

主燃孔射流对模型燃烧室流动及 燃烧影响的数值研究

徐 榕, 赵坚行, 王锁芳

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 数值研究不同主燃孔射流对模型燃烧室内湍流流动与液雾燃烧全流程流场的影响, 采用微分方程和分区相结合方法生成包括突扩扩压器、帽罩、双级轴向旋流器、火焰筒及内外环通道的模型燃烧室三维结构化网格; 在任意曲线坐标系下采用多区域耦合法计算模型燃烧室的流场. 采用 RNG (re-normalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型, 旋涡破碎湍流燃烧模型模拟湍流燃烧过程; 颗粒轨道模型模拟两相流动. 计算结果与试验数据的比较表明: 本计算方法与数学模型适用于预测模型燃烧室湍流冷、热态流场; 主燃孔结构参数变化对气流温度分布的影响比对回流区尺寸与速度分布的影响更为明显, 其中主燃孔 II 的出口温度分布要比其他主燃孔的出口温度分布更为合理.

关 键 词: 双级轴向旋流器; 湍流流动; 主燃孔射流; 燃烧数值模拟; 液雾燃烧

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical study of influences of primary jets on turbulent flows and spray combustion in model combustor

XU Rong, ZHAO Jian-xing, WANG Suo-fang

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The influences of different primary jets on turbulent flows and spray combustion of a dual swirl model combustor were numerically studied. The three-dimensional block-structured grids were generated by the differential equation method and sub-regional method for a model combustor including a dump diffuser, cowl, dual-stage axial swirler, flame tube as well as outer and inner annuluses. In arbitrary curvilinear coordinates, a multi-zone coupling approach was used for model combustor flow field numerical investigation. RNG (re-normalization group) $k-\epsilon$ model and EBU (eddy break-up) turbulent combustion model were employed for turbulent combustion. The particle trajectory model was applied to simulating two-phase flows. Comparisons between predicted and experimental data show that simulation is appropriate for predicting turbulent cold and combustion flow field. The influences of different primary hole structure parameters on gas temperature distributions are more obvious than the size of recirculation zone and profiles of velocity, and profile of exit temperature of the primary hole II is more rational than those of other primary holes.

Key words: dual-stage axial swirler; turbulent flow; primary jet;
combustion numerical simulation; spray combustion

航空发动机燃烧室中火焰筒头部主燃孔大小及其布局对改善气流掺混,控制燃烧温度,强化主燃区燃烧,提高燃烧效率起着决定性作用,它不仅影响火焰筒头部气流湍流流动,而且还影响航空发动机燃烧室燃烧性能与低污染排放^[1-4]。为此,国内外不少学者对其进行了研究,如文献[2]利用 PIV (particle image velocimetry) 测量双旋流模型燃烧室回流区及其下游流场,研究主燃孔射流轴向位置及其流量变化对燃烧室头部气流结构、回流区形状与尺寸以及污染物排放的影响。文献[5]通过实际环形燃烧室扇形试验件,详细研究主燃孔射流、燃油喷射与旋流之间相互作用,及其对模型环形燃烧室气动性能的影响。文献[6]试验研究旋流器及主燃孔结构参数变化对燃烧室出口温度分布及污染物排放等燃烧性能的影响。文献[7]采用 Fluent 商业软件,数值研究了不同主燃孔对燃烧室流场和出口 NO_x 分布的影响。文献[8]使用 PIV 测量技术,研究不同主燃孔参数对模型燃烧室冷、热态流场的影响。

随着计算燃烧学迅速发展,数学模型与计算方法不断完善,计算机运算能力的逐渐提升,数值分析方法对了解航空发动机燃烧室内工作过程、指导燃烧室优化设计的重要性日益提高。由于该法可节省大量试验经费,缩短燃烧室的研制周期,并可了解通过试验较难获得的火焰筒内部气流参数分布规律。因此,此种新的数值仿真技术已日趋达到工程应用水平,直接参与现代燃烧室设计,使燃烧室设计方法从以试验为主的经验设计转向数值模拟指导试验的数值仿真设计,从而提高了燃烧室设计速度与质量。

例如文献[9]在利用 Fluent 软件所得的 CFM56 旋流杯火焰筒头部流场计算结果与 PD-PA (phase Doppler particle analyzer) 的测量数据符合较好基础上,提出把数值模拟与试验研究相结合的方法发展成一种航空发动机燃烧室数值仿真设计技术。文献[10]在贴体坐标系下数值研究旋流杯速度场及其湍流特性。为了提高燃烧室数值模拟的准确性,使模拟对象更接近工程实际,文献[11-12]提出了高保真度的概念,即把实际航空发动机燃烧室作为研究对象,在数值模拟时,尽量使其几何结构与燃烧室的实际结构一致,减少因两者形状与结构不全相同引起的计算误差,提高计算精度。

双级轴向旋流器不仅具有较强的回流区与良好的气动雾化性能,而且工作可靠,性能稳定,污

染物排放较低,满足高温升、大热负荷航空发动机燃烧室头部设计要求,因此采用双级轴向旋流器的燃烧室是现代航空发动机燃烧室的一种主要结构形式。本文把一种双级轴向旋流器燃烧室作为研究对象,使用 Fortran 语言编制专用的网格生成软件及数值模拟软件,在任意曲线坐标系下数值研究该燃烧室湍流冷态与液雾燃烧全流程流场(以下简称热态流场),采用 PIV 测量燃烧室冷、热态流场,通过试验数据校核计算结果,验证数学模型与计算方法的合理性,提高燃烧室流场预测水平。并数值分析 3 种不同主燃孔射流对燃烧室内湍流流动与燃烧的影响。

1 研究对象及网格生成

对于航空发动机燃烧室来说,扩压器与火焰筒、帽罩与旋流器之间匹配对燃烧室的整体性能有很大的影响。因此,各部件间的合理组合是对燃烧室进行优化设计的主要内容。本文根据 PIV 流场试验特点,将某双级轴向旋流器环形燃烧室简化为矩形的双级轴向旋流器模型燃烧室并对其进行试验以及数值模拟研究。双级轴向旋流器模型燃烧室(以下简称燃烧室)由前置扩压器、突扩扩压器、双级轴向旋流器、带帽罩火焰筒和燃烧室内外环冷却通道等 6 个部分组成(见图 1)。由图可知,火焰筒入口处的帽罩可使气流减速增压,以提高火焰筒头部压降,削弱来流畸变对进入火焰筒气流流动的影响。在火焰筒上、下壁面上还分别开有主燃孔、掺混孔以及由导流板和许多小孔组成的气膜冷却槽。通过这些孔向火焰筒提供燃烧和冷却所需的空气。不同主燃孔射流结构参数与布局如表 1 所示。

