进技术, 2006, 27(1): 88-91.  
FAN Weijun, YAN Ming, YI Qi, et al. Low  $NO_x$  emission of rich-burn quick-mix lean-burn trapped vortex combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 88-91.
- [17] FEITELBERG A S, LACEY M A. The GE rich-quench-lean gas turbine combustor [C]//Proceedings of International Gas Turbine and Aero-engine Congress. Florida:[s.n.], 1997.
- [18] VAN T V, HWANG J J, AHN K Y. Feasibility study of ultra-low  $NO_x$  gas turbine combustor using the RML combustion concept [J]. Journal of Mechanical Science and Technology. 2016, 30 (12) : 5749-5757.
- [19] MELLOR A M. Design of modern turbine combustors [M]. London: Academic Press, 1990.
- [20] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion [M]. New York: CRC Press, 2010.
- [21] 李杰.富油燃烧-淬熄-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.
- [22] STURGESS G J, MCKINNEY R, MORFORD S. Modification of stoichiometry distribution for reduced  $\text{NO}_x$  emission from aircraft engines [C]//Proceedings of International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition.[S.l.]: ASME, 1992.
- [23] MONGIA H. On continuous  $\text{NO}_x$  reduction of aero-propulsion engines [C]//Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida:[s.n.], 2010.
- [24] HOLDEMAN J D, CLISSET J R, MODER J P. Spreadsheet calculations for jets in crossflow: Opposed rows of inline and staggered holes and single and opposed rows with alternating hole sizes: NASA/TM-2010-216100[R]. USA: NASA, 2010.
- [25] HOLDEMAN J D, CLISSET J R, MODER J P. Spreadsheet calculations of jets in crossflow: Opposed rows of inline and staggered round holes[J]. *Heat Mass Transfer*, 2012(48): 413-424.
- [26] HOLDEMAN J D. Re: Penetration behavior of opposed rows of staggered secondary air jets depending on jet penetration coefficient and momentum flux ratio [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016(102): 435-444.
- [27] CHOIC, CHOI W, CHOI J H, et al. Penetration behavior of opposed rows of staggered secondary air jets depending on jet penetration coefficient and momentum flux ratio[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016(101): 274-279.
- [28] KARTAIEV E V, EMELKIN V A, KTALKHERMAN M G, et al. Formation of counter flow jet resulting from impingement of multiple jets radially injected in a crossflow[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2015(68): 310-321.
- [29] HOLDEMAN J D, LISCINSKY D S, SAMUELSEN G S, et al. Mixing of multiple jets with a confined subsonic crossflow in a cylindrical duct [C]//Proceedings of the 41st Gas Turbine and Aeroengine Congress Sponsored by the American Society of Mechanical Engineers. Birmingham, United Kingdom:[s.n.], 1996.
- [30] HOLDEMAN J D. Mixing of multiple jet with a confined subsonic crossflow[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 1993, 19(1): 31-70.
- [31] HOLDEMAN J D, LISCINSKY D S, OECHSLE V L, et al. Mixing of multiple jet with a confined subsonic crossflow: Part I-cylindrical duct[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1997, 119(4): 852-862.
- [32] HOLDEMAN J D, LISCINSKY D S, BAIN D B. Mixing of multiple jet with a confined subsonic crossflow: Part II-opposed rows of orifices in a rectangular duct[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1999, 121(3): 551-562.
- [33] BAIN D B, SMITH C E, HOLDEMAN J D. Mixing analysis of axially opposed rows of jets injected into confined crossflow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(5): 885-893.
- [34] LEONG M Y, SAMUELSEN G S, HOLDEMAN J D. Mixing of jet air with a fuel-rich reacting crossflow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(5): 617-622.
- [35] LEONG M Y, SAMUELSEN G S, HOLDEMAN J D. Optimization of jet mixing into a rich, reacting crossflow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(5): 729-735.
- [36] LISCINSKY D S, TUE B, HOLDEMAN J B. Effects of inlet flow conditions on crossflow jet mixing [C]//Proceedings of the 32nd AIAA, ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit. Lake Buena Vista, FL:[s.n.], 1996.

(编辑:夏道家)