

三旋流燃烧室的数值模拟与试验

莫 妲, 程 明, 万 斌, 张军峰, 林宏军

(中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为研究三旋流高温升燃烧组织技术, 借助 CFD 技术对三旋流单头部燃烧室进行了数值模拟, 采用结构化网格生成技术、realizable $k-\epsilon$ 湍流模型、PDF(概率密度)燃烧模型等对其进行模拟计算, 获得了燃烧室内流场和燃烧场分布及各方面的燃烧性能参数, 同时试验研究了三旋流单头部燃烧室的火焰筒壁温、出口温度分布、燃烧效率、排气冒烟数。结果表明: 三旋流燃烧室的温升高达 1130 K, 燃烧效率超过 99%, 火焰筒壁温分布较好, 冒烟数不高于 20; 所采用的数学模型合理、计算方法可行, 与试验数据基本吻合, 其结果可为三旋流燃烧室设计提供参考。

关 键 词: 燃烧室; 高温升; 三旋流; 结构化网格; 火焰筒壁温; 出口温度分布

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Numerical simulation and experiment of triple swirler combustor

MO Da, CHENG Ming, WAN Bin, ZHANG Junfeng, LIN Hongjun

(Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to study the combustion technology of the high temperature rise triple swirler combustor, numerical simulation was conducted for single dome triple swirler combustor by means of CFD technology. Structured grids were meshed on computational domain of the triple swirler combustor. Realizable $k-\epsilon$ turbulent model and PDF (probability density function) combustion model were applied to the numerical simulation. The flow and combustion fields of the combustor and combustor performances in every aspect were obtained. Furthermore, wall temperature of flame tube, exit temperature distribution and combustion efficiency as well as smoke number were investigated experimentally. The results indicated that the temperature rise of triple swirler combustor was 1130 K with 99% combustion efficiency and good wall temperature distribution. The smoke number was only 20. The mathematical models and numerical methods were reasonable and the simulation results accorded well with the experimental data. The numerical results provide an important reference to the design of the triple swirler combustor.

Key words: combustor; high temperature rise; triple swirler; structured grids; wall temperature of flame tube; exit temperature distribution

随着航空发动机的热力性能和推质比需求的提高, 高压涡轮进口总温需持续增加, 由此决定了

高温升燃烧室研制的必要性。与常规温升及较高温升燃烧室相比, 高温升燃烧室必须能在更为宽

收稿日期: 2017-02-28

基金项目: 国家自然科学基金(91441126)

作者简介: 莫妲(1987—), 女, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧技术研究。

引用格式: 莫妲, 程明, 万斌, 等. 三旋流燃烧室的数值模拟与试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2568-2575. MO Da, CHENG Ming, WAN Bin, et al. Numerical simulation and experiment of triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2568-2575.

广的油气比范围内稳定而高效工作^[1]。众所周知:主燃区的当量比对于燃烧室的性能有着决定性的影响。当主燃区的当量比大于 1.5 时,燃烧室会出现排气冒烟现象,因此必须增加主燃区的空气流量比例,但提高主燃区的空气流量比例会导致低功率状态下主燃区当量比的降低,燃烧室会由于贫油而熄火^[2]。为了解决这一矛盾,在常规的双旋流头部基础上,增加了第三股头部旋流空气,即三旋流燃烧室。

近年来国内外对三旋流燃烧室展开了大量研究。国外,LI Guoqiang 等^[3]在常压下测量了三旋流燃烧室的冷态流场,研究了旋流器几何结构、进口空气流量、燃油与空气的混合管长度、排气喷管直径对燃烧室流场的影响,结果表明,减小排气喷管直径可增强火焰筒内旋涡或回流区的强度;在一定范围内,改变混合管长度,可使流场发生明显改变;进气流量低时,回流区成泡状,进气流量高时,回流区成锥状等。LI Guoqiang 等^[4]试验研究了在有、无火焰筒时不同的旋流器组合方案对三旋流燃烧室的冷态流场的影响,并进行了数值模拟。Grinstein 等^[5]分别采用雷诺平均和大涡模拟对三旋流燃烧室进行了数值模拟和试验研究。Mansour 等^[6]试验研究了三旋流燃烧室的油雾场,并进行了冷态流场的数值模拟。国内,吴振宇等^[7]研究了各级旋流器之间的流量分配对三旋流燃烧室的冷态流场特性的影响。袁怡祥等^[8]对有两种头部的燃烧室进行了冷态流场的数值模拟,用粒子动态分析仪测量了两种头部的速度场和喷雾场。彭云晖等^[9]对三头部矩形燃烧室进行了出口温度分布的试验,研究了旋流器旋向和头部当量比对燃烧室出口温度分布的影响。

