

文章编号:1000-8055(2012)08-1726-08

辅助动力装置环形回流燃烧室数值研究

林志勇¹, 颜应文¹, 李井华¹, 朱嘉伟¹, 陈利强², 孔祖开²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211106)

摘 要: 利用 Fluent 软件计算辅助动力装置(auxiliary power unit, 简称 APU)环形回流燃烧室三维两相喷雾燃烧流场, 研究不同进口温度和油气比对两相喷雾燃烧流场的影响, 采用标准 $k-\epsilon$ 模型模拟湍流黏性, 离散相模型(DPM)追踪油珠运动轨迹, 燃烧模型采用非预混平衡化学反应模型。计算结果表明: 随着进口温度和油气比的增加, 燃烧室出口温度相应增加, 但温度分布规律基本保持不变; 计算结果与试验测量结果比较吻合, 说明采用的数学模型和计算方法可用于预估实际 APU 回流燃烧室三维两相喷雾燃烧流场。

关 键 词: 辅助动力装置; 环形回流燃烧室; 两相喷雾燃烧; 离散相模型; 非预混平衡化学反应

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Numerical study of auxiliary power unit annular backflow combustor

LIN Zhi-yong¹, YAN Ying-wen¹, LI Jing-hua¹, ZHU Jia-wei¹,CHEN Li-qiang², KONG Zu-kai²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems,

Aviation Industry Corporation of China, Nanjing 211106, China)

Abstract: The influences of different inlet conditions (including inlet temperature and inlet fuel air ratio) on two phase spray combustion flow of auxiliary power unit (APU) combustor were studied by using Fluent software. Standard $k-\epsilon$ model was applied to simulate the turbulent viscosity. The fuel droplet trajectories were modeled in Lagrangian frame of reference by using discrete phase model (DPM). Non-premixed combustion model was used to model turbulence-chemistry interaction. The results reveal that the outlet temperature raise with the increase of inlet temperature and fuel-air ratio, but distribution of temperature is similar. The numerical data agree well with experimental data, which show that the numerical model and method can be used to predict two phase spray combustion flow of APU.

Key words: auxiliary power unit (APU); annular backflow combustion;
two phase spray combustion; discrete phase model (DPM);
non-premixed combustion model

收稿日期: 2011-09-23

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1726_007.html

基金项目: 国家自然科学基金(50906040); 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NZ2012107)

作者简介: 林志勇(1987—), 男, 江西资溪人, 硕士生, 主要从事航空发动机燃烧室数值仿真研究。

通讯作者: 颜应文(1978—), 男, 湖南衡山人, 副教授, 博士, 主要从事低污染燃烧设计、燃烧数值模拟以及燃烧试验测量方面的研究。

E-mail: yanyw@nuaa.edu.cn

辅助动力装置(auxiliary power unit, 简称APU)是利用输出气源和轴功率来启动主发动机,并用来发电和为机载空调提供气源的装置,它实际上是一种小型的燃气涡轮发动机,有自己的压气机、燃烧室、涡轮和各个系统。目前在小发动机领域中,采用环形回流燃烧室作为核心部件几乎已成为普遍的发展趋势,这不仅是因为采用环形回流燃烧室能使其容热强度成倍增加,而且燃烧室的寿命也随着气膜冷却技术的发展和设计、工艺水平的提高而大大延长。此外,还有一个重要的原因是它可以使发动机轴缩短近40%,从而可减轻发动机质量,并且与离心压气机最匹配,使发动机总体布局更加合理。

经过多年的努力,我国辅助动力装置的研究取得了较大成绩,但我国已有辅助动力装置功率等级偏小、技术指标偏低,特别是输出功率200 kW等级的辅助动力装置在国内更为少见,如不尽快开展大功率辅助动力装置研究,将极大延误新型运输机的研制进程^[1-2]。近几十年发展起来的数值模拟方法^[3]不受尺寸、试验设备和测试仪器的限制,将数值模拟技术与试验相结合^[4-5],可以减少试验工作量,降低研制费用,缩短设计周期,提高航空发动机发展速度。在我国,不少高等院校、科研机构,也都在积极开展燃烧室数值模拟的研究,也取得了一系列的成果^[6-13]。文献^[8]利用Fluent软件计算低污染双环预混旋流(TAPS)燃烧室三维两相喷雾燃烧流场,研究两种燃烧室结构和两种喷油方式对流场与燃烧性能的影响。文献^[11-13]分别采用对环形回流燃烧室燃烧流场和燃烧性能进行了数值研究,文献^[11-13]中的环形回流燃烧室头部采用双级旋流器稳定火焰,而本文研究的APU环形回流燃烧室头部依靠头部36道舌片来产生头部回流区,对该种环形回流燃烧室研究的相关文献很少。因此本文利用商业软件Fluent对燃烧室的冷态和液雾燃烧整体流场进行计算,数值分析不同进口工况对燃烧室内气流的速度场和温度场的影响,并把所得的计算结果与试验数据进行比较,来验证所采用的数学模型和计算方法的合理性以及可靠性。

