

文章编号:1000-8055(2013)08-1727-09

斜切径向旋流燃烧室主燃区光学测量 与特性分析

陈 敏, 宋文艳, 肖隐利, 陈 亮, 李建平
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对斜切径向旋流环形燃烧室模型, 采用可调谐二极管激光吸收光谱(TDLAS)、相干反斯托克斯喇曼光谱(CARS)光学测量手段, 在模化状态(Case 2)下, 对燃烧室主燃区进行温度测量, 分别得到了主燃区内 12 个点的温度和沿两条路径的积分温度。使用 Fluent 12.0 对 Case 2 进行数值模拟, 分别使用两种非预混燃烧模型: 平衡化学反应模型(EM)和稳态层流小火焰(SLF)模型。通过将两种不同燃烧模型的计算结果与 TDLAS、CARS 试验测量数据作对比验证, 发现 EM 计算得到的温度更高, 并与试验测量温度更符合, 其中与 CARS 测量的误差小于 6%。在试验验证的基础上, 完成燃烧室在冷流状态(Case 1)下的计算, 分析主燃区的气流组织和主燃孔射流对回流区的影响; 利用 EM 计算分析燃烧室主燃区在全压状态(Case 3)下燃料分布、温度场、组分分布和性能参数, 如燃烧室的燃烧效率为 0.97、出口温度分布系数为 0.312 等, 较为全面反映了燃烧室内气流流动换热和燃烧现象。

关 键 词: 可调谐二极管激光吸收光谱 (TDLAS); 相干反斯托克斯喇曼光谱 (CARS);
平衡化学反应模型; 稳态层流小火焰面模型; 主燃区

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Optical measurement and characteristic analysis of aeroengine combustor primary zone with counter-rotating swirler

CHEN Min, SONG Wen-yan, XIAO Yin-li, CHEN Liang, LI Jian-ping

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For an aeroengine annular combustor model, coherent anti-Stokes Raman scattering (CARS) and tunable diode laser absorption spectroscopy (TDLAS) were used to measure temperature in primary zone (PZ) for modeling condition (Case 2). Based on Fluent 12.0 software, two different non-premixed combustion models equilibrium model (EM) and steady laminar flamelet (SLF) model were adopted to calculate the combustor performances for the same case. Then comparison between spectral measured temperature and numerical simulated one shows that higher and more accurate prediction were achieved by EM. What's more, the errors between EM calculation and CARS measurement are less than 6%. For cold flow condition (Case 1), not only detailed analysis of flow field in PZ was made, but also the influence of primary jet on recirculation zone was investigated. Because of the advantage EM was used for full pressure condition (Case 3) to analyze reaction flow field in PZ and calculate combustor performances, including combustion efficiency (0.97), overall

收稿日期: 2012-08-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1727_007.html

基金项目: 西北工业大学基础研究基金(JC20100213)

作者简介: 陈敏(1987—), 女, 四川内江人, 硕士生, 主要研究方向为航空燃气轮机燃烧室。

temperature distribution factor (OTDF) (0.312), etc. These results indicate reasonable heat transfer and combustion phenomena in combustor model.

Key words: tunable diode laser absorption spectroscopy (TDLAS);
coherent anti-Stokes Raman scattering (CARS);
chemistry equilibrium model; steady laminar flamelet model; primary zone

航空发动机燃烧室主燃区的流场和油气混合对燃烧室性能,如点火性能、燃烧效率、燃烧稳定性、燃烧室出口温度分布品质、燃烧室污染物排放、燃烧室的寿命等,都有决定性地影响.因此,开展主燃区试验和数值模拟研究对先进发动机燃烧室设计具有重要参考作用.不同于过去对测量流场会产生一定干扰的接触式测量方法,近几十年来随着计算机和光学等相关领域中科学技术的迅速发展,出现了许多先进的非接触式测量方法,如PIV (particle image velocimetry), 相干反斯托克斯喇曼光谱 (coherent anti-Stokes Raman scattering, CARS) 和可调谐二极管激光吸收光谱 (tunable diode laser absorption spectroscopy, TDLAS) 等.其中 PIV 被广泛使用于冷态流场的测量^[1],而关于 TDLAS 和 CARS 测量燃烧室主燃区热态温度的相关文献较少. TDLAS 的准确性高,已经多次被应用于不同情况下的温度测量^[2]. Sappey 等针对不同的航空发动机,采用 TDLAS 在喷管出口开展一系列测量.在某些状态下(不包括贫油熄火和起火),快速精确进行了温度、水份质量分数和其他组分的测量^[3]. Thariyan 等针对航空发动机燃烧室,在贫油直接喷射喷嘴下游的热态流场中,在超声速巡航状态下,利用 CARS 进行详细的测量.在燃烧室试验台的轴向和垂直方位变换 CARS 激光方向,得到了温度和主要组分质量分数的空间分布^[4].

虽然采用了新的试验手段,但以试验为主的主燃区研究方法依然存在加工和试验费用昂贵、周期长的缺点.计算机技术和计算燃烧学的迅速发展,为研究提供了另一条途径:通过数值计算了解燃烧室内部工作过程、指导燃烧室优化设计^[5].