与其他研究相比,本研究的最大不同之处在于采用了混合式喷嘴。混合式喷嘴克服了压力雾化喷嘴易积炭、冒烟、堵塞、对燃油黏度敏感和纯空气雾化喷嘴稳定工作范围窄、低功率状态雾化性能差等局限性,且兼具两者的优点。混合式喷嘴由主/副两个喷嘴组成,集空气雾化和压力雾化于一体:主喷嘴为高流量数的纯空气雾化喷嘴,副喷嘴则为低流量数的压力雾化喷嘴。在低供油量条件下,仅副喷嘴工作,从而获得雾化良好的油雾,确保燃烧室点火及低功率状态下高效稳定燃烧;当供油量较高时,主/副喷嘴同时工作,在保证喷雾性能的同时,满足流量调节比要求。彭云晖等采用的是预膜式纯空气雾化喷嘴。Mansour 等虽亦采用混合式喷嘴,但燃油喷射位置与本研究

不同。上述研究大多数基于常压试验,高温高压试验较少,甚至缺少燃烧效率和火焰筒壁温试验。研究三旋流燃烧室的冷、热态流场可以了解其燃烧组织方式,而通过燃烧效率等试验可掌握其燃烧性能参数。本文开展了三旋流单头部燃烧室的冷、热态流场与燃烧场的数值模拟,借助热电偶和燃气取样设备测量了火焰筒壁温、出口温度场、燃烧效率、排气冒烟数等,研究结果可以为三旋流高温升燃烧室性能的改进和优化提供一定的参考。

1 CFD 数值模拟与分析

1.1 几何模型

图 1 为所研究的三旋流单头部矩形燃烧室的二维几何模型,同时也展示了头部喷雾和空气流动的特征。作为高温升燃烧室的燃烧组织技术之一,该燃烧室在常规的双旋流头部基础上,增加了第三股头部旋流空气,从而实现了慢车熄火和大状态下冒烟的性能折衷,第一、二级旋流器的空气流量较低,故在中心部位形成局部富油区,即值班火焰,使小状态下确保稳定燃烧。第三级旋流器的空气流量用于强化掺混且使主燃区保持相对贫油的状态,即主级火焰,从而保证了该燃烧室在大状态下高效燃烧的同时不产生可见排气冒烟。该图为燃烧室中心截面位置($Z=0$ m 截面)的二维结构简图。应用三维数值模拟方法对该燃烧室进行计算分析。

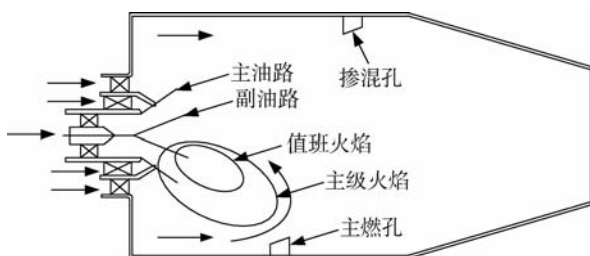


图 1 燃烧室二维结构和流动原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of two-dimension combustor structure and flow principle

1.2 网格划分

网格的划分是对工程问题进行数值模拟的重要环节^[10],在工程数值模拟中,数值计算结果的精度及效率主要取决于所生成的网格与所采用的算法^[11]。目前网格可以分为结构、非结构及混合网格。结构网格生成的速度快、质量好^[12],计算更容易达到收敛^[13]。利用 ANDYS ICEM CFD 软件对所建立的几何模型进行六面体结构化网格