考虑到该燃烧室形状复杂,且扩压器和双级轴向旋流器都是多通道区域,很难生成单域贴体

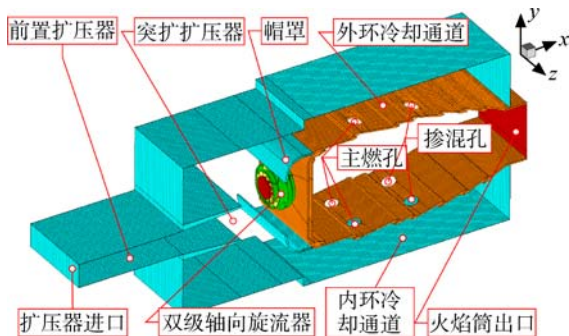


图1 双级轴向旋流器模型燃烧室网格轮廓

Fig.1 Grids scheme of dual-stage axial swirler model combustor

表 1 主燃孔结构参数
Table 1 Geometrical parameters of primary holes

参数	主燃孔 I	主燃孔 II	主燃孔 III
孔径/mm	14.4	14.4, 10.2	14.4
孔数/个	2	3(两小一大)	2
轴向距旋流器出口/mm	86	86	96
周向位置	两个位于喷嘴两侧, 对称分布	一大正对喷嘴, 两小对称分布	两个位于喷嘴两侧, 对称分布
孔间距/mm	44	39	44

结构化网格^[13], 即使生成了也很难保证网格质量, 为了更好模拟燃烧室实际形状, 故采用微分方程和分区相结合方法^[14], 先分别生成扩压器、双级轴向旋流器、火焰筒等 6 个分区网格, 然后再将其组合生成燃烧室整体网格, 供计算用。其中图 1 和图 2 分别为燃烧室整体网格与 3 种主燃孔结构网格图。燃烧室网格总数为 $339 \times 138 \times 62$ 。

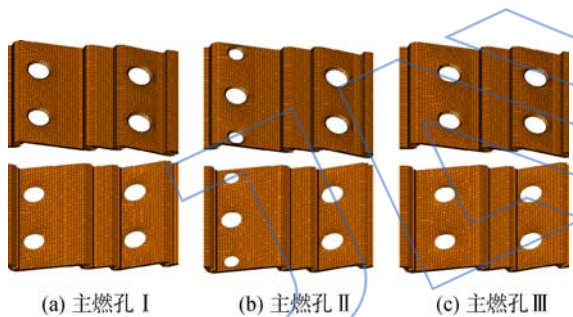


图 2 主燃孔与掺混孔壁面网格

Fig. 2 Surface grids of primary and dilution holes

2 控制方程及数学模型

2.1 气相基本控制方程

本文采用 RNG $k-\epsilon$ 模型^[15]描述湍流特性, EBU-Arrhenius 湍流燃烧模型^[16]估算化学反应速率, 离散坐标辐射模型^[17]考虑热辐射对气流温度和壁温的影响, 颗粒轨道模型考察液滴运动轨迹, 及其沿轨道变化过程。气相采用 Euler 方法处理, 液相采用 Lagrange 方法处理, 气液相之间耦合采用 PSIC (particle source in cell) 法, 适用于三维任意曲线坐标系 (ξ, η, ζ) 下各个变量的守恒方程通用形式可表达为

$$\frac{\partial}{\partial \xi}(\rho U \phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\rho V \phi) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\rho W \phi) =$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{\Gamma_\phi}{J} (q_{11} \phi_\xi + q_{12} \phi_\eta + q_{13} \phi_\zeta) \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{\Gamma_\phi}{J} (q_{21} \phi_\xi + q_{22} \phi_\eta + q_{23} \phi_\zeta) \right] + \\ & \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[\frac{\Gamma_\phi}{J} (q_{31} \phi_\xi + q_{32} \phi_\eta + q_{33} \phi_\zeta) \right] + JS_\phi + S_{p\phi} \end{aligned} \quad (1)$$

式中通用变量 ϕ 可以为速度 u, v, w ; 湍流动能 k 和湍流动能耗散率 ϵ ; 比焓 h ; 混合分数 f ; 燃油质量分数 ω_u ; 燃油质量分数脉动均方值 g ; 辐射通量 R_x, R_y, R_z ; Γ_ϕ 为各对应变量的输运系数; S_ϕ 为气相场自身源项; $S_{p\phi}$ 为油珠蒸发产生的源项。 U, V, W 为任意曲线坐标系下的速度; J 为坐标转换的雅可比行列式; 具体含义详见文献^[16]。

2.2 液相基本方程

液相采用 Lagrange 方法^[18]描述油珠的运动, 经对直角坐标系作相应坐标变, 在曲线坐标系 (ξ, η, ζ) 下油珠运动方程表示为

$$\begin{aligned} \frac{dU_p}{dt} &= \frac{1}{\tau_d} (U_g - U_p) = \\ & \frac{1}{\tau_d} [U_g - J(\xi_x u_p + \xi_y v_p + \xi_z w_p)] \\ \frac{dV_p}{dt} &= \frac{1}{\tau_d} (V_g - V_p) = \\ & \frac{1}{\tau_d} [V_g - J(\eta_x u_p + \eta_y v_p + \eta_z w_p)] \\ \frac{dW_p}{dt} &= \frac{1}{\tau_d} (W_g - W_p) = \\ & \frac{1}{\tau_d} [W_g - J(\zeta_x u_p + \zeta_y v_p + \zeta_z w_p)] \end{aligned} \quad (2)$$

式中 U_p, V_p, W_p ; U_g, V_g, W_g 分别为曲线坐标系下油珠和气相速度分量, τ_d 为颗粒驰豫时间。应用 4 阶 Runge-Kutta 方程求解方程(2), 得到任意曲线坐标系 (ξ, η, ζ) 下的油珠速度 U_p, V_p 和 W_p , 然后求得任意曲线坐标系下计算区域内油珠运动轨迹, 再由逆变换确定油珠在物理空间上位置 (x, y, z) , 从而实现气液两相间的耦合。

3 试验方法

本文采用粒子图像测速仪 (PIV) 测量燃烧室头部冷态与热态流场^[8], 5 点水冷双铂铑热电偶温度把测量燃烧室出口温度分布。试验进口工况为: 常压, 马赫数为 0.2, 500K, 油气比为 0.02。在流场试验时, 激光从燃烧室出口下游的石英玻璃窗口进入 (见图 3), PIV 相机从燃烧室侧面石英玻璃观察窗捕捉示踪粒子信号。通过 PIV 测量获得旋流器中心截面二维流场。在燃烧室出口温度