1 研究对象

本文研究对象为某型APU环形回流型燃烧室,其示意图如图1所示,燃烧室主要由机匣、火焰筒头部组件、火焰筒内外环组件和喷嘴等组成,火焰筒头部组件上布有11排气膜小孔,所有这些

孔垂直火焰筒头部壁面进气。同时11排孔在火焰筒头部沿径向安排了36道舌片,用来改变这些孔在火焰筒头部的气流结构,一方面在主燃区形成相对稳定的涡流来稳定燃烧火焰;另一方面为主燃区提供适量的空气参与组织燃烧。火焰筒内外环主燃段沿周向布置主燃孔,外环主燃孔更大的孔径保证外主燃孔较深的射流深度,有利于加强头部回流区旋流强度与组织燃烧,火焰筒内外环组件自主燃区至掺混区沿周向分别布置3道气膜孔。燃气的掺混主要由火焰筒外环和内环上的掺混大孔来实现,保证燃气的充分掺混,起到改善出口温度场的作用。气流从离心压气机出来后,轴向进入燃烧室,通过燃烧室上掺混孔、主燃孔、头部进气小孔以及壁面冷却小孔进入火焰筒,气流从燃烧室出来后再经过180°转弯后,从燃烧室后面流出。

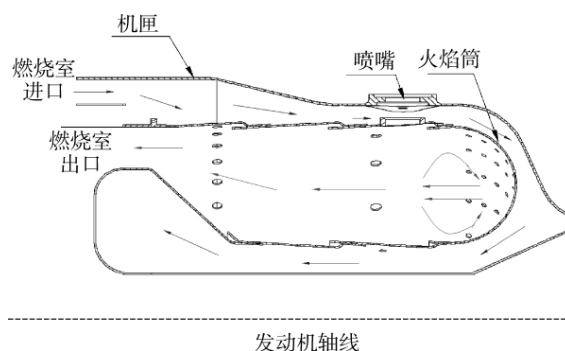


图1 APU燃烧室结构示意图

Fig. 1 APU combustor configure scheme

由于燃烧室结构具有周期性,为了减少计算网格数和计算量,采用周期性算法,本文取包含一个喷油嘴的1/6扇形区域作为计算对象。

2 APU燃烧室计算模型

采用Gambit软件对APU回流燃烧室生成计算网格,如图2所示,由于燃烧室头部和火焰筒几何结构非常复杂,气膜冷却孔数目多,直径小,而且分布很分散。为了建模的方便和网格划分的合理,计算工作量不是太大又适合工程应用,在不影响所要求计算精度的条件下对燃烧室一些较小的外形结构作适当简化。例如,对火焰筒冷却气膜小孔进行简化处理,用狭缝代替冷却孔排的计算模型方案,狭缝与冷却孔排具有相同的流量特性,这样,流道几何形状较规则,既减少了网格数目,又提高了网格质量,可以减少计算工作量,使整个燃烧室计算成为可能。由于整个燃烧室的形状较为复杂,为此采用非结构化网格系统,共生成三维

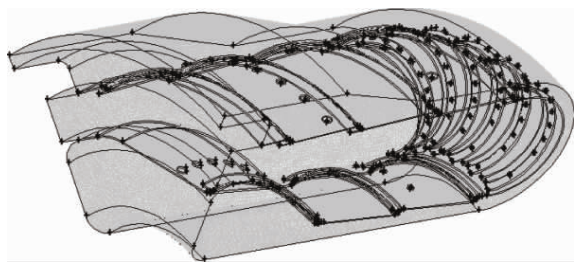


图 2 APU 燃烧室网格图

Fig. 2 Grid of APU combustor

网格总数目为 215 万。

利用 Fluent 软件计算辅助动力装置 (APU) 回流燃烧室三维两相喷雾燃烧流场, 研究不同进口温度和油气比对流场与燃烧性能的影响, 采用标准 $k-\epsilon$ 模型模拟湍流黏性, 离散相模型追踪油珠运动轨迹, 燃烧模型采用非预混平衡化学反应模型。边界条件: 燃烧室进口气流参数与试验工况相同, 采用壁面函数处理近壁区, 把模型燃烧室两个侧壁按周期性边界条件处理。压力方程采用标准格式离散, 动量、湍流动能以及湍流动能耗散率等控制方程采用二阶迎风格式离散, 并利用解压力耦合方程的半隐式 (SIMPLEC) 算法对离散方程进行迭代求解。本文数值模拟中以流量相对误差小于 5%, 全部残差小于 1.0×10^{-3} 时的迭代结果作为收敛结果。

燃烧室进口参数如表 1 所示, 并且对该 APU 全环形回流燃烧室出口采用多点温度靶对温度分布进行了试验测量, 试验工况跟数值计算工况一致, 便于验证本文的数值计算结果。

表 1 计算工况

Table 1 Calculation conditions

工况	进气流量/(kg/s)	进气温度/K	油气比 f
1	0.0633	380	0.0095
2	0.0633	380	0.0133
3	0.0633	380	0.0176
4	0.0633	480	0.0095
5	0.0633	480	0.0133
6	0.0633	480	0.0176