(或全结构化)划分。图 2 为三旋流单头部矩形燃烧室的网格划分情况,经过网格无关验证后,最终得到的网格节点总数为 396 万,网格单元数为 423 万。

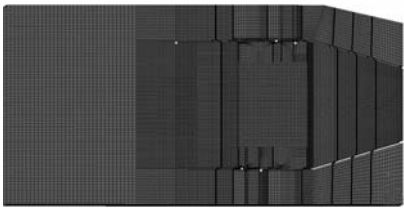


图 2 燃烧室六面体结构网格

Fig. 2 Hexahedral grid of combustor

1.3 计算模型及边界条件

采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 压力速度耦合算法求解雷诺平均的 N-S (Navier-Stokes) 方程,具体控制方程见参考文献[14]。湍流模型采用 realizable $k-\epsilon$ 模型^[15-16]。壁面函数采用标准壁面函数,燃烧模型为非预混 PDF (probability density function) 模型^[17],对化学反应机理进行了简化,在拉格朗日框架下求解油滴(离散相)的轨迹方程,主副喷嘴的雾化模型采用 FLUENT 软件中的 DPM (离散相模型),喷射类型为 cone,粒径分布类型为 uniform,粒子类型为 droplet,并给出喷射位置、角度、速度、流量等。并通过随机颗粒轨道模型来考虑两相间的相互作用,相间采用耦合计算。

燃烧室进口压力为 3 MPa,进口温度为 700 K,油气比为 0.036,燃烧室出口自由流,固体壁面采用绝热壁面,燃烧室的两个侧壁认为是固壁。

1.4 计算结果与分析

图 3~图 6 为燃烧状态下的流场结果,图 3 为头部静压分布情况,A 处为 -200 kPa,B 处为 -194.54 kPa,C 处为 -191.16 kPa,可见,在旋流器出口的轴心处有较大的低静压区域,这有利于后面空气的回流,使得后面的气体在逆压力梯度的作用下向着头部旋流器的方向回流。

为便于分析主燃区的轴向速度的变化情况,如图 4 所示,在 $Z=0\text{ m}$ 截面轴向(坐标轴 x 方向)取五条截线 $X/d=0.2, 0.4, 0.5, 0.7, 0.8$ (主燃孔中心截面),其中 X 为截线距坐标原点的距离,坐标原点位于第一级旋流器空气进口处, d 为火焰筒高度。

图 5 为主燃区内的轴向平均速度分布情况,横坐标 U 表示燃烧室内轴向平均速度,纵坐标 Y 表示火焰筒头部高度,负值表示相反方向,不同的曲线表示不同轴向(即 X/d 值不同)位置处的速度值。由图 5 可以看出,该燃烧室回流区明显,自 $X/d=0.5$ 开始出现回流区,且有两对回流区,回流区中心分别出现在 $Y=\pm 0.007\text{ m}$ 和 $Y=\pm 0.032\text{ m}$ 处,前者为火焰筒内壁处的小旋涡,后者为主回流区。在 $Y=\pm 0.018\text{ m}$ 处,由于一、二级旋流器出口射流很强,最大轴向速度达到 74 m/s 。另外,主燃区回流速度约 20 m/s 。随着轴向距离的增加,回流区的径向尺寸先增大后减小,即在主燃孔处回流区有所收敛。

图 6 为燃烧室内 $Z=0\text{ m}$ 截面的速度矢量图,可以看出,在主燃区 $Z=0\text{ m}$ 截面内有明显的回流区存在。旋流器出口旋转射流与主燃孔射流相互作用,造成逆向压力梯度,在火焰筒头部产生了较强的旋涡,形成稳定火焰的中心回流区。由于火焰筒内外壁主燃孔的不对称分布,故此截面上只在头部下方形成了回流区。第三级旋流器出口气流沿着火焰筒壁面流至主燃孔处,包围着一、二级气流,形成了一个更大的回流区。火焰筒的间壁处形成了两对小涡,主燃孔射流穿透深度接近火焰筒高度的一半,使回流区大大缩短,提高了主燃

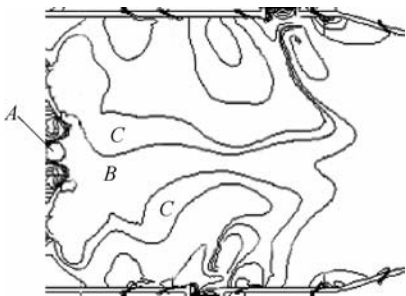


图 3 火箭筒头部静压分布等值线图($Z=0\text{ m}$ 截面)

Fig. 3 Static pressure contour of the flame tube dome ($Z=0\text{ m}$ section)