目前,国内外已利用数值模拟方法对燃烧室进行过大量的研究. Mongia 及其团队从上世纪70年代基于雷诺平均湍流(RANS)模型,开展了航空燃气轮机燃烧室数值模拟的全面研究,包括进口条件、喷射雾化模型、燃料与空气混合模型、化学动力学模型、燃烧模型、湍流模型等对燃烧室

模拟的影响^[5-6]. 国内,郎洪俭等研究了主燃孔射流对主燃区流场的影响^[7]. 党新宪^[8]研究不同进气温度、冷热态、主燃孔、旋流器等对主燃区流场的影响. 王平、张宝诚对某型发动机燃烧室的主燃区进行数值模拟,给出了熄火时主燃区流场,并分析主燃区温度场对出口温度场的影响^[9].

本文针对航空发动机燃烧室,分别采用 CARS 和 TDLAS 光学测量手段对主燃区温度进行测量;并基于概率密度函数的非预混燃烧模型进行数值计算.再对比试验测量温度与数值计算结果,验证计算方法.在此基础上,对主燃区进行冷流计算,分析气流组织和主燃孔射流对回流区的影响;再对模型进行全压热态计算,分析主燃区燃料分布、组分分布和温度场,并计算此状态下燃烧室的性能参数.

1 燃烧室试验模型和光学测量

1.1 燃烧室试验模型及试验状态

本文研究的试验模型是航空发动机环形燃烧室扇形段,该模型被简化成一个方形燃烧室,如图1所示.模型中的旋流器是斜切径向双级式旋流器,中心有一个双油路离心喷嘴,火焰筒内外环壁上周向均匀分布有主燃孔、掺混孔和冷却缝.

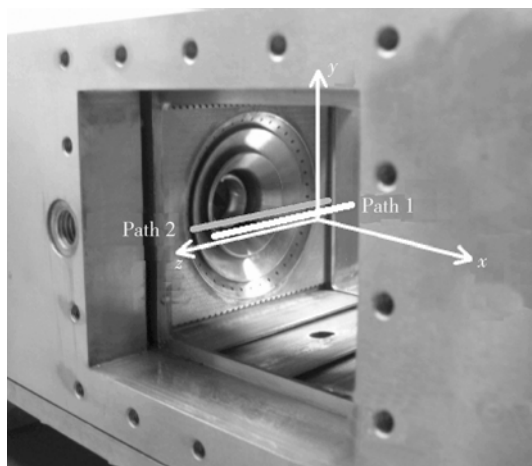


图1 燃烧室试验模型

Fig. 1 Combustor model for test

1.2 试验设备和试验方法

本文针对燃烧室试验模型,使用 TDLAS 和 CARS 完成了对燃烧室主燃区的温度测量. 试验设备安排如图 2 所示,试验的测量系统由三大部分组成:激光发射端,激光接收端,光学多道分析仪 (OMA) 系统. 旁路系统由冷却水箱和排气管组成,其作用是将升温过程中的大部分热气流冷却排出,避免燃烧室在热流下长时间工作. 调节阀的作用是调节整个燃烧室的压力,使之达到试验要求.

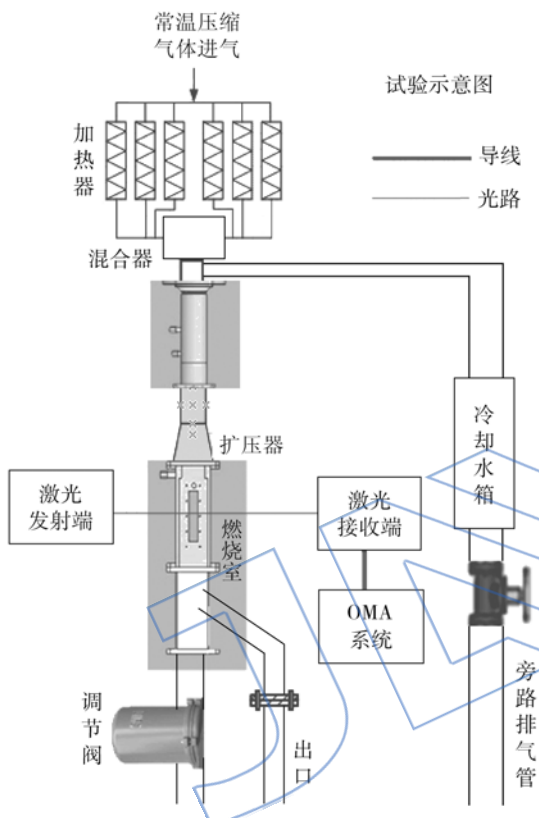


图 2 试验测量示意图

Fig. 2 Schematic of optical measurement

试验窗口在主燃区侧面对开,如图 1 所示. 图中给出了试验模型的坐标中心,在火焰筒内外壁上两主燃孔全孔中心连线的中点位置,沿主流方向为 x 正方向,指向火焰筒外壁面为 y 正方向,指向观测窗为 z 方向. TDLAS 测量的两条激光路径,平行于 z 轴,并且在主燃孔周围,分别为路径 1 和路径 2,其中路径 1 坐标: $x = -0.5 \text{ mm}$, $y = 0 \text{ mm}$; 路径 2 坐标: $x = -10.5 \text{ mm}$, $y = 0 \text{ mm}$. CARS 测量 12 个点,分布在过主燃孔中心子午面 ($z = 0 \text{ mm}$) 上主燃区中,如图 3 所示.