3 计算结果及分析

3.1 数学模型和计算方法验证

为了验证本文所采用的湍流模型和数值计算方法, 本文首先采用上述湍流模型和数值计算方

法对某贫油预混预蒸发 (LPP) 低污染单管燃烧室进行数值计算, 并把数值计算结果与粒子图像测速仪 (PIV) 测量结果进行比较。

图 3 为通过旋流器中心纵截面 ($z=0$) 速度矢量, 从图 5 中可以看到, 从入口段进来的气流分别从两级轴向旋流器、径向旋流器以及头部冷却小孔进入 LPP 燃烧室; 空气流经两级轴向旋流器后形成值班级旋流并与从径向旋流器流出的主级旋流相互作用, 形成一个稳定的中心回流区 (PRZ), 该回流区在燃烧过程中可提供稳定点火源, 以保证火焰稳定; 在燃烧室进口角落处形成角回流区 (CRZ), 在值班旋流器套筒出口和主混合器出口之间的唇口区域, 在压差作用下形成唇口回流区 (LRZ), 唇口回流区的存在有利于值班级和主级之间的火焰传播。

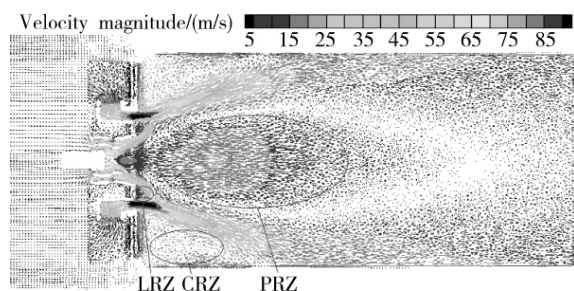
图 3 旋流器中心截面 ($z=0$) 速度矢量图Fig. 3 Velocity vector at $z=0$ plane

图 4 为试验与计算所得的中心截面 ($z=0$) LPP 低污染燃烧室头部流线局部放大图, 从图中可以看出, 中心回流区在距离旋流器出口轴向位置 0.09 m 左右宽度达到最大, 数值计算结果与 PIV 试验测量结果进行定性比较, 无论是中心回流区大小还是形状, 两者均比较吻合。

图 5 为旋流器中心不同轴向位置上 (距旋流器出口距离为 0.02~0.23 m) 轴向速度径向分布图, 由图可知, 从主级旋流器和值班级旋流器出口喷出旋转气流扩张形成轴向速度较大的旋流锥面, 如在 $x=0.02$ m 截面上, 在 $y=-0.04$ m 和 0.04 m 附近, 出现两个与旋流器中心呈对称的峰值; 在旋流器中心 ($y=0$ m) 附近, 由于空气的黏性以及旋转气流作用下, 出现负速度 ($u < 0$ m/s) 区域, 即中心回流区。随着离旋流器出口距离的增大, 轴向速度为正的两个峰值逐渐减少, 但其径向位置不断向外扩张, 向燃烧室壁面靠近。又因回流区在径向的不断扩大, 负速度区域也相加大, 但其值也逐渐减小, 沿着径向轴向速度分布逐渐均匀。