试验时,将燃烧室出口 PIV 测量段更换为温度测量段,火焰筒侧面 PIV 测量窗口用高温合金板封死,外机匣侧面则用金属压板封闭观测窗口。采用温度靶分别测量出口截面上中间及左右各 20 mm 位置出口温度,并对所得的 3 个位置上的试验值加以平均,最后得到燃烧室出口截面温度径向分布。



图3 PIV 燃烧流场测量

Fig. 3 PIV measuring combustion flow field

4 结果与分析

根据上述计算方法与数学模型,对与试验工况相同的进口条件下燃烧室全流程冷、热态流场进行预测,数值分析 3 种不同主燃孔结构对燃烧室冷、热态流场的影响。为了验证数值模拟的可靠性,采用 PIV 测量了 3 种主燃孔结构燃烧室冷、热态流场,测量截面为通过旋流器中心纵向截面 ($z=0$),把所得的试验数据与计算值进行对比。部分计算结果如图 4~图 19 所示。其中图 4~图 10 为燃烧室的冷态流场,图 11~图 19 为燃烧室热态流场。

4.1 冷态流场

图 4 为主燃孔 I 燃烧室通过双级轴向旋流器中心的纵截面 ($z=0$) 流线图,由图可知,气流从燃烧室进口流入,经过前置扩压器进入突扩扩压器后,气流开始分流:一部分直接进入火焰筒头部;另两部分分别流入内外环突扩腔,然后进入内外环冷却通道,最后由火焰筒出口流出。由图 4 可见,在扩压器上下突扩段有一对旋涡,作为气动壁起到稳定帽罩及内外环进气的作用。气流经过双级轴向旋流器发生旋转,在其出口以高速旋转气流喷出,由于空气黏性作用,在轴线方向形成逆向压力梯度,在此压差作用下,下游有一部分气流逆流补充,在双级轴向旋流器出口处形成回流区。主燃孔柱状射流进入火焰筒后,大部分气流顺流而下,少部分气流卷入回流区中。柱状射流一方面阻

碍双级轴向旋流器后气流旋转;另一方面压迫回流区,使其截止在主燃孔所在的截面附近。在主燃孔射流与旋转旋流共同作用下,最终在火焰筒头部产生拥有一对涡心的中心回流区。

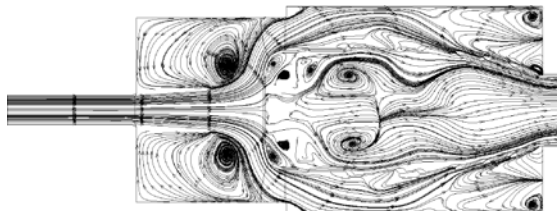


图4 燃烧室流线分布 ($z=0$, 主燃孔 I, 冷态)

Fig. 4 Streamline distribuion of combustor

($z=0$, primary hole I, cold)

图 5 为主燃孔 I 火焰筒头部冷态流线图 ($z=0$),由图可见,计算所得的冷态中心回流区与试验基本相符。

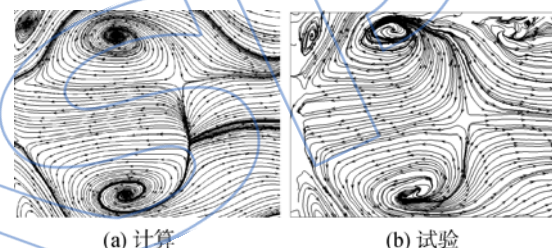
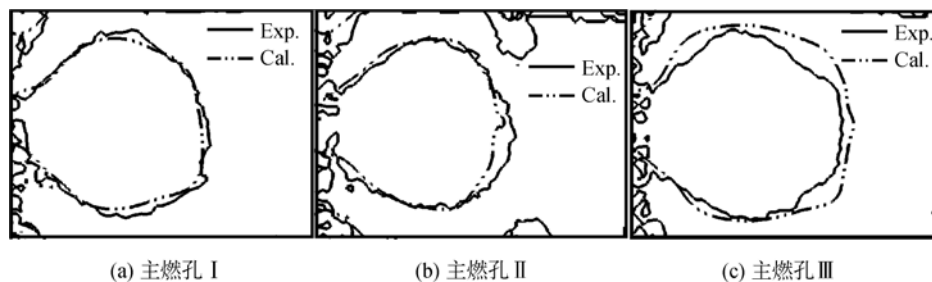
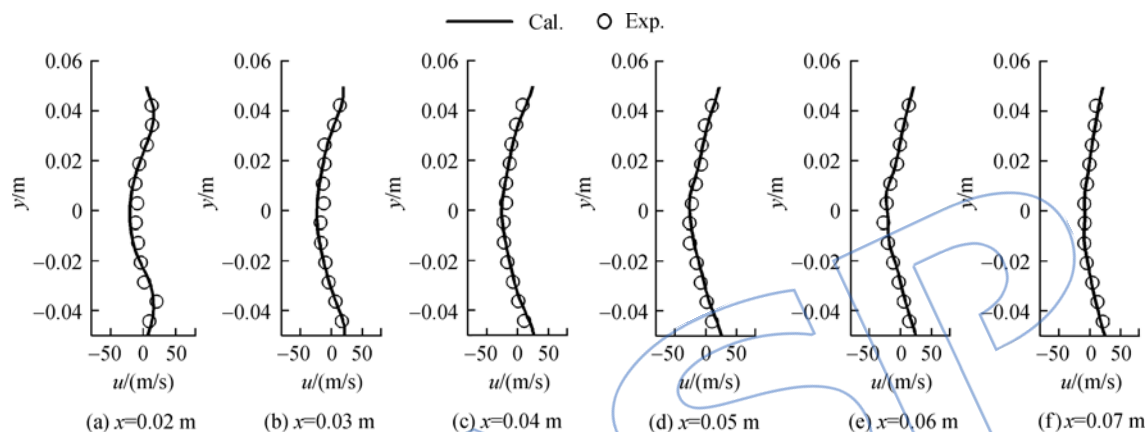
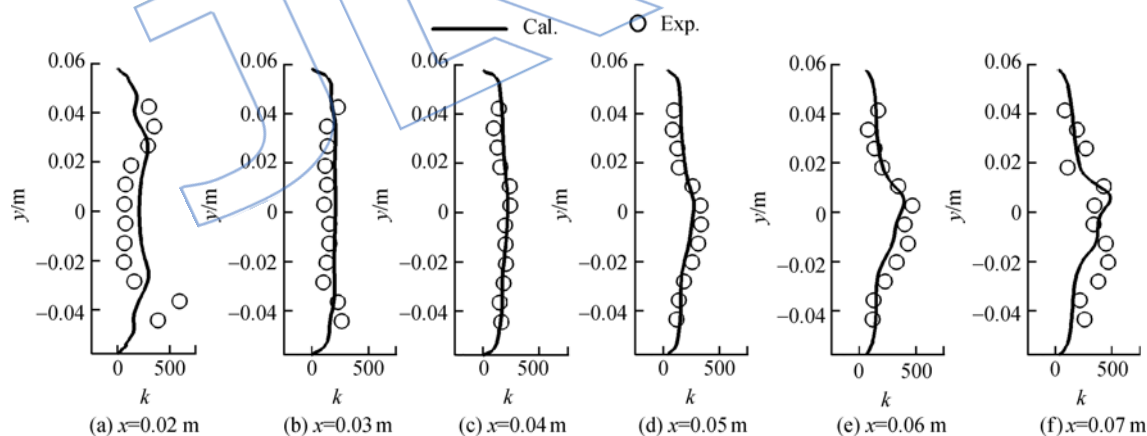