1.3 光学测量结果

1.3.1 测量状态

对试验模型的研究状态有三种,分别是冷流

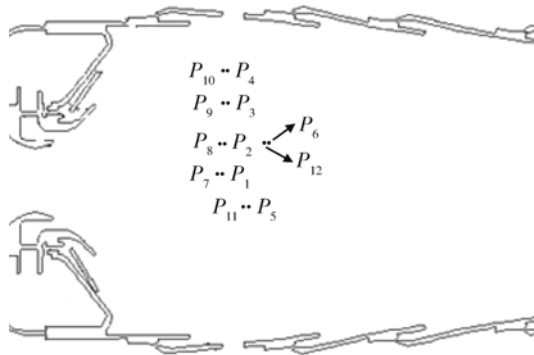


图 3 CARS 测量点位置

Fig. 3 Points location for CARS measurement

状态 (Case 1)、模化状态 (Case 2) 和全压状态 (Case 3), 三种状态的边界条件如表 1 所示. 其中模化状态 Case 2 是燃烧室开展的 CARS 和 TDLAS 光学测量试验状态,也是数值模拟与试验结果进行比较的状态;冷流状态 Case 1,用于分析燃烧室流场;Case 3 作为燃烧室全压状态,是在完成 Case 2 与试验结果对比验证之后进行的数值模拟状态.

表 1 3 种状态下的边界条件

Table 1 Boundary conditions for three cases

状态	进口总温/K	进口总压/kPa	油气比
Case 1	861.49	550	0
Case 2	861.49	550	0.026
Case 3	861.49	3340	0.026

1.3.2 CARS 测量结果

利用 CARS 测量主燃区中 12 个点的温度, 各点的位置如图 3 所示,再从数值计算结果中取出同一点的温度进行对比,结果如表 2 所示.

表 2 CARS 测量结果

Table 2 Results from CARS measurement

测温点	测量温度/K	测温点	测量温度/K	测温点	测量温度/K
P_1	2350	P_5	2160	P_9	2087
P_2	2235	P_6	1870	P_{10}	1895
P_3	2100	P_7	2300	P_{11}	2190
P_4	1915	P_8	2210	P_{12}	1905

1.3.3 TDLAS 测量结果

试验中沿主燃区附近激光路径 1 和路径 2 进行了温度测量,为满足试验的可重复性,试验中各

进行了二次点火,即两次测量,得到了如图4、图5所示的沿路径测量温度随时间的变化。从图4中可以看到,第1次测量的时间从15~45s,得到的平均温度约为1375K;第2次测量时间从70~97s,得到的平均温度约为1400K。两次测量的平均温度约为1390K。从图5上可以看到,第1次测量时间从10~46s,得到的平均温度约为1500K;第2次测量时间从68~98s,得到的平均温度约为1650K。沿路径2,两次测量的平均温度为1575K。本文采用TDLAS测量出的并不是气体的绝对热力学温度,而是关于水的摩尔分数加权平均温度,比绝对热力学温度低。这就要求在数值计算中输出温度和水摩尔分数沿路径的分布,将绝对热力学温度修正为积分温度,再与试验结果作对比。