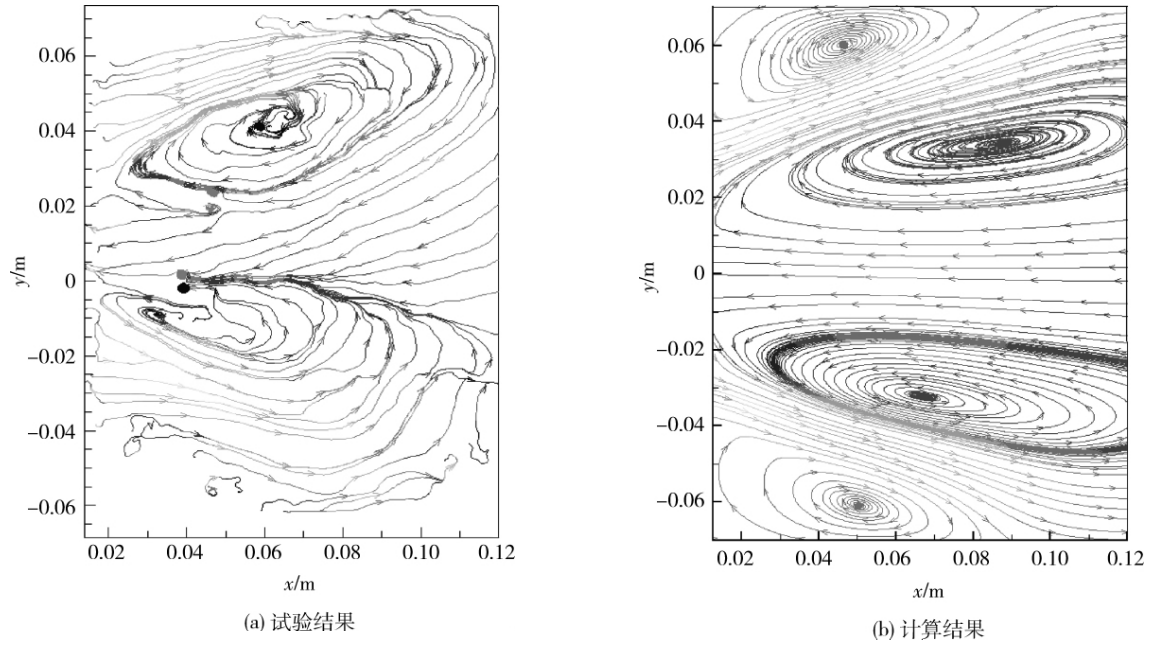
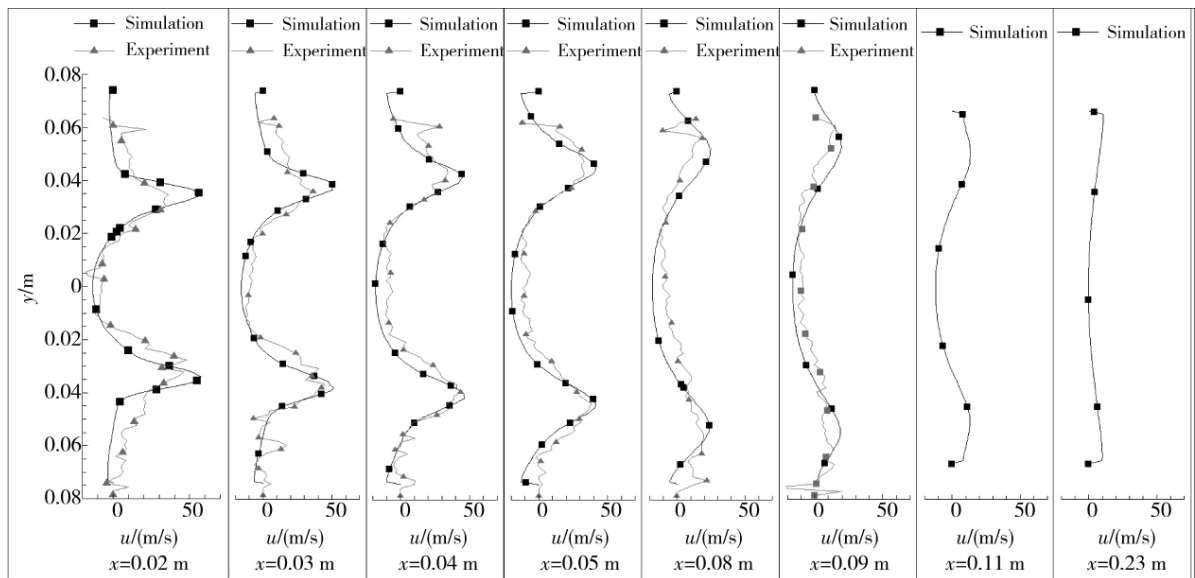
图 4 $z=0$ 纵截面局部放大流线图Fig. 4 Velocity streamline of part zoom at $z=0$ plane

图 5 不同轴向位置轴向速度径向分布图

Fig. 5 Distribution of radial velocity at different axial locations

在 $x=0.23\text{ m}$ 截面上,由于在旋流器中心 $y=0\text{ m}$ 左右,轴向速度 u 的负值已经很小,几乎为零,这说明在此截面处已位于回流区末端。此外,在 $x=0.03\text{ m}$ 截面上,在 $y=-0.07\text{ m}$ 和 0.07 m 附近,也出现负速度区域,即角落回流区,随着轴向距离增大,此角落回流区越来越小,最终在 $x=0.09\text{ m}$ 截面上消失。由图 5 可见,计算所得的不同轴向位置上轴向速度径向分布与 PIV 试验数据吻合较好。

从上述对某 LPP 低污染单管燃烧室进行的数值计算结果与 PIV 测量结果进行比较,两者比较吻合,说明本文采用的湍流模型和数值计算方法正确合理,可用于 APU 全环形燃烧室流场的数值预估。

3.2 APU 流场计算结果分析

图 6 和图 7 分别为在工况 1 冷态时通过燃烧室主燃孔截面的流线和速度矢量图,从图 6 和图 7 中可以看出气流轴向流动进入燃烧室,通过

火焰筒上的掺混孔、主燃孔、头部进气小孔以及壁面冷却小孔进入火焰筒,气流在火焰筒内偏转 180° 从燃烧室出口流出;气流在扩压器突然扩张处、贴近内外突扩壁的位置形成了一个较大的附壁旋涡;火焰筒头部有一个很大的回流区,该燃烧室火焰筒头部不靠涡流器等常规装置形成回流区,而主要靠火焰筒头部圆形结构、火焰筒头部舍片气膜孔气流的特殊布局,在内外环主燃孔气流相互间强剪切射流作用下,在火焰筒头部产生较强的回流区,燃烧完全的产物被带到回流区的同时,回流区内气流速度较低,有利于新鲜油气混和物有充足的时间预热,有利于组织燃烧;掺混孔射流穿透深度较大,把高温燃气截断,很好地调节出口温度品质。