图5 火焰筒主燃区流线分布 ($z=0$, 主燃孔 I, 冷态)

Fig. 5 Streamline distribuion of primary zone for flame tube ($z=0$, primary hole I, cold)

图 6 为不同主燃孔对冷态回流区外形与尺寸的影响,从图中可看到,数值结果与试验数据基本相符;但不同主燃孔对回流区外形与尺寸有较大影响。其中,主燃孔 III 回流区长度大于主燃孔 I 和主燃孔 II,这是因为主燃孔 III 轴向位置后移,使得主燃孔射流阻碍气流旋转、截止回流区位置也向后,从而使回流区长度有所增加。对比主燃孔 I 与主燃孔 II 可见,因主燃孔 II 的一个大孔通过旋流器中心截面,而主燃孔 I 没有,因此,具有较大速度和穿透深度的主燃孔 II 柱状射流对回流区末端的抑制作用较强,使其所得到的回流区要比主燃孔 I 稍短些。

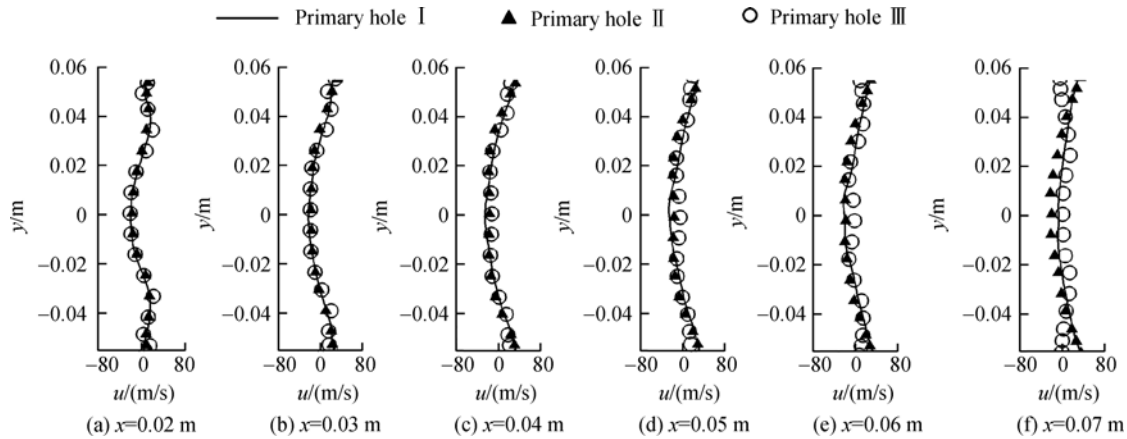
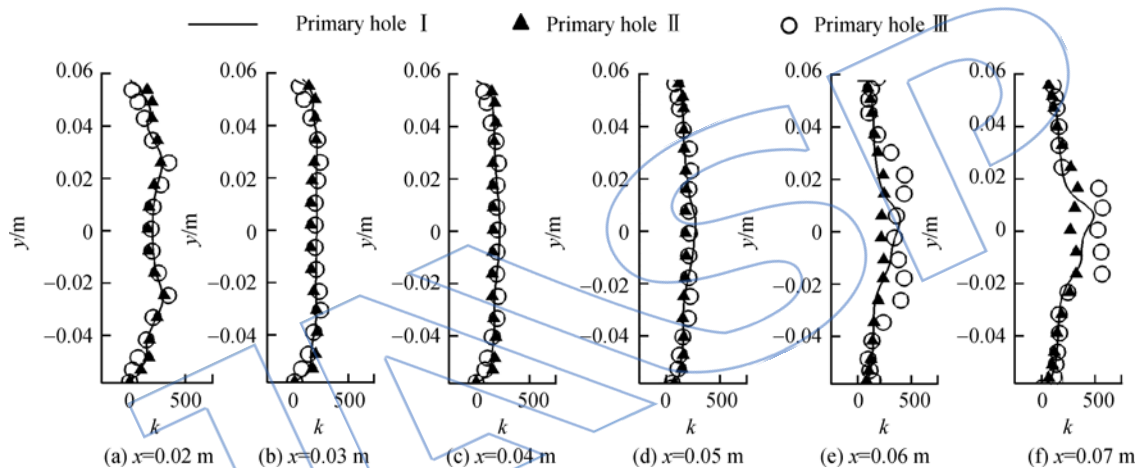
图 7 和图 8 分别为主燃孔 I 燃烧室冷态流场中不同轴向位置上速度 u 以及湍流动能 k 径向分布图。由图 7 与图 8 可知,在靠近双级轴向旋流器出口处 ($x=0.02\text{ m}$),因其喷出旋转气流扩张形成的旋流锥面上轴向速度 u 与湍流动能 k 都较大;并在 $y=\pm 0.04\text{ m}$ 附近,出现两个与双级轴向旋

图6 不同主燃孔对冷态回流区外形和尺寸的影响($z=0$, 冷态)Fig. 6 Shapes and dimensions of recirculation zone for different primary hole ($z=0$, cold)图7 不同轴向位置上的速度 u 的径向分布($z=0$, 主燃孔 I, 冷态)Fig. 7 Radial distribution of u -velocity at different axial stations ($z=0$, primary hole I, cold)图8 不同轴向位置上湍流动能 k 的径向分布($z=0$, 主燃孔 I, 冷态)Fig. 8 Radial distribution of k at different axial stations ($z=0$, primary hole I, cold)

流器中心呈对称的峰值;在双级轴向旋流器中心($y=0$)附近,因旋流作用出现负速度($u<0$)回流区域.随着轴向距离 x 的增加,速度 u 与湍流动能 k 分布逐渐均匀,速度的两个峰值不断减小,轴线上的回流速度也逐渐变小.但在 $x=0.07$ m 处,因该截面靠近回流区末端,主燃孔射流与主流在此强烈掺混,导致脉动速度增大,故湍流动能 k 也加大.此外,计算所得的速度 u 分布与试验数据

符合要比湍流动能 k 好些.