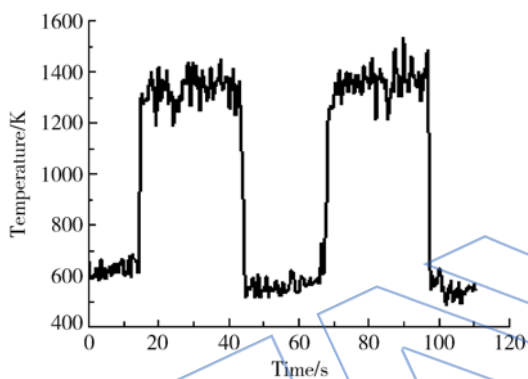


图4 沿激光路径1位置处温度测量结果

Fig. 4 Temperature measurements along optical path 1

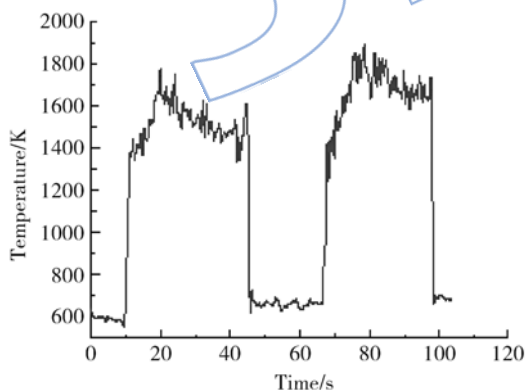


图5 沿激光路径2位置处温度测量结果

Fig. 5 Temperature measurements along optical path 2

2 计算方法与验证

2.1 计算方法

2.1.1 计算网格

使用 Gridgen V15.13 对计算模型进行网格

划分,如图6所示。考虑到提高计算效率及减少网格数量,按等面积原则将气膜冷却孔简化为冷却缝,但没有忽略壁面厚度。采用计算软件中自带的喷雾模型,省略喷嘴结构。对燃烧室头部区域进行加密处理,由于其头部结构的复杂性,划分时采用结构化与非结构化结合的复合型网格。模型采用的是斜切孔式径向双级旋流器,并采用反向旋转组合方式,以产生逆向速度高,尺寸大的回流区。图7、图8分别是一级斜切孔旋流器和二级径向旋流器的俯视图,一级斜切旋流器由8个椭圆进口组成,二级径向旋流器由10个反向弯曲叶片组

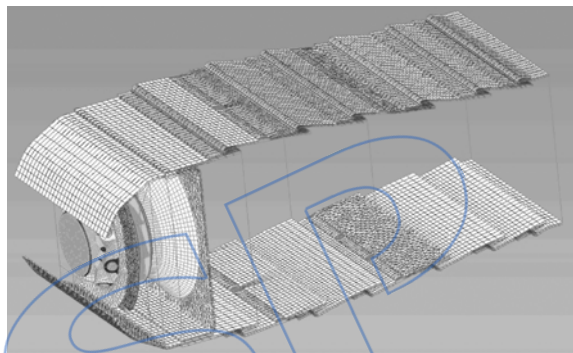


图6 燃烧室整体结构及网格

Fig. 6 Structure and mesh of combustor

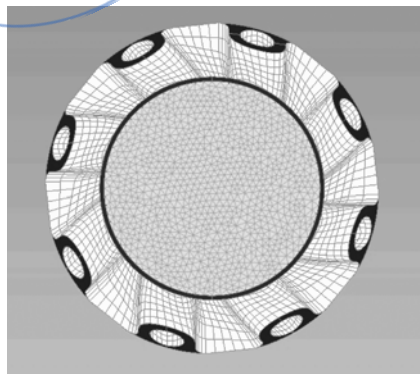


图7 一级斜切孔旋流器俯视图

Fig. 7 Planform of primary swirler

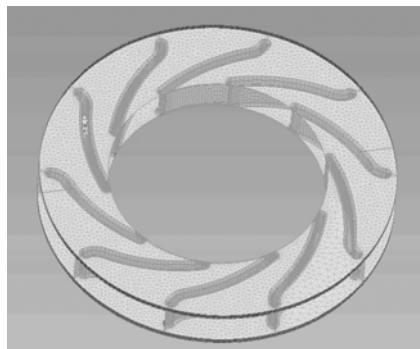


图8 二级径向旋流器俯视图

Fig. 8 Planform of second swirler

成.从图中可以看到双级旋流器采用的复合型网格,在结构比较简单的区域采用结构化网格,如一级旋流器进口通道和出口通道;而在绝大多数区域都采用了非结构化网格.在最终网格总数为450万左右.

2.1.2 计算方法

本文在采用 Gridgen V15.13 对主燃烧室模型进行复合型网格划分后,使用 Fluent 12.0 计算研究模型.本文选用 Standard $k-\epsilon$ 湍流模型,是因为该模型在模拟燃烧室旋流器产生的流场时,整体上更具有优越性^[10-11],采用压力-旋流雾化喷嘴和求解压力耦合方程的半隐方法(SIMPLE)算法,忽略辐射影响,分别采用非预混化学平衡法(EM)和稳态层流小火焰(SLF)两种燃烧模型.进口采用质量流量边界条件,出口采用压力出口边界,壁面采用绝热无滑移边界.计算并分析得到燃烧室在三种不同状态下(如表1所示)的流场特性或燃烧性能.

2.2 Case 2 主燃区温度与试验对比

2.2.1 与 CARS 对比

利用 CARS 测量主燃区中12个点的温度,再从数值计算结果中取出同一点的温度进行对比,结果如表3所示.

表3 计算结果与试验结果对比

Table 3 Comparison between CARS measurements and numerical calculation

测温点	试验测量温度/K	EM 计算温度/K	与试验误差/%	SLF 计算温度/K	与试验误差/%
P ₁	2350	2374.73	1.05	1879.26	-20.03
P ₂	2235	2312.50	3.47	2150.94	-3.76
P ₃	2100	2191.61	4.36	2152.37	2.49
P ₄	1915	1895.42	-1.02	1717.50	-10.31
P ₅	2160	2080.56	-3.67	1658.99	-2.31
P ₆	1870	1855.17	-0.79	1624.63	-13.12
P ₇	2300	2388.04	3.83	1905.11	-17.17
P ₈	2210	2300.19	4.08	2165.30	-2.02
P ₉	2087	2178.67	4.39	2202.20	5.52
P ₁₀	1895	2008.21	5.97	1877.55	-0.92
P ₁₁	2190	2104.11	-3.92	1678.34	-23.36
P ₁₂	1905	1912.83	0.41	1663.33	-12.69

从表3可以看到,在 Case 2 状态下,EM 计算温度普遍比 SLF 得到的温度高出 200~300 K,并且 EM 得到的温度更接近试验测量结果.