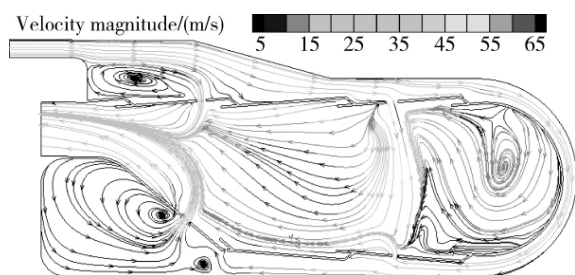


图 6 燃烧室主燃孔截面流线图

Fig. 6 Velocity streamline at primary hole section

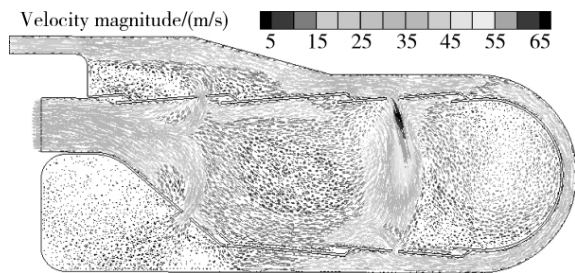


图 7 燃烧室主燃孔截面速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector at primary hole section

图 8 为工况 1 冷态时主燃孔横截面气流速度矢量图。从图 8 可以看出:在火焰筒内环有 4 个主燃孔,外环上有 3 个主燃孔和 1 个喷嘴,喷嘴刚好安装在 2 个主燃孔中间位置,因此外环与内环相比,少 1 个主燃孔,从内外环主燃孔进入的新鲜空气相互对冲,把火焰筒头部的回流区完全截断,另外从外环主燃孔进入火焰筒的空气射流强度明显比从内环主燃孔进入火焰筒的空气射流要强,这主要是由于空气从内环主燃孔进入火焰筒的空气要从外环主燃孔流过后,经火焰筒头部再回流到内环,在这个流动过程中,由于流阻的存在,空气

压力逐渐减少,因此主燃孔横截面上,外环与火焰筒内的压差要大于内环与火焰筒内的压差,因此外环主燃孔进入的射流速度要大于内环主燃孔进入的射流速度。

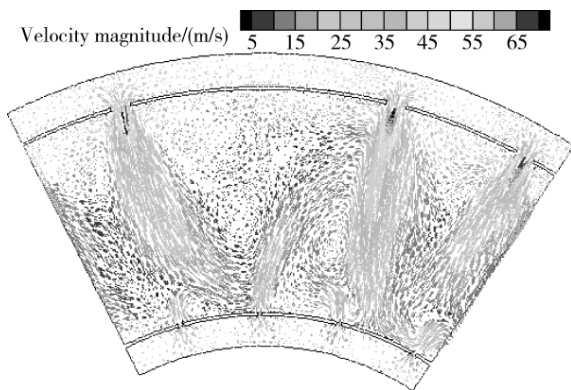


图 8 主燃孔横截面气流速度矢量图

Fig. 8 Velocity vector at primary hole cross section

图 9 为工况 1 冷态时掺混孔横截面气流速度矢量图,从图 9 也可以看到外环掺混孔射流穿透深度很大,而内环掺混孔射流穿透深度比较小,并且可以看出在内外环上掺混孔个数各有 8 个,从内外环上掺混孔进流的气流也是相互对冲。

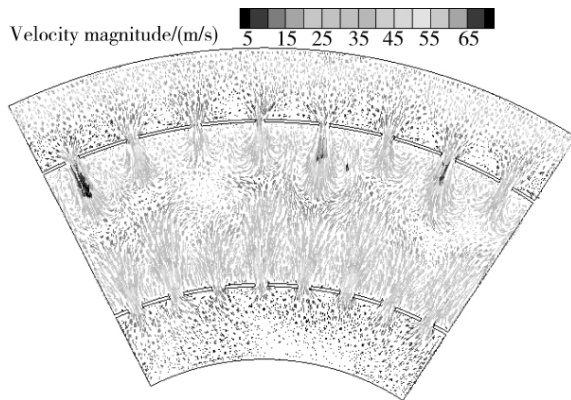


图 9 掺混孔横截面气流速度矢量图

Fig. 9 Velocity vector at dilution hole cross section

图 10 为燃油油珠轨迹图,从图中可以看出:燃油喷嘴采用逆喷方式,从后往前喷射雾化,与燃气流动方向相反,从燃油喷嘴喷出的燃油在火焰筒头部处内、外壁上气膜孔射流形成对涡作用下,雾化效果明显,随着油珠停留时间的增加,油珠吸收热量,逐渐蒸发,变为燃油蒸气,直径逐渐变小,最终全部蒸发,因此油珠轨迹最终消失;另外由于燃油从喷嘴喷出雾化后的油珠直径大小不一,蒸发速率不一致,因此油珠停留时间有长有短,这种分布为燃油在火焰筒里稳定均匀燃烧提供了前提条件。