图9和图10分别为3种主燃孔燃烧室头部冷态流场中不同轴向位置上速度 u 以及湍流动能 k 径向分布图.由图可见,主燃孔变化对其所在截面周围(如 $x=0.06$, 0.07 m 处)速度 u 与湍流动能 k 径向分布的影响要比对其上游各截面要大些.这是因为各主燃孔所在位置是不同的,其中只有主燃孔 II 有一大孔位于 $z=0$ 截面,该主燃孔射

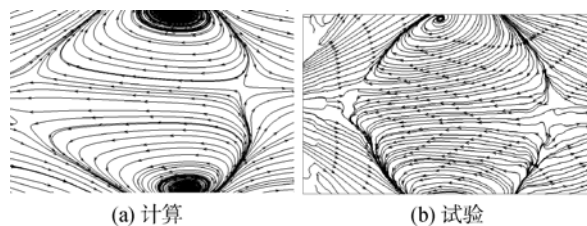
图9 3种主燃孔不同轴向位置上的速度 u 径向分布 ($z=0$, 冷态)Fig. 9 Radial distribution of u -velocity at three axial stations for three primary holes ($z=0$, cold)图10 3种主燃孔不同轴向位置上湍动能 k 的径向分布 ($z=0$, 冷态)Fig. 10 Radial distribution of k at different axial stations for three primary holes ($z=0$, cold)

流具有较大动量与穿透深度,进入火焰筒内与旋流相互作用,在靠近回流区尾部发生强烈的质量与动量交换,致使该区湍流度、速度梯度与脉动速度都相当大,因此其湍动能略高于主燃孔 I 与主燃孔 III,速度 u 径向分布也与主燃孔 I 与主燃孔 III 也有一定的区别。

4.2 热态流场

图 11 为主燃孔 I 火焰筒头部热态流线图 ($z=0$),图 12 为不同主燃孔对热态回流区外形尺寸的影响,表 2 为不同主燃孔的回流区长度.由图和表可知,所得的计算结果与试验数据基本相符.图 11 和图 12 与图 5 和图 6 相比可知,由于燃烧释放热量使主气流膨胀加速,回流负速度增加,逆向压力梯度增大,导致回流区长度比冷态有所减小.但在燃烧情况下主燃孔变化对回流区形状

影响变化趋势相同,主燃孔 III 回流区长度大于主燃孔 I 和主燃孔 II 的回流区长度.仅是燃烧时主燃孔对回流区影响要比冷态稍小些,这可能因为燃烧时回流区缩短,因此主燃孔射流卷入回流区部分气流相应减少引起的。

图 11 火焰筒主燃区流线分布 ($z=0$, 主燃孔 I, 热态)Fig. 11 Streamlines of primary zone for flame tube ($z=0$, primary hole I, combustion)

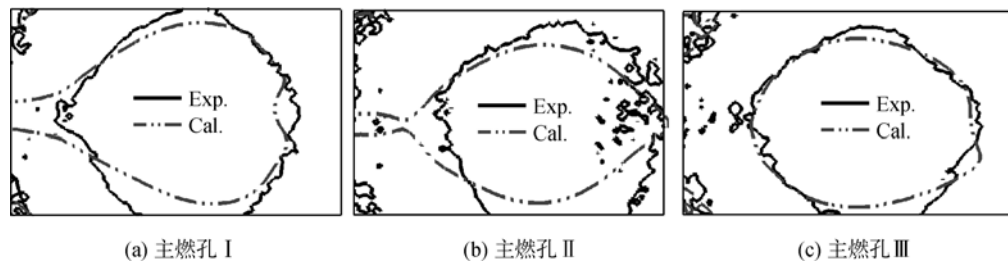
图 12 3 种主燃孔时回流区外形图 ($z=0$, 热态)Fig. 12 Shapes of recirculation zone for three primary holes ($z=0$, combustion)

表 2 不同主燃孔的回流区长度

Table 2 Lengths of recirculation zone for different primary holes

		试验值/m	模拟值/m	误差/%
冷态	主燃孔 I	0.076	0.074	2.6
	主燃孔 II	0.075	0.072	4.0
	主燃孔 III	0.082	0.085	3.7
热态	主燃孔 I	0.065	0.060	7.7
	主燃孔 II	0.055	0.059	7.3
	主燃孔 III	0.065	0.064	1.5

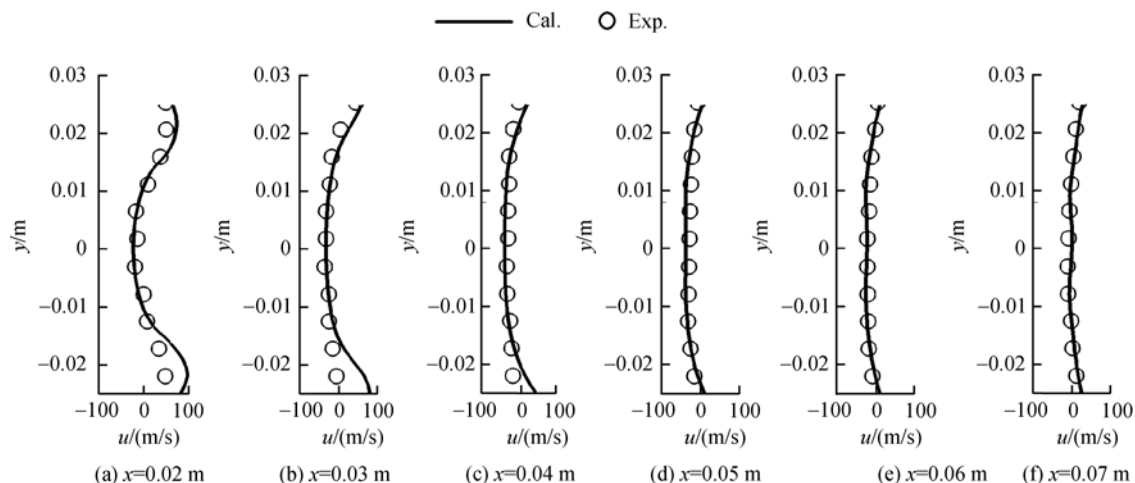
另外,比较图 11(a)和图 11(b)可见,在旋流器出口附近试验所得的流线分布与计算结果不全相同,这是因为油雾锥的遮挡和干扰,PIV 相机在该区域捕捉到的大都是油滴而不是示踪粒子,因此图 11(b)中所显示的旋流器出口附近速度分布为油滴速度分布而不是气流速度分布,但随着轴向距离加大,油滴迅速蒸发成油蒸气,并与气流混合形成混合气,此时 PIV 相机才能捕捉到示踪粒子,测得燃烧室热态速度场。而且在图中还可看到