2.2.2 与 TDLAS 对比

从数值计算结果中输出总温及水的摩尔分数沿激光路径1、路径2上的分布数据,再绘制成曲线,图9~图12就是分别采用 EM 和 SLF 模型沿两条路径得到的温度和水分的摩尔分数变化曲线,将温度和水分的摩尔分数代入 TDLAS 积分公式^[12],就可以得到两条路径上相应的数值积分温度.表4给出了采用 EM 和 SLF 得到数值积分温度与试验结果的对比.

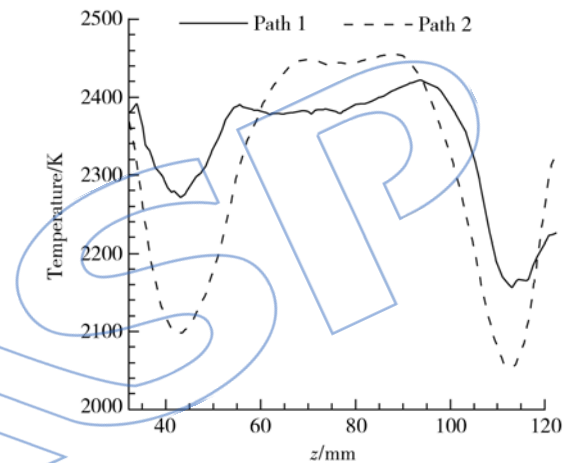


图9 EM 沿两条激光路径温度分布

Fig. 9 Temperature profile of EM along two optical paths

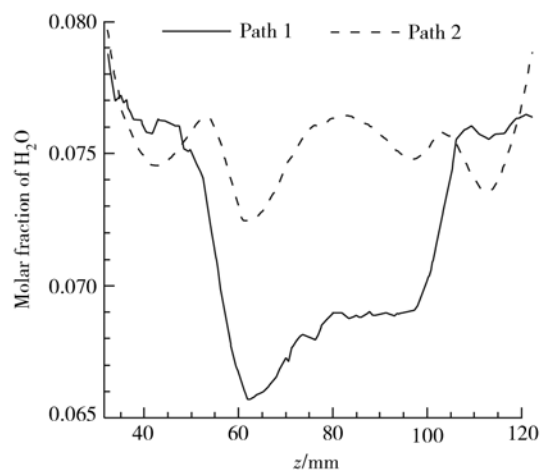


图10 EM 沿两条激光路径水的摩尔分数分布

Fig. 10 Water molar fraction profile of EM along two optical paths

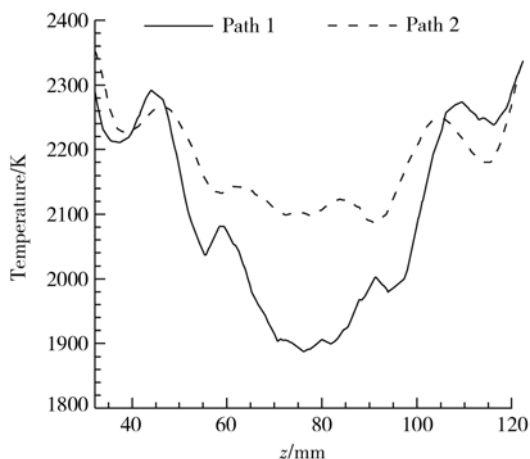


图 11 SLF 沿两条激光路径温度分布

Fig.11 Temperature profile of SLF model along two optical paths

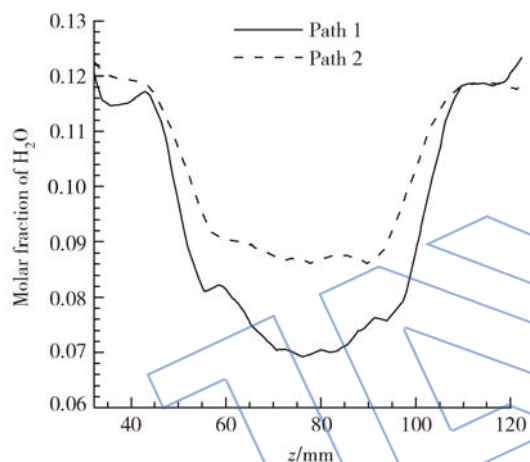


图 12 SLF 沿两条激光路径水的摩尔分数分布

Fig. 12 Water molar fraction profile of SLF model along two optical paths

表 4 沿两条路径不同燃烧模型的数值积分温度与试验温度比较

Table 4 Comparison between TDLAS measurements and numerical calculation

路径	试验 温度/K	燃烧 模型	数值积分 温度/K	与试验 误差/%
路径 1	1390	EM	1426.77	2.64
		SLF	1337.46	3.78
路径 2	1575	EM	1406.27	-10.71
		SLF	1371.05	-12.95