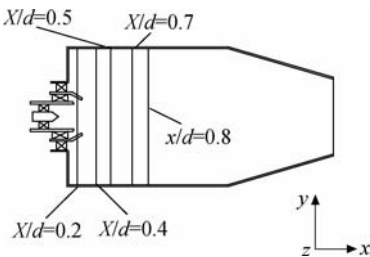


图 4 $Z=0\text{ m}$ 截面内的五条截线

Fig. 4 Five lines on plane $Z=0\text{ m}$ section

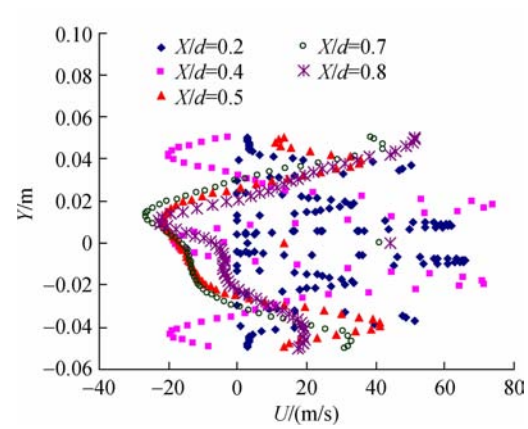


图 5 燃烧室内轴向平均速度

Fig. 5 Mean velocity along axial direction in combustor

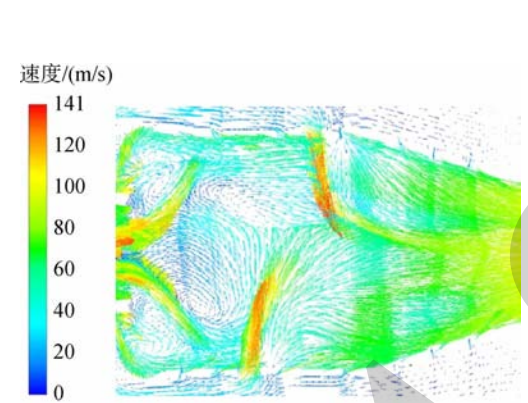


图 6 燃烧室内速度矢量分布 ($Z=0\text{ m}$ 截面)
Fig. 6 Velocity vector distribution in the combustor ($Z=0\text{ m}$ section)

区的燃烧强度。

图 7 为 $Z=0$ 截面的头部燃油质量分数分布云图,该燃烧室采用双油路离心喷嘴,主副油路燃油喷射后在头部主燃区内展成油膜,第一、二级旋流器共同作用对油膜进行冲击和剪切,第三级旋流器用来辅助形成良好的喷雾分布。燃油质量分数分布对燃烧效率、火焰稳定、点火、出口温度分布、排气污染物都有很大的影响^[18]。

由图 7 可知,旋流器出口附近处燃油分布比较密集,质量分数较高,这是由于此处燃油未充分雾化,但随着轴向距离增大,油珠逐渐蒸发与破碎,燃油质量分数逐渐减小。燃油的空间分布既不过于集中,也不过于分散,可防止头部形成富油的同时油雾散布过宽而打到火焰筒壁上。

图 8 为燃烧室内温度场分布情况,可见,火焰筒内的高温区主要集中在主燃孔和出口截面之间,即燃油在主燃孔和掺混孔之间才开始充分燃烧,说明燃烧发生的比较靠后。另外,可以看出出口截面的高温区较为集中,且靠近出口下侧。

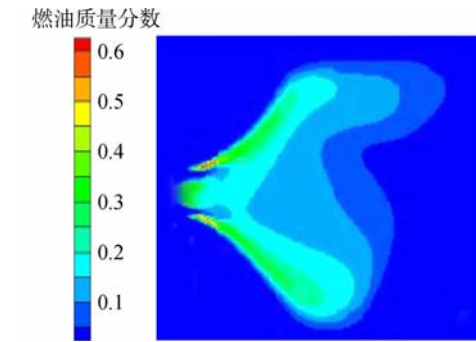


图 7 头部燃油质量分数分布 ($Z=0\text{ m}$ 截面)
Fig. 7 Fuel mass fraction distribution of the dome ($Z=0\text{ m}$ section)

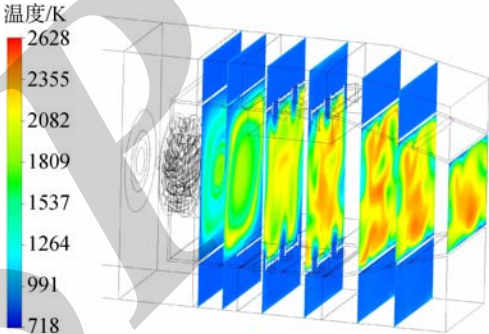


图 8 燃烧室内温度分布
Fig. 8 Temperature distribution in combustor

另外,通过计算得到燃烧效率为 99%,出口温度分布系数(OTDF)为 0.295。出口温度分布系数为燃烧室出口截面内的最高燃气总温与燃气平均总温之差与燃烧室温升的比值。