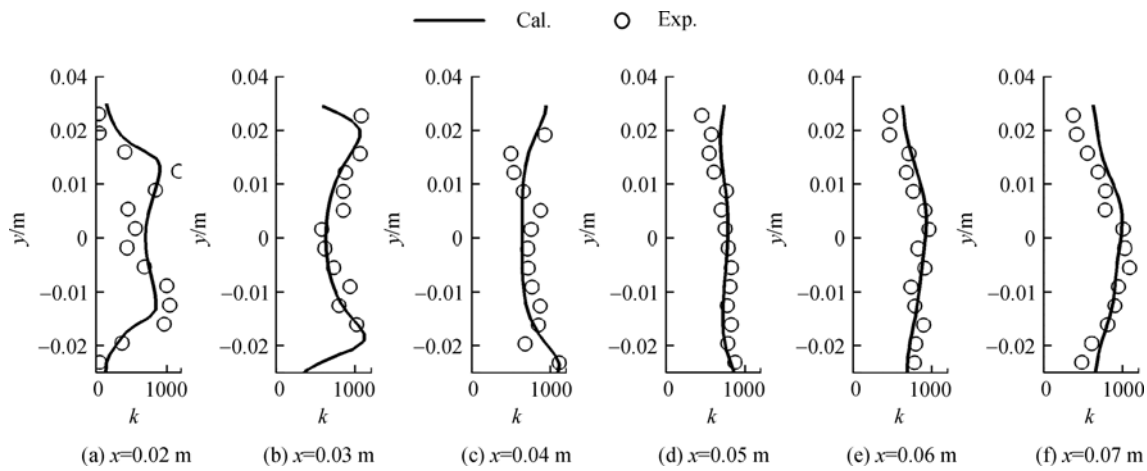
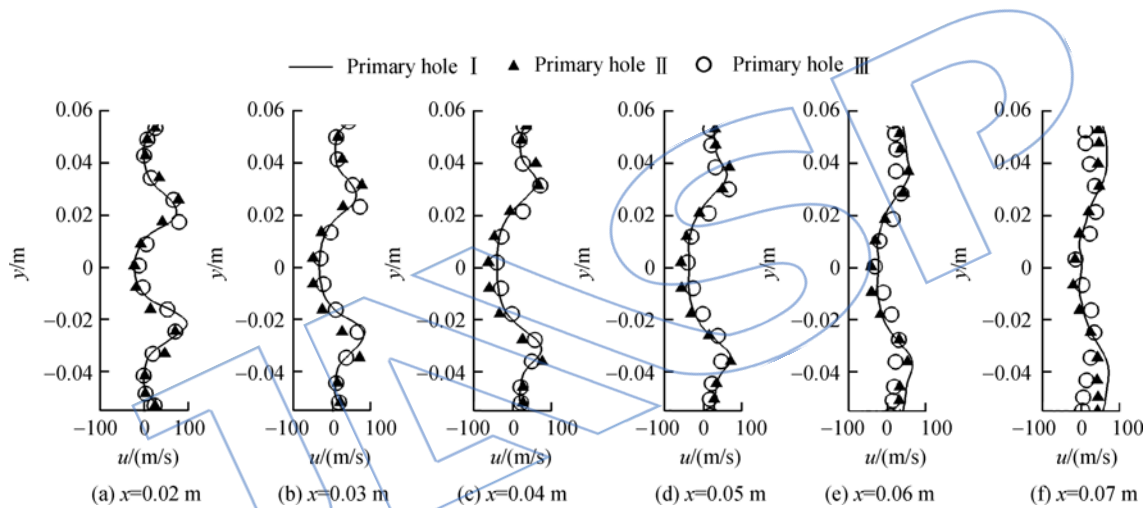
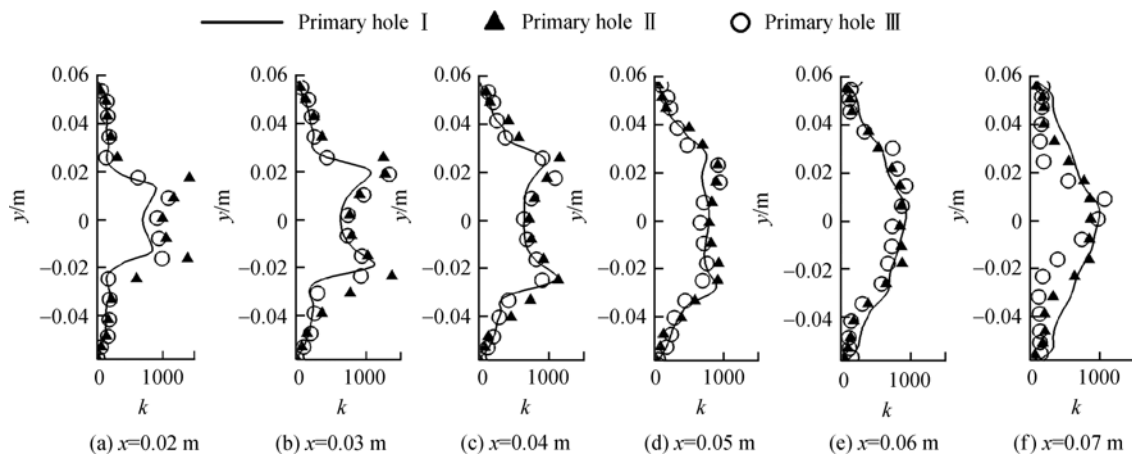
油滴和示踪粒子信号控制区域之间存在明显的交界面。

比较图 6 和图 12 与表 2 可知,冷态时回流区长度均比热态时长,其中主燃孔 III 由于开孔位置靠后,其冷、热态回流区长度均长于其余两种主燃孔。

图 13 和图 14 分别为主燃孔 I 热态流场中不同轴向位置上速度 u 以及湍流动能 k 径向分布图。与图 7 和图 8 比较可知,冷态与热态时速度 u 和湍流动能 k 径向分布趋势及沿程变化规律基本相同,但由于燃烧加热,使气流密度减小,温度和组分发生变化,从而引起气流速度与速度梯度加大,湍流强度与脉动速度也有所增加,故热态时气流速度 u 与湍流动能 k 都明显大于冷态。

图 15 和图 16 分别为热态时 3 种主燃孔燃烧室头部不同轴向位置上速度 u 与湍流动能 k 的径向分布。由图可见,3 种主燃孔所得的速度 u 与湍流动能 k 径向分布趋势相似,其中主燃孔 III 的速度的峰值较主燃孔 I 与主燃孔 II 略微靠外,这是由于主燃孔 III 在 x 轴向后移了 10 mm,使得回流区发展更为充分,径向尺寸略大于其他两种主燃