由表 4 可以看到,采用化学平衡法计算得到的数值积分温度更高,并且更加接近试验数据。

综合以上数值计算结果与 TDLAS, CARS

试验测量的对比发现,EM 计算得到的温度比 SLF 模型得到的温度高,并且 EM 计算结果与试验数据更一致。

分析造成以上结果的原因:湍流反应率是湍流混合、分子扩散和化学力学三方面因素共同作用的结果^[13]。在本文所研究的燃气轮机燃烧室中,混合对湍流燃烧具有决定性,而 SLF 更适用于化学动力学起主导作用的情况。

可见,基于 RANS 的 EM 更适用于燃气轮机燃烧室数值模拟。因此,在计算 Case 3 状态时,将采用 EM 进行模拟。

3 主燃区特性研究

3.1 Case 1 主燃区冷态流场分析

图 13 为轴向速度云图,图中可以清晰看到回流区的大小,轴向速度为 0 的曲线是顺流与逆流分界线,曲线以内就是回流区。中心回流区从旋流器出口截面开始形成,到主燃孔截面附近结束,这是由主燃孔射流压迫影响回流区造成的。图 14

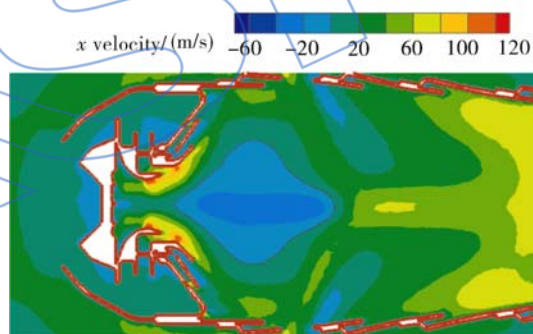


图 13 主燃区轴向速度云图

Fig. 13 Axial velocity contours for primary zone

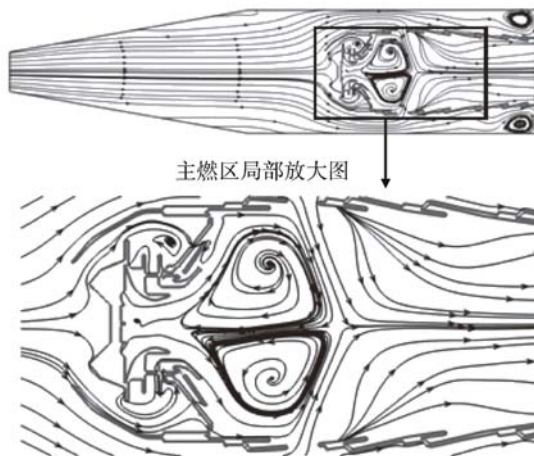


图 14 沿流动方向过主燃孔截面流线

Fig. 14 Streamline for the plane cutting through primary hole

为主燃烧室中心子午面冷态下流线分布,从图中可以看到,在旋流器出口的旋转射流和主燃孔射流的相互作用下,火焰筒头部上下各生成一处较强的旋涡,形成了中心回流区,其中的逆流对稳定点火源起关键作用,保证了燃烧室的稳定工作;同时高速旋转的射流可以改善燃油雾化和混气的形成^[14].从图中可以看到,两股空气经过主燃孔流入火焰筒中,其中少部分气流,由于抽吸作用进入回流区的逆流,参与火焰筒头部燃烧;剩余的大部分气流进入主燃孔以后的顺流^[15].由于受到燃烧室外气流流动方向和燃烧室内流场的影响,燃烧室外壁主燃孔射流方向均都稍微向流场下游倾斜,但关于燃烧室中心线对称.从图中还可以看到,主燃孔穿透射流深度基本达到火焰筒高度的一半,这使得燃烧火焰缩短而燃烧效率提高^[16].

3.2 Case 3 化学平衡法计算结果

3.2.1 主燃区热态流场分析

图 15 是过主燃孔截面燃料 $C_{12}H_{23}$ 的质量分数分布云图,从图中可以看到,燃油从喷嘴出来以后很快就蒸发成燃油蒸气,与空气混合形成可燃混气,在主燃区进行燃烧.并且燃料的分布有很强的对称性,集中在回流区形成中空的圆锥形燃料流,也就是“燃料炬”,回流区之后基本没有燃料剩余.不难发现,燃料的分布特点与图 14 中气流的分布特性是相适应的.因为在旋流器的作用下,新鲜空气都分布在火焰筒的外缘部分,而火焰筒中心部分则是一些缺氧的燃烧产物.锥形“燃料炬”流,正好把大部分燃料集中地分配到位于火焰筒外缘的新鲜空气中去,这有利于形成燃料与空气的可燃混合物^[16].

图 16 是沿流动方向过主燃孔截面总温云图,

燃烧高温区出现在主燃区及主燃孔后,主燃孔穿透射流隔离前后高温区.在主燃区,高温燃气的回流为新鲜混气提供稳定点火源.高温燃气流动到主燃孔和掺混孔之间的低速区时,与从射流孔进入的新鲜空气继续燃烧,因而在主燃孔后靠近壁面两端又形成了两处高温区.