2 试 验

2.1 试验设备和试验条件

火焰筒壁温、出口温度场、燃烧效率、排气冒烟数试验在三旋流单头部矩形燃烧室进行。图 9 为单头部燃烧室试验系统总图^[19],试验台进口来流为高温、高压气体。火焰筒壁温通过敷设在火

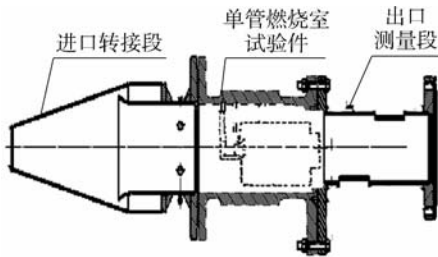
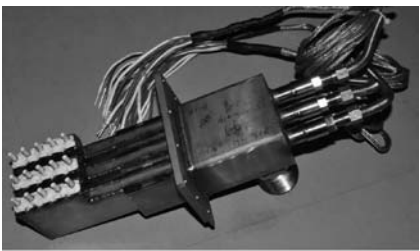


图 9 单头部燃烧室试验台示意图
Fig. 9 Schematic diagram of single dome combustor experiment system

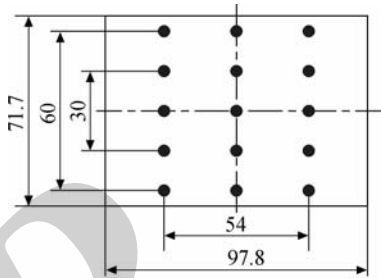
焰筒上、下壁上的热电偶进行测量,出口温度场通过安装在出口测量段上的热电偶耙测得,燃烧效率和排气冒烟数通过安装在出口测量段上的 15 点燃气取样耙获得。

由于实际设备条件有限,热电偶耙总温受感部只布置了 3 排热电偶,每排径向均布 5 点,即测点共计 15 点,出口测量面积为 70 cm^2 ,本试验温度测点密度为每平方厘米 0.214 点,按出口温度测量要求,包含热点的试验数据要求该值大于 $0.17^{[20]}$,虽测点偏少,但也可展示出口温度分布的规律。热电偶耙和测点分布如图 10 所示,理想状态测量截面位置为燃烧室的出口截面处,真实测量截面位置(即受感部测点位置)距理想状态测量截面的距离不大于 23 mm。该热电偶测量精度为 $\pm 0.4\%$,测温范围为 $873\sim 2\,173\text{ K}$,热电偶冷却方式为气冷。

燃气分析法是通过取样装置把燃气引入测量仪器进行成分分析,再利用燃气成分数据计算燃烧效率和冒烟数。图 11 为燃烧室的燃气分析测试系统^[21],由取样装置、取样管路、分析仪器、标准样气、冒烟系统和数据采集系统组成。试验采集前通过浮子流量计测量管路中的样气流量,保证进入测试仪器所需的样气流量后,其余的样气通过设置的旁路阀门放空,这样做能提高样气在输送管路中的流动速度,减少燃气分析测试时间。



(a) 热电偶耙



(b) 测点分布

图 10 燃烧室出口截面处热电偶耙及测点分布
(单位:mm)

Fig. 10 Thermocouple and measurement points distribution at combustor exit (unit:mm)