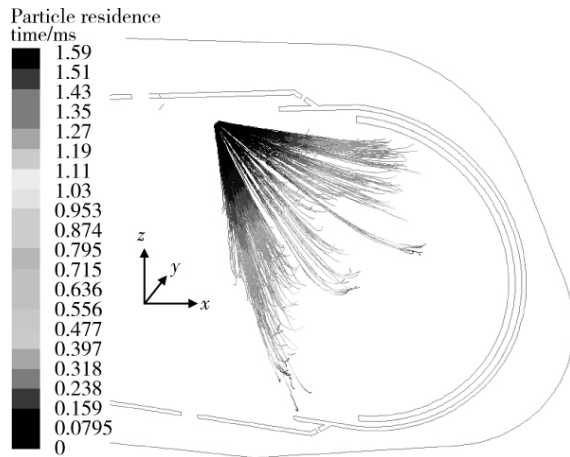


图 10 燃油油珠轨迹图

Fig. 10 Fuel particle traces

图 11 为工况 1 燃烧时燃烧室主燃孔截面的燃气温度分布云图,由图可知:由于燃烧室头部存在一个很大的回流区,由于回流区的存在,高温燃烧产物被卷吸进回流区,新鲜混合油气在此处预热,最终达到着火点,从而在回流区的附近火焰锋面处(那里油气混合非常充分,气流速度较低,有利于油气充分组织燃烧)形成一个环带形状的高温区,使燃烧过程得以稳定进行,从图可以看出:回流区域并不是真正的高温区,温度不是“很高”,这是考虑到此燃烧室供油系统的特殊设计,该型燃烧室双油路离心喷嘴直接伸进火焰筒头部供油,温度过高则会烧坏喷嘴;此外由于主燃区内余气系数小于 1,燃油在主燃区内未能充分燃烧,剩余的油气混和物被带到中间区,中间区空间较大,加上内外环主燃孔强剪切射流作用下,在中间区形成一个低速区,那里气流速度较低,有利于火焰的稳定和燃烧,适合剩余的油气混合物继续氧化燃烧,从图上可以看到在中间区存在一个较大的高温区.在火焰筒后部,掺混孔射流与高温燃气流相互掺混,降低燃气温度,使火焰筒出口气流温度

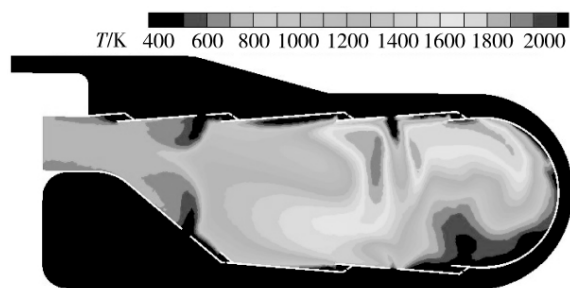


图 11 燃烧室主燃孔截面温度分布云图

Fig. 11 Contours of temperature at primary hole section

分布满足燃烧室设计要求.

图 12 为工况 1 燃烧室出口截面燃气温度分布云图,由图可知:在每个掺混孔位置的出口处存在一个温度较低的区域,另外在喷嘴位置所对应的燃烧室出口附近存在一个局部高温区域.

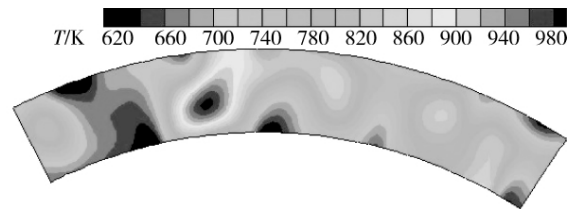


图 12 出口温度分布云图

Fig. 12 Exit contours of temperature

3.3 APU 其他工况下燃烧结果及分析

图 13 为工况 2,3,4,5,6 燃烧室主燃孔截面的气流温度分布云图,对比图 11(工况 1)可知:图 13 所示的气流温度分布与工况 1 基本相同,燃烧的主要区域都在火焰筒内主燃孔两侧的区域.在火焰筒后部,掺混孔冷气流加入,燃气温度明显降低.当比较工况 1,2,3 时,可以看出随着油气比的增加,燃烧室高温区域逐渐增加,并且最高温度也在增加,比较工况 4,5,6 也是同样结果;当分别比较工况 1 和工况 4、工况 2 和工况 5 以及工况 3 和工况 6 时,可以看出:当油气比保持不变时,随着进口温度的增加,燃烧室相同区域的温度都相应增加,而燃烧室的温度分布基本保持不变.