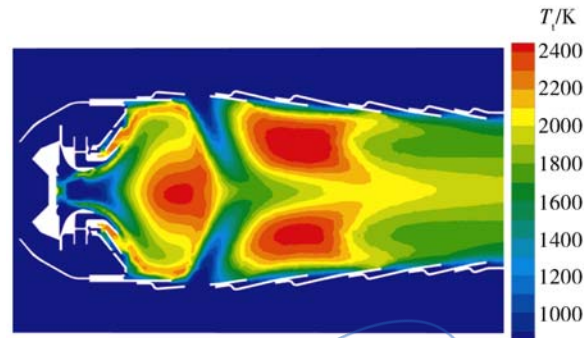


图 16 沿流动方向过主燃孔截面总温云图

Fig. 16 Total temperature contour for the plane cutting through primary hole

图 17 是过主燃孔截面 CO_2 质量分数分布云图,由图可知,主燃区生成的 CO_2 并不多,其生成集中在主燃孔与掺混孔之间的高温区.图 18 是过主燃孔截面 CO 质量分数分布云图,图中显示, CO 集中在主燃区生成,而在主燃区之后仅在靠近壁面两端有少量剩余.结合图 16~图 18,在主燃区富油燃烧,由于燃烧不完全,生成物多为 CO ;而在主燃区之后,更多的空气加入到火焰筒中,使得燃烧趋于完全, CO 转化为 CO_2 ,因此生成的 CO_2 增多,燃烧强度较高,温度也高.图 19 给出了过主燃孔截面总温云图,截面中心燃气总温比外层火焰前锋总温高,火焰筒壁附近的燃气总温最低,靠近火焰筒壁处空气冷却作用明显.图

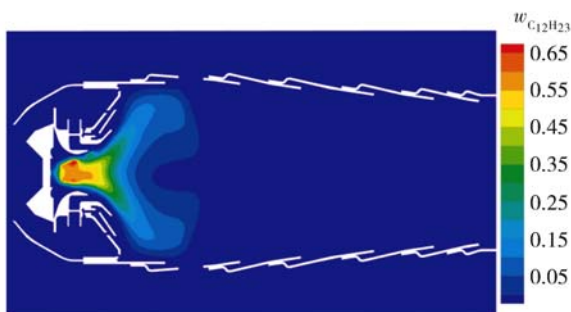


图 15 沿流动方向过主燃孔截面 $C_{12}H_{23}$ 质量分数云图

Fig. 15 Mass fraction contour of $C_{12}H_{23}$ for the plane cutting through primary hole

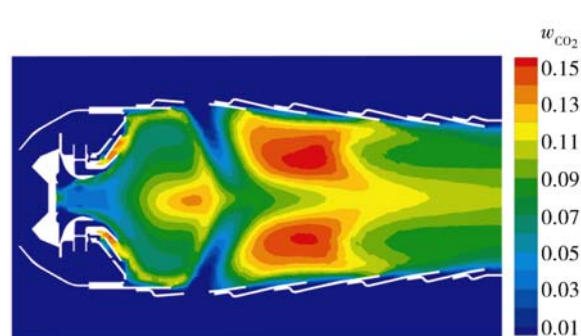


图 17 沿流动方向过主燃孔截面 CO_2 质量分数云图

Fig. 17 Mass fraction contour of CO_2 for the plane cutting through primary hole

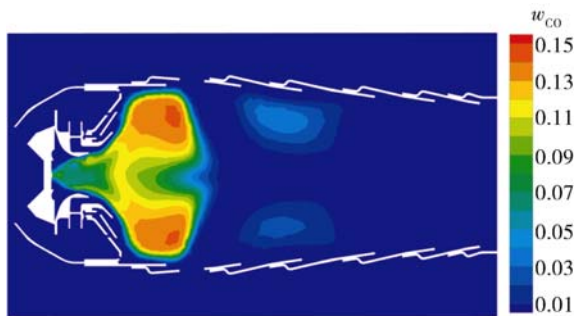


图18 沿流动方向过主燃孔截面 CO 质量分数云图

Fig. 18 Mass fraction contour of CO for the plane cutting through primary hole

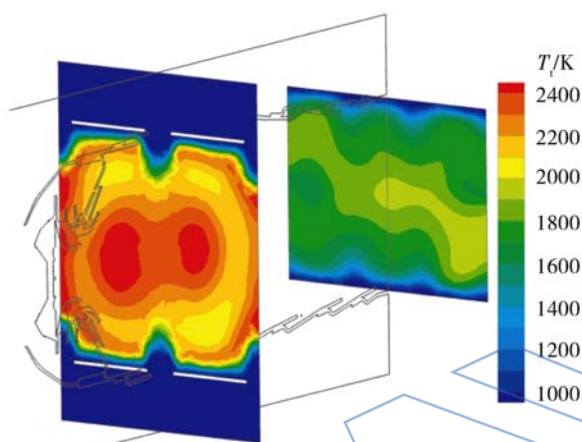


图19 燃烧室过主燃孔截面和出口截面总温云图

Fig. 19 Total temperature contour for primary hole plane and combustor exit

19 也给出了燃烧室出口截面总温云图,截面上总温分布比较均匀。

3.2.2 性能参数计算

1) 燃烧效率

本文中燃烧效率采用热焓法进行计算,根据热平衡原理,把燃烧效率定义为燃烧过程的实际焓增与理论焓增之比。进口空气总焓为 595.72 kJ/kg,计算得到出口截面燃气质量平均总焓为 1669.53 kJ/kg,燃料的低热值为 44 316 kJ/kg,忽略燃料进口总焓,计算得到燃烧室的燃烧效率为 0.97。