图 13 不同轴向位置上速度 u 的径向分布 ($z=0$, 主燃孔 I, 热态)Fig. 13 Radial distribution of u -velocity at different axial stations ($z=0$, primary hole I, combustion)

图 14 不同轴向位置上湍流动能 k 的径向分布 ($z=0$, 主燃孔 I, 热态)Fig. 14 Radial distribution of k at different axial stations ($z=0$, primary hole I, combustion)图 15 3 种主燃孔不同轴向位置上速度 u 的径向分布 ($z=0$, 热态)Fig. 15 Radial distribution of u -velocity at different axial stations for three primary holes ($z=0$, combustion)图 16 3 种主燃孔不同轴向位置上湍流动能 k 的径向分布 ($z=0$, 热态)Fig. 16 Radial distribution of k at different axial stations for three primary holes ($z=0$, combustion)

孔结构.同理,主燃孔Ⅲ的各 x 位置上湍流动能峰值也较其他两种主燃孔外拓.只有在 $x=0.07$ m位置,由于该处主燃孔Ⅱ射流正对 $z=0$ 截面,造成该位置 $y=0$ 处湍流动能 k 最大.

图17为3种主燃孔燃烧室燃烧时旋流器中心截面($z=0$)上火焰筒内气流温度分布,由图可知,从主燃孔进来的空气射流给主燃区提供了燃烧所需的氧气,大部分燃油在该区域内消耗掉,因此主燃区是火焰筒内气流温度最高的区域.随着轴向距离增加,高温燃气与掺混孔射流空气掺混,使燃气温度降低.

比较图17(a)、图17(b)和图17(c)可知,由于主燃孔结构不同,主燃孔射流的位置及其穿透深度也各不相同,导致火焰筒头部燃油质量分数分布也有一定区别,因此所得的火焰筒内气流温度分布,尤其是头部高温区形状和大小都不相同.其中,主燃孔Ⅱ燃烧室头部高温区要比主燃孔Ⅰ与主燃孔Ⅲ稍短些,这是因为主燃孔Ⅱ燃烧室的主燃孔射流通过旋流器中心截面,截断了该处的高

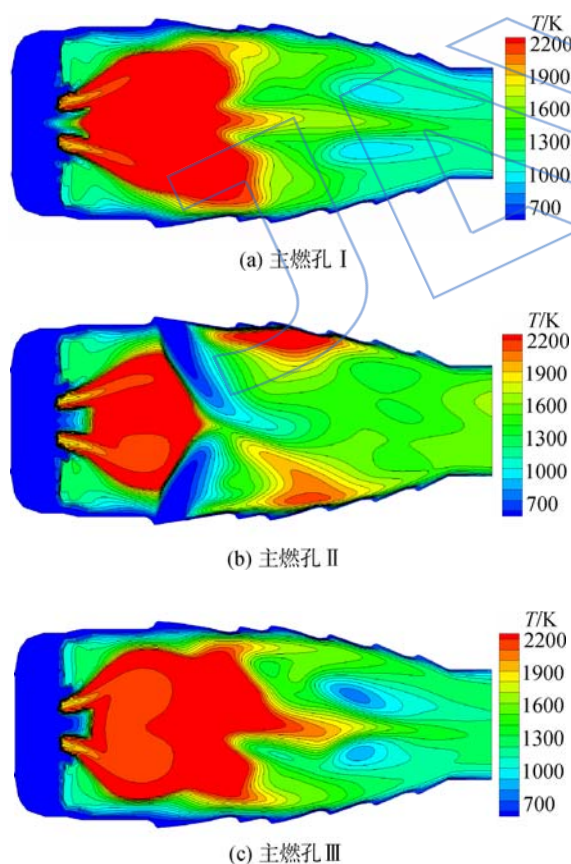


图17 3种主燃孔时火焰筒内气流温度分布
($z=0$, 热态)

Fig. 17 Temperature distribution of different primary holes for flame tube ($z=0$, combustion)

温区发展;同时部分混气在到达主燃孔处还未烧完,就和主燃孔射流空气混合,并在主燃孔射流后旋涡区内继续燃烧,因此主燃孔Ⅱ燃烧室在其主燃孔射流后上下各有一个高温区.另外,与主燃孔Ⅰ相比,主燃孔Ⅲ的轴向位置后移,因此其高温区也略长于主燃孔Ⅰ.

图18为3种主燃孔燃烧室热态时火焰筒出口截面气流温度分布,由图可知,3种主燃孔燃烧室出口截面上在其左上角与右下角都各有一个小高温区,所不同的是:在主燃孔Ⅲ燃烧室内,由于高温区后移,与掺混孔射流混合不如主燃孔Ⅰ时充分,故其高温区要比主燃孔Ⅰ大些;而在主燃孔Ⅱ内,因主燃孔与掺混孔位置错开,主燃孔射流的尾流起到一定的搅拌作用,因此出口虽然在左上

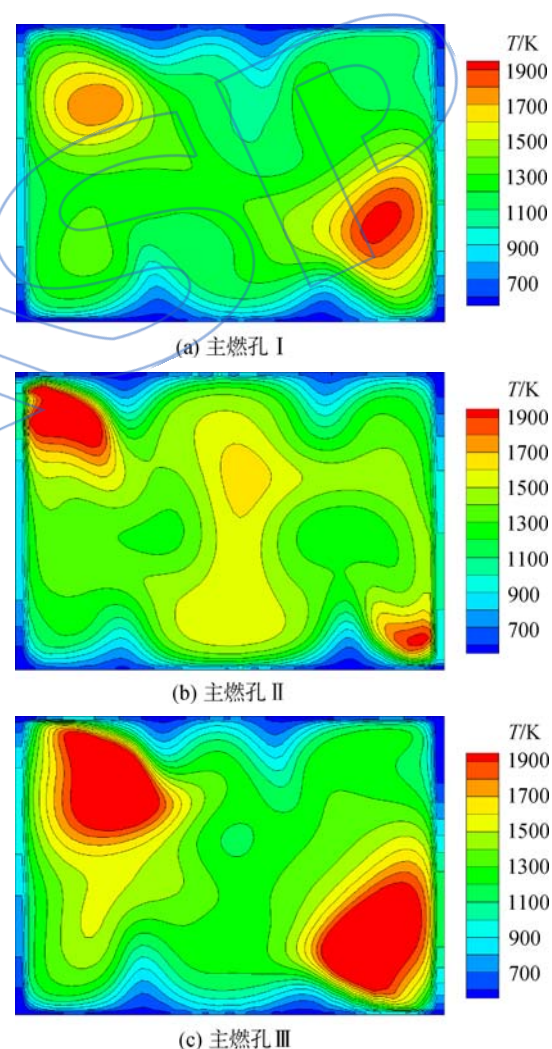


图18 3种主燃孔时火焰筒出口截面温度分布
(热态)