等待样气数据充分稳定后开始记录数据,该采集措施能够很好地录取燃烧室的性能参数,测量精度不超过 0.2%。

图 12 为燃气分析的测量设备,取样耙共有 21 支管子,其中 15 支通燃气用于燃气取样,6 支

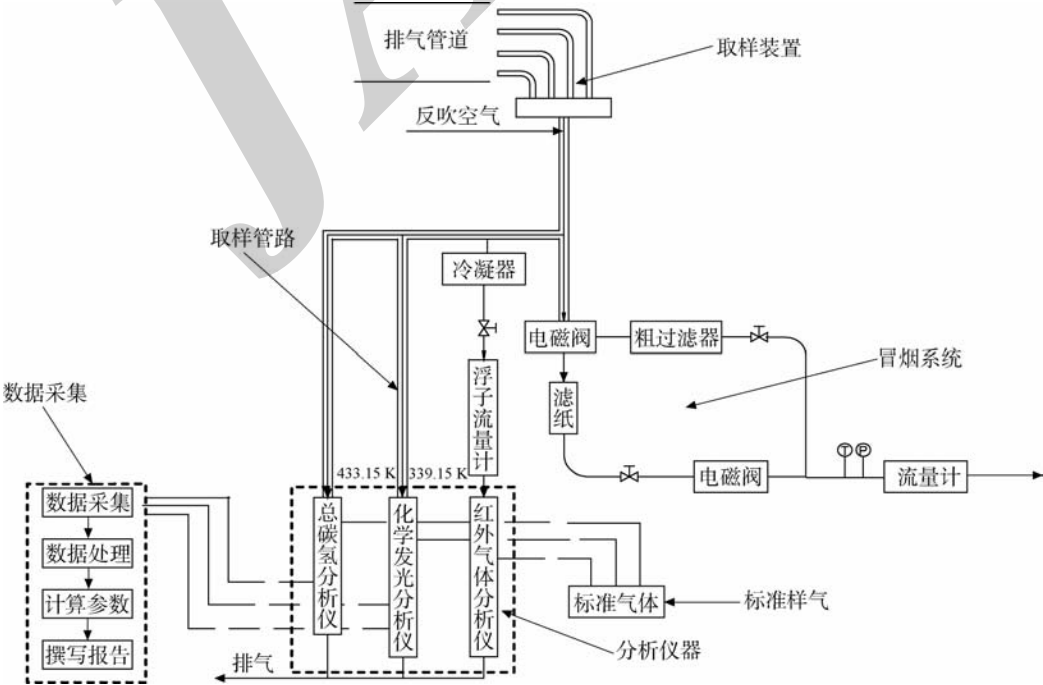


图 11 燃气分析测试系统

Fig. 11 Experiment system of gas analysis

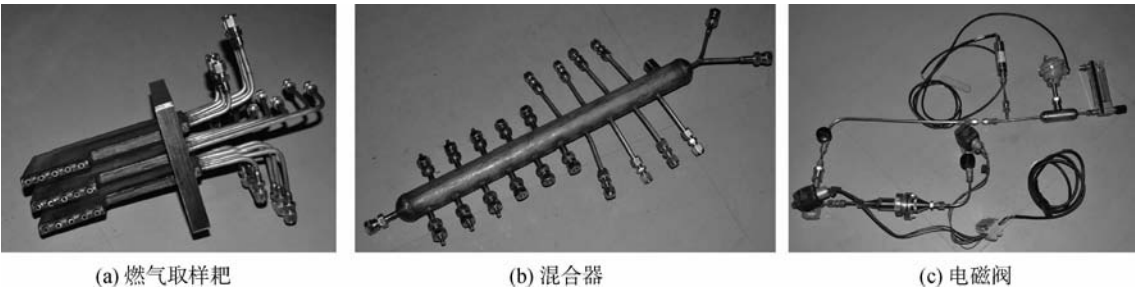


图 12 燃烧室出口测量设备
Fig. 12 Combustor exit experimental rig

通冷却水用来冷却取样耙,取样点位于试验件出口截面的中心,使用混合器取样。

图 13 为火焰筒上壁面热电偶敷设情况,沿着轴向布置了 6 个测温点,分别在主燃区、主燃孔、掺混孔、掺混区处。

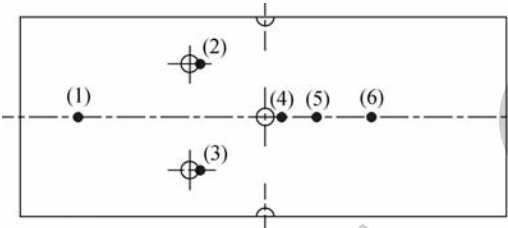


图 13 火焰筒上壁面测温点示意图
Fig. 13 Disposal of thermocouples on the upper wall of the flame tube

试验条件:油气比为 0.036,进口压力为 3 MPa,进口温度为 700 K。

2.2 试验结果与分析

图 14 为试验测得的火焰筒上壁温度结果,火焰筒上下壁面采用多斜孔冷却方式,由图可见,火焰筒最高壁温不超过 920 K,轴向或周向方向,温度差不超过 100 K。另外也可以发现,火焰筒壁温沿轴向逐渐升高,到测温点 6 时,温度开始降低,这与图 8 的结果相符,即燃油在主燃孔之后才