2) 燃烧室总压恢复系数

出口总压 $p_4^* = 3398.9$ kPa,入口总压 $p_3^* = 3511.4$ kPa,因此,总压恢复系数为 0.9680。符合 Lefebvre 提出的环形燃烧室压力损失系数不超过 6%^[14]。

3) 温度分布系数

出口截面最高燃气总温 $T_{4,\max}^* = 1968.3$ K,出口截面燃气平均总温 $T_{4,\text{avg}}^* = 1705.2$ K,燃烧室进

口总温为 $T_{3,\text{avg}}^* = 861.49$ K。因此,可求得温度分布系数为 0.312。金如山在文献中提到这个数据常在 0.25~0.35 范围内^[17],所以 Case 3 的计算是合理的。

4 结 论

1) 为得到主燃区温度分布,采用 CARS 和 TDLAS 光学测量手段,分别测量出主燃区具体点的温度和沿激光路径积分温度。

2) 分别基于概率密度的不同非预混燃烧模型:EM 和 SLF,计算 Case 2 状态,与 TDLAS, CARS 试验测量数据作对比,结果发现采用 EM 比 SLF 模型计算得到的温度高,与试验测量数据更符合,并分析原因。

3) 计算冷流状态,得到了主燃区清晰对称的气流组织情况,分析主燃孔射流对中心回流区的影响。

4) 采用 EM 计算分析在 Case 3 状态下燃料分布云图、温场和组分分布,分析主燃区的燃料组织和燃烧情况;并计算燃烧室性能参数,较为全面反映了燃烧室内气流流动换热和燃烧现象。

参考文献:

- [1] Reddy A P R, Sujith I, Chakravarthy S R. Swirler flow field characteristics in a sudden expansion combustor geometry using PIV[R]. AIAA 2005-217, 2005.
- [2] Brown M S, Barone D L, Terry W F, et al. Accuracy, precision, and scatter in TDLAS measurements[R]. AIAA 2010-302, 2010.
- [3] Sappey A D, Masterson B P, ZHAO Qingchun, et al. TDLAS measurements of multiple species and temperature of augmented aeroengines[R]. AIAA 2009-5064, 2009.
- [4] Thariyan M P, Bhuiyan A H, Naik S V. Dual-pump CARS and OH-PLIF measurements at elevated pressures in a gas turbine combustor facility[R]. AIAA 2010-4808, 2010.
- [5] Mongia H C. Perspective of combustion modeling for gas turbine combustors[R]. AIAA Paper 2004-0156, 2004.
- [6] Mongia H C. Recent progress in comprehensive modeling of gas turbine combustion[R]. AIAA Paper 2008-1445, 2008.
- [7] 郎洪俭, 郭志辉, 黄勇. 主燃孔对旋流杯下游流场的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 110-113.
LANG Hongjian, GUO Zhihui, HUANG Yong. Effect of primary holes on the velocity profiles downstream of a swirl cup[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 110-113. (in Chinese)
- [8] 党新宪. 双旋流环形燃烧室试验研究和数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
DANG Xinxian. Experimental investigation and numerical

- simulation of a gas turbine annular combustor with dual-stage swirler[D]. Nangjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [9] 王平, 张宝诚. 航空发动机燃烧室主燃区的数值模拟分析[J]. 航空发动机, 2005, 31(1): 47-51.
WANG Ping, ZHANG Baocheng. Numerical simulation analysis of an aeroengine combustor primary zone[J]. Aeroengine, 2005, 31(1): 47-51. (in Chinese)
- [10] Hsiao G, Mongia H C. Swirl cup modeling: Part III grid independent solution with different turbulence models [R]. AIAA 2003-1349, 2003.
- [11] Hsiao G, Mongia H C. Swirl cup modeling: Part II inlet boundary conditions [R]. AIAA 2003-1350, 2003.
- [12] Behrendt T, Hassa C, Mohamed A, et al. In situ measurement and validation of gaseous species concentrations of a gas turbine model combustor by tunable diode laser absorption spectroscopy (TDLAS) [R]. Proceedings of ASME Turbo. Expo. , 2008.
- [13] 解茂昭. 内燃机计算燃烧学[M]. 大连: 大连理工大学出版社, 2005.
- [14] Lefebvre A H, Ballal D R. Gas turbine combustion[M]. Ann Arbor, MI: Edwards Brothers, 1999.
- [15] 彭泽琰, 刘刚. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [16] 焦树建. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 机械工业出版社, 1988.
- [17] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1985.