图 14 和图 15 分别为进气温度 380K 和进气温度 480K 时不同油气比燃烧室出口温度径向分布数值计算结果与试验结果比较图.图 14 和图 15 中纵坐标 y/H 相对值表示燃烧室出口各测量点的径向位置,其中 H 为出口截面最大径向高度, y 为各测量点径向高度,横坐标表示出口截面上燃气温度.从图中可以看出:从工况 1 逐渐变化到工况 3,随着油气比逐渐增加,因加入燃油量增加,燃烧放出的热量相应增多,故燃烧室出口温度逐渐增加,但其出口温度分布趋势是基本一致的,燃气温度在叶根处温度最低,随着叶片径向高度增加,燃气温度逐渐增加,靠近叶尖处,燃气温度稍有降低,并且数值计算结果与试验测量结果比较吻合.比较图 14 和图 15,当油气比不变时,随着燃烧室进口温度增加,燃烧室出口径向温度分布基本相当于在 380 K 时的温度径向分布向右平移相应的温差而得到,因此径向温度变化规律也基本一致.

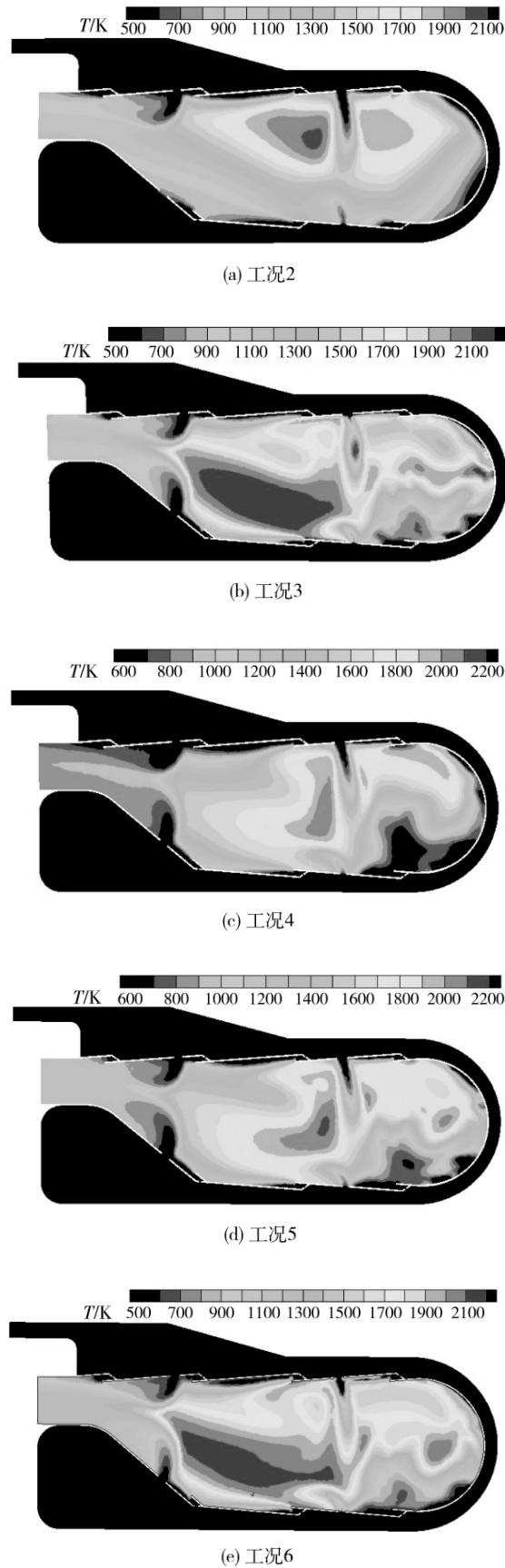


图 13 燃烧室主燃孔截面温度分布云图

Fig. 13 Contours of temperature at primary hole section

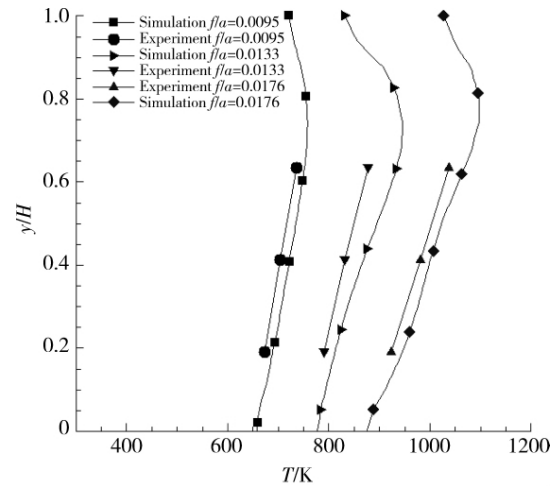


图 14 380 K 工况出口温度径向分布比较图

Fig. 14 Comparison of exit temperature distribution (380 K)

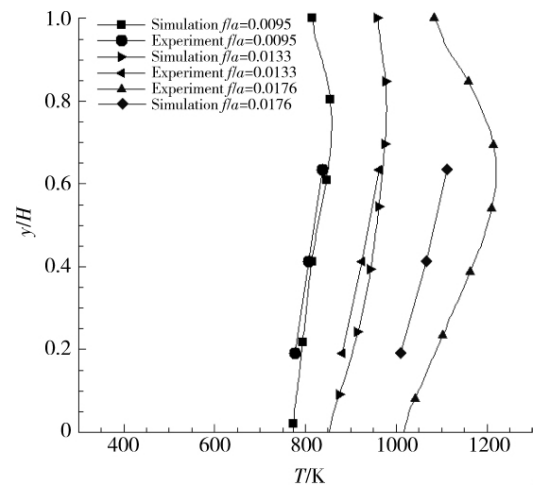


图 15 480 K 工况出口温度径向分布比较图

Fig. 15 Comparison of exit temperature distribution (480 K)