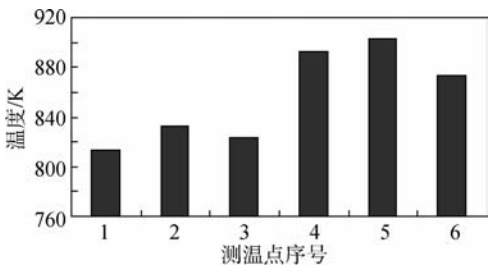


图 14 火焰筒上壁面温度
Fig. 14 Temperature on the upper wall of the flame tube

开始剧烈燃烧。

图 15 为通过热电偶测得的燃烧室出口温度分布,与图 8 数值计算得到的出口截面温度分布趋势相同,即高温区集中在出口平面右下侧,另外,燃烧室升温为 1130 K,出口温度分布系数为 0.298。

采用燃气分析法测得燃烧效率为 99.72%,冒烟数为 20。

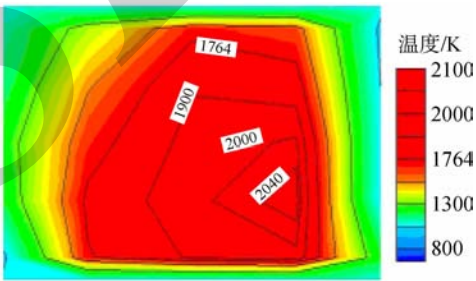


图 15 燃烧室出口温度场分布
Fig. 15 Temperature distribution at combustor exit

3 计算与试验结果比较

表 1 为数值计算结果与试验测试结果的对比情况,可见计算值与试验值的相对误差在 1% 以内,进一步说明了三旋流燃烧室燃烧性能非常稳定,三旋流燃烧组织技术值得深入研究。

表 1 计算与试验结果比较		
Table 1 Comparison between experiment and calculation results		
性能参数	燃烧效率/%	出口温度分布系数
计算值	99	0.295
试验值	99.72	0.298
相对误差/%	0.7	1.0

图 16 为数值计算得到的燃烧室的出口温度分布,与图 15 相比试验与计算得到的出口平面的

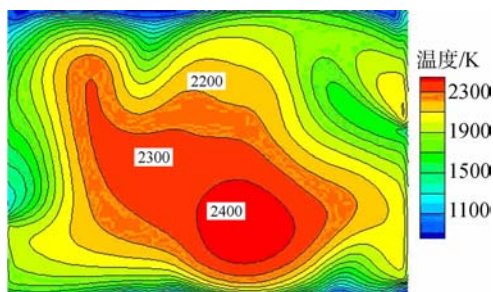


图16 数值计算得到的出口温度分布

Fig. 16 Exit temperature distribution by simulation

温度分布相似,特别是热点的位置都靠近中下侧。

图17为计算值与试验值的燃烧室出口径向温度分布情况,纵坐标为相对高度,横坐标为燃烧室出口径向温度分布系数(RTDF),可见,两者分布趋势大致相同,径向温度分布系数正值不超过0.1。

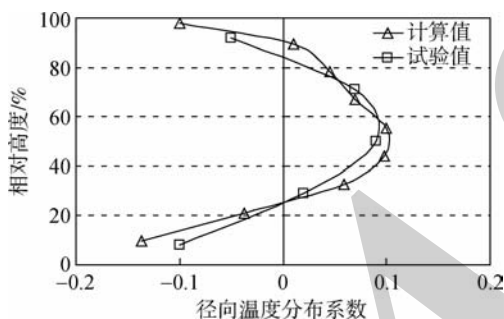


图17 燃烧室出口径向温度分布

Fig. 17 Radial exit temperature distribution of combustor

通过以上计算与试验结果的对比,表明本文建立的CFD计算方法和结果具有一定的可信度,可有效应用于三旋流燃烧室的流场与燃烧场的数值分析。

4 结 论

通过数值计算与试验研究的结果表明:

1) 本文采用的物理模型和计算方法合理,计算结果具有一定的可信度。

2) 三旋流燃烧室的温升高(1130 K),燃烧效率高(超过99%),冒烟数低(20),火焰筒壁温分布较好,说明三旋流燃烧组织方式较为合理。

3) 通过计算得到的温度场和试验得到的壁温分布可知,燃油在主燃区之后开始剧烈燃烧,可考虑通过改善燃油的雾化粒度、掺混强度,使燃烧提前,进而改善出口温度分布。

4) 在高油气比的试验条件下,热电偶不能长

时间工作,需要探索更耐高温的热电偶材料或者改用燃气分析法测量更高的油气比下燃烧室出口温度分布和燃烧效率。

参考文献:

- [1] BAHR D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA 85-1292,1985.
- [2] KRESS E J. Multiple swirler dome combustor for high temperature rise applications[R]. AIAA 90-2159,1990.
- [3] LI Guoqiang, GUTMARK E J. Flow field measurements of triple swirler spray combustor [R]. AIAA-2002-4010, 2002.
- [4] LI Gouqiang, ANGIER S, LAMBOLEZ O, et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2002-0618,2002.
- [5] GRINSTEIN F F, YONG T R, MONGIA H C. Computational and experimental analysis of the flow dynamics in a multi-swirler combustor [R]. AIAA-2002-1006,2002.
- [6] MANSOUR A, BENJAMIIN M. A new hybrid air blast nozzle for advanced gas turbine combustor [R]. ASME Paper 2000-GT-0117,2000.
- [7] 吴振宇,王成军,王丹丹. 三级旋流器的设计及其流场模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报,2010,27(5):38-41.
WU Zhenyu, WANG Chengjun, WANG Dandan. Triple swirler design and fluid numerical simulation[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(5):38-41. (in Chinese)
- [8] 袁怡祥,林宇震,刘高恩. 旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响[J]. 航空动力学报,2004,19(3):332-336.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3):332-336. (in Chinese)
- [9] 彭云晖,林宇震,刘高恩. 三旋流器燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(4):554-558.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [10] 王纯,刘艳梅,周涛,等. 基于ICEM CFD对汽轮机末级三维叶片流场网格划分方法的优化[J]. 汽轮机技术,2012,54(5):324-326.
WANG Chun, LIU Yanmei, ZHOU Tao, et al. Optimization of mesh generation of steam turbine last stage 3D blade field based on ICEM CFD[J]. Turbine Technology, 2012, 54(5):324-326. (in Chinese)
- [11] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社, 2011.
- [12] 刘厚林,刘明明,董亮,等. 网格类型对离心泵数值计算精度的影响[J]. 华中科技大学学报(自然科学版),2013,41(10):64-73.

LIU Houlin,LIU Mingming,DONG Liang,et al. Effects of types of grids on numerically calculating accuracy of centrifugal pumps[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2013, 41 (10):64-73. (in Chinese)

[13] 纪兵兵,陈金瓶. ANSYS ICFM CFD 网格划分技术实例详解[M]. 北京:中国水利水电出版社,2012.

[14] FLUENT Incorporation FLUENT 6.3 user's guide[M]. New Hampshire,UK:Fluent Incorporation,2006:1-96.

[15] 金戈,张志学,顾铭企. QD128 航改燃气轮机燃烧室数值模拟[J]. 航空发动机,2008,34(2):30-35.

JIN Ge, ZHANG Zhixue, GU Mingqi. Numerical simulation of QD128 aero-derivative gas turbine combustor[J]. Aeroengine, 2008, 34(2):30-35. (in Chinese)

[16] 蒲宁. 航空发动机燃烧室数值仿真中湍流模型比较研究[D]. 沈阳:沈阳航空工业学院,2009.

PU Ning. Comparison of turbulent models for aero-engine combustor numerical simulation[D]. Shenyang:Shenyang Institute of Aeronautical Engineering,2009. (in Chinese)

[17] 吴超. 湍流燃烧模型在燃烧室数值计算中的应用研究[D]. 沈阳:沈阳航空工业学院,2009.

WU Chao. Study on applicability of turbulent combustion model in the numerical calculation of combustor[D]. Shenyang:Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2009. (in Chinese)

[18] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1985.

[19] 莫姐,程明,张成凯,等. 三旋流器加装外套环对燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报,2016,31(7):1569-1574.

MO Da, CHENG Ming, ZHANG Chengkai, et al. Effect of triple swirler with an outer ring on combustion performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7):1569-1574. (in Chinese)

[20] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册:第 9 册 主燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社,2000.

[21] 李亚娟,王明瑞,葛新,等. 基于燃气分析法的航空发动机燃烧室性能研究[J]. 航空发动机,2016,42(1):37-41.

LI Yajuan, WANG Mingrui, GE Xin, et al. Research on aeroengine combustor performance based on gas analysis method[J]. Aeroengine, 2016, 42(1):37-41. (in Chinese)

(编辑:陈 越)