Fig. 18 Temperature distributions at exit plane of different primary holes flame tube (combustion)

角与右下角仍然有高温区,但是分布较主燃孔 I 与主燃孔 III 时均匀。

图 19 分别为油气比为 0.026 时,3 种主燃孔射流热态时火焰筒出口截面气流温度径向分布,由图可见,不同主燃孔所得的出口温度径向分布计算结果与试验数据都较为相符,两者分布趋势也基本一致;但是主燃孔变化对出口温度径向分布影响较大。

表 3 为不同主燃孔出口平均温度与温度分布系数,由表可知,不同主燃孔的出口平均温度计算值与试验数据符合较好,但是主燃孔改变会引起出口平均温度及出口温度分布系数(OTDF)和径向温度分布系数(RTDF)变化。

此外,从图 18 出口温度分布与表 3 中出口温度分布系数可知,该燃烧室的出口温度分布不均匀度较大,这可能是因为本计算所用的燃烧室为试验单头部矩形燃烧室而不是实际环形燃烧室,两侧计算边界条件设置为绝热壁面,因两侧固壁的壁面对燃烧流场与温度分布的影响使其出口温度分布系数比实际环形燃烧室稍大些。

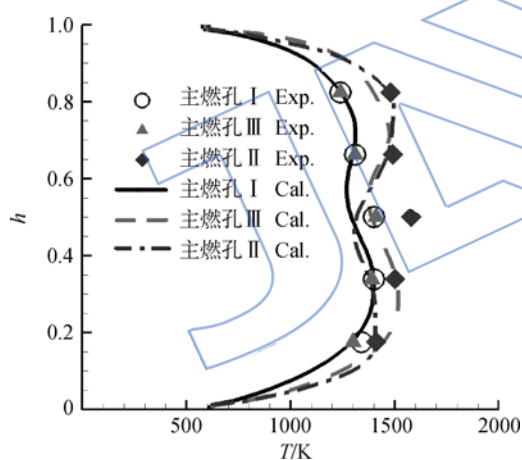


图 19 火焰筒出口温度径向分布图(热态, $f/a=0.026$)

Fig. 19 Radial distribution of temperature at exit plane for flame tube (combustion, $f/a=0.026$)

表 3 出口平均温度及温度分布系数 ($f/a=0.026$)

Table 3 Averaged outlet temperature and temperature distribution factors ($f/a=0.026$)

主燃孔	I	II	III
试验出口平均温度/K	1338	1492	1330
计算出口平均温度/K	1323.9	1450.3	1403.6
出口温度误差/%	1.0	2.8	5.5
径向温度分布系数	0.084	0.086	0.091
出口温度分布系数	0.51	0.31	0.38

5 结 论

1) 在进口条件相同情况下,不同主燃孔射流对冷、热态流场(如回流区尺寸、速度与湍流动能以及出口温度分布等)都有较大影响。其中,主燃孔射流对冷态回流区形状的影响较燃烧时大;主燃孔射流轴向位置后移会造成主燃区边界后移与掺混不充分;主燃孔与掺混孔交错分布有利于高温燃气掺混,以便获得合理的出口温度分布。

2) 数值分析了不同主燃孔射流对双级轴向往旋流器模型燃烧室湍流流动与液雾燃烧全流程流场的影响,所得的计算结果与试验数据符合较好,表明本计算方法与数学模型适用于预测燃烧室湍流冷、热态流场。

参考文献:

- [1] Richards C D, Smuelsen G S. The role of primary jets in the dome region aerodynamics of a model can combustor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992, 114(1): 20-26.
- [2] Elkady A M. The influence of primary air jets on flow and pollutant emissions characteristics within a model gas turbine combustor[R]. AIAA 2006-544, 2006.
- [3] Richards C D, Smuelsen G S. The interaction of primary jets with a swirl-induced recirculation zone[R]. AIAA 90-0455, 1990.
- [4] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers: Part VI swirl cup[R]. AIAA 2011-5526, 2011.
- [5] Mohammad B, Jeng S M, Andac M G. Influence of the primary jets and fuel injection on the aerodynamics of a prototype annular gas turbine combustor sector[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(1): 011505. 1-011505. 8.
- [6] 党新宪, 赵坚行, 吉洪湖. 试验研究双旋流器头部燃烧室几何参数对燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1639-1645.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, JI Honghu. Experimental study of effects of geometric parameters on combustion performance of dual-stage swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1639-1645. (in Chinese)
- [7] 党新宪, 赵坚行, 吉洪湖. 双旋流器燃烧室 NOx 生成研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 430-435.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, JI Honghu. A study on NOx formation for double swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 430-435. (in Chinese)
- [8] 党新宪, 赵坚行, 颜应文. 试验研究主燃孔对模型燃烧室流场的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 24-28.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, YAN Yingwen. Experimental investigation on effects of swirl number on aerody-

- dynamic characteristics of combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 24-28. (in Chinese)
- [9] Giridharan M G, Mongia H C, Jeng S M. Swirl cup modeling; Part III spray combustion in CFM-56 single cup flame tube[R]. AIAA 2003-0319, 2003.
- [10] 赵坚行, 伍艳玲, 周琳. 先进燃烧室涡流杯流场计算[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(1): 110-114.
ZHAO Jianxing, WU Yanling, ZHOU Lin. Numerical computation of turbulent flow-field characteristics inside an advanced combustor swirl cup[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(1): 110-114. (in Chinese)
- [11] Turner M G, Ryder R, Norris A. High fidelity 3D turbofan engine simulation with emphasis on turbomachinery-combustor coupling[R]. AIAA 2002-769, 2002.
- [12] Turner M G, Norris A, Veres J P. High fidelity three-dimensional simulation of the GE90[R]. NASA/TM 2004-212981, 2004.
- [13] Speziale C G, Thangam S. Analysis of an RNG based turbulence model for separated flows[J]. International Journal of Engineering Science, 1992, 30(10): 1379-1388.
- [14] 徐榕, 赵坚行, 党新宪, 等. 旋流杯燃烧室流场的数值与试验研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(4): 701-704.
XU Rong, ZHAO Jianxing, DANG Xinxian, et al. Numerical and experimental study of flow fields in a swirl cup gas turbine combustor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(4): 701-704. (in Chinese)
- [15] Liu J, Shang H M, Chen Y S. Prediction of radiative transfer in general body-fitted coordinates[R]. AIAA 97-0811, 1997.
- [16] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [17] Kenworthy M J, Burrus D L. Internal flow field calculations for annular combustor configurations[R]. AIAA 84-1168, 1984.
- [18] Gosman A D, Loannides E. Aspects of computer simulation of liquid-fueled combustors[R]. AIAA 81-0323, 1981.