表 2 出口总温的比较

Table 2 Comparison of outlet temperature

工况	试验温度/K	计算温度/K	误差/%
1	705.35	762	8.03
2	844.32	897	6.24
3	999.08	1041	4.19
4	819.66	849	3.58
5	935.87	983	5.03
6	1081.04	1130	4.53

表 2 为数值计算和试验测量的出口总温的比较,从表中可以发现:在 6 种工况条件下,两者误差均比较小,数值计算与试验测量结果吻合得

较好。

4 结 论

本文利用 Fluent 软件对 APU 环形燃烧室进行相应两相喷雾燃烧流场数值计算,并与试验测量结果进行比较,数值分析两种不同进气温度和 3 种不同油气比对 APU 燃烧室燃烧流场和燃烧性能的影响。研究结果表明:

1) 首先通过对某 LPP 低污染单管燃烧室头部冷态流场进行数值仿真,并与 PIV 试验结果进行对比,两者比较吻合,说明本文采用的湍流数学模型和计算方法合理可靠,可用于 APU 燃烧室流场数值预估。

2) 该型 APU 燃烧室利用火焰筒头部圆形结构、火焰筒头部舌片气膜孔气流的特殊布局,在内外环主燃孔气流相互间剪切射流作用下,在火焰筒头部产生较强的回流区来稳定燃烧火焰。

3) 随着进口温度和油气比的增加,燃烧室出口温度都相应增加,温度分布规律基本保持不变。

4) 从出口温度径向分布和出口总温可以看出:数值计算结果与试验测量结果比较吻合,说明本文采用的数学模型和数值计算方法可用来预测实际 APU 燃烧室内两相喷雾燃烧流场。

参考文献:

- [1] 李东杰. 大型民机辅助动力装置关键技术[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会论文集. 深圳:中国航空学会,2007:247-351.
- [2] 黄国平,梁德旺,何志强. 大型飞机辅助动力装置与微型涡轮发动机技术特点对比[J]. 航空动力学报,2008,23(2): 383-388.
HUANG Guoping, LIANG Dewang, HE Zhiqiang. Comparison of technical characteristics of APU and micro-turbine engines for large aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 383-388. (in Chinese)
- [3] Bilger R W, Pope S B, Bray K N C, et al. Paradigms in turbulent combustion research[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(1): 21-42.
- [4] Hassa C, Voigt P, Lehmann B, et al. Flow field mixing characteristics of an aero-engine combustor Part I: experimental results[R]. AIAA Paper 2002-3709, 2002.
- [5] Hassa C, Voigt P, Lehmann B, et al. Flow field mixing characteristics of an aero-engine combustor Part II: numerical simulations[R]. AIAA Paper 2002-3708, 2002.
- [6] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京:科学出版社,2002.
- [7] 周力行. 湍流两相流动与燃烧的数值模拟[M]. 北京:清华大学出版社,1991.
- [8] 颜应文,李红红,赵坚行,等. 双环预混旋流低污染燃烧室数值研究[J]. 航空动力学报,2009,24(9):1923-1929.
YAN Yingwen, LI Honghong, ZHAO Jianxing, et al. Numerical study of low emissions for twin annular premixing swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 1923-1929. (in Chinese)
- [9] 吉倩,赵晨光,张宝诚. 航空发动机燃烧室过渡态温度场的数值模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报,2010,27(2): 24-28.
JI Qian, ZHAO Chenguang, ZHANG Baocheng, et al. Numerical simulation of the temperature field in transition condition of an aero-engine combustor[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(2): 24-28. (in Chinese)
- [10] 党新宪,赵坚行,吉洪湖. 双旋流器燃烧室 NO_x 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 NO_x formation for double swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 430-435. (in Chinese)
- [11] 李概奇,赖寿昌,严传俊. 某小型发动机环形回流燃烧室流场的数值计算[J]. 航空动力学报,1997,12(1):71-75.
LI Gaiqi, LAI Shouchang, YAN Chuanjun. Numerical calculation of flow field inside a small engine annular reverse-flow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(1): 71-75. (in Chinese)
- [12] 雷雨冰,胡好生,赵坚行. 环形回流燃烧室两相反应流场的数值研究[J]. 航空动力学报,2001,16(4):350-354.
LEI Yubing, HU Haosheng, ZHAO Jianxing. Numerical study of two-phase reacting flow in annular reversed combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 350-354. (in Chinese)
- [13] 蔡文祥,赵坚行,胡好生,等. 数值研究环形回流燃烧室紊流燃烧流场[J]. 航空动力学报,2010,25(5):993-998.
CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, HU Haosheng, et al. Numerical research of turbulent combustion in reversed-type annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 993-998. (in Chinese)