

进气畸变对燃烧室性能的影响

孔令晗¹, 张国新², 钱煜平³, 侯凌云¹

- (1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084;
2. 空军航空大学 飞行训练基地, 长春 130103;
3. 清华大学 机械工程学院, 北京 100084)

摘 要: 基于详细化学反应动力学和火焰面模型,以某型发动机燃烧室为计算模型,在压气机气流畸变来流条件下对燃烧室内流场进行了数值模拟,将计算结果与其实验结果进行了对比,并对比研究了均匀与非均匀入口气流条件下燃烧室燃烧性能的差异。结果表明:非均匀入口效应会对燃烧室内流场产生很大的影响,流场的对称性受到破坏,燃料的掺混燃烧效果也会受到影响,进而导致燃烧室燃烧效率降低,影响整个燃烧室的工作性能。增大主燃孔面积,提高头部进气量可以很好地改善此型燃烧室的燃烧性能。

关 键 词: 湍流燃烧; 进气畸变; 火焰面模型; 非均匀流; 燃烧效率

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of inlet distortion on performance of combustion chamber

KONG Linghan¹, ZHANG Guoxin², QIAN Yuping³, HOU Lingyun¹

- (1. School of Aerospace Engineering,
Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. Flight Training Base,
Aviation University of Air Force, Changchun 130103, China;
3. School of Mechanical Engineering,
Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Under the non-design condition, there is obvious flow distortion in the compressor flow. The obvious non-uniform air field from the outlet of the compressor has an important influence on the performance of the combustion chamber. The differences of combustor performance under the uniform and non-uniform inlet flow conditions with a detailed chemical reaction kinetics and a diffusion flamelet model were studied. Calculated results were in good agreement with the experimental data. Results showed that the non-uniform inlet flow destroyed the symmetry of the flow field and resulted in an obvious reduction in combustion efficiency. The combustion efficiency was improved by increasing the area of primary combustion holes.

Key words: turbulent combustion; inlet distortion; flamelet model;
non-uniform flow; combustion efficiency

收稿日期: 2016-09-26

作者简介: 孔令晗(1995—),男,硕士生,主要从事燃烧及火焰传播相关研究。

引用格式: 孔令晗,张国新,钱煜平,等. 进气畸变对燃烧室性能的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(3):642-648. KONG Linghan, ZHANG Guoxin, QIAN Yuping, et al. Effect of inlet distortion on performance of combustion chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 642-648.

随着航空技术的不断发展,作为航空发动机核心部件之一的燃烧室技术也越来越先进。实际的航空发动机燃烧室内部流场的复杂程度非常高,包含了气流流动、燃料喷射、掺混、蒸发、裂解燃烧,传热及辐射等物理过程。近年来,随着计算流体动力学(CFD)技术的发展,越来越多的学者应用 CFD 技术进行燃烧室的模拟研究^[1-6]。在实际的燃烧室中,燃烧性能的好坏很大程度上取决于燃料的喷射掺混效果,而这又与燃烧室内流场的旋流以及回流状态密切相关。燃烧室入口流场径向以及周向的速度温度分布作为 CFD 计算的入口边界条件,直接影响了燃烧室内部的流动状态,入口流场的畸变会使燃烧室的性能参数发生明显变化^[7-9]。

通常,针对燃烧室的各种调试实验是在均匀入口流场的条件下进行的,在实际压气机出口流场未知的情况下,均匀入口的实验结果具有一定的代表性和典型性。但在实际发动机工况时,由于进口气流一定程度的畸变,导致压气机出口气流随之产生气流畸变,边界层效应非常明显,径向和周向的速度分布发生极大的扰动,在近壁面处存在大片低速区。压气机出口的气流畸变效应传递到燃烧室,将会使燃烧室内部的流场结构和温度分布发生显著的变化^[10-13]。

Yeom 等^[14]和石喜勤等^[15]研究了冲压发动机进气道出口不均匀性对燃烧室工作性能的影响。梁志鹏等^[16]实验研究了进气畸变对回流燃烧室出口温度分布的影响。但由于实际工况压气机出口气流参数分布难以确定,入口气流畸变对燃烧室内流场影响的详细研究分析并不多见。为此,本文在某型发动机的压气机计算结果的基础上,采用实际压气机 CFD 计算的出口气流条件作为依据,获得了燃烧室入口的非均匀边界条件,与均匀边界条件做了对比计算。通过火焰面模型,引入详细化学反应,数值上考察了进气畸变对燃烧室性能的影响。

1 基本方程和物理模型

1.1 控制方程

在实际发动机的燃烧流场,涉及两相流、湍流掺混、换热以及化学反应等复杂物理过程,采用守恒型 N-S(Navier-Stokes)方程描述气液相的质量、流动与能量交换,其气相通用方程形式如下:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho V\phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\phi) + S$$

式中 ϕ 为通用变量,取值为 1、 V 、 h 时分别代表为质量、动量和能量守恒方程; Γ 为扩散系数; S 为源项。

航空煤油以液态喷射进入燃烧室,采用颗粒轨道模型模拟液态燃料运动,计算时需要计算液滴的受力、液滴轨迹以及液滴在蒸发过程中的传热传质。

为封闭上述基本方程,采用的是标准 $k-\epsilon$ 湍流模型。本文中采用 $C_{12}H_{23}$ 作为航空煤油的替代燃料,采用 Jet-A 反应机理^[17],该机理包含 16 个组分,23 个基元反应。由于燃烧过程属于非预混燃烧,为与多步化学反应快速耦合,因此本文采用描述湍流非预混燃烧的层流火焰面模型^[18]进行燃烧计算。在该模型中化学反应的特征时间尺度小于湍流流动的特征时间尺度,即燃烧可以认为是在湍流最小涡团的一个脉动周期内完成。首先生成火焰面数据库之后,而后由层流火焰面作系综平均,对其进行假定概率密度函数积分得到流场中每一位置处的平均热力学参数分布,在流场求解中,需要耦合求解混合分数和混合分数脉动的控制方程。

1.2 几何模型

如图 1 所示,计算模型为某型发动机燃烧室,燃烧室头部分为 10 个独立的管状火焰筒头部,火焰筒后部为环状。火焰筒每一段之间有一排冷却气膜孔。火焰筒上外表面前段有两排较小的主燃孔,外股气流从此处进入火焰筒并和燃油混合燃烧,后段有两排较大的掺混孔,外股气流从此处进入火焰筒和燃气掺混降温。计算时沿周向取 1/10 扇形区域,包含一个单独的管状火焰筒头部和环形燃烧室的 1/10。所采用的网格为结构化和非结构化混合网格,火焰筒头部,火焰筒壁面,冷却环带等形状复杂的区域采用非结构化网格并加密,火焰筒主燃区采用尺度较为均匀规则的六面体网格以保证计算质量。网格划分示意图见图 2

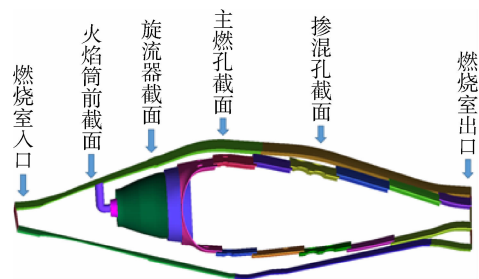


图 1 燃烧室几何模型

Fig. 1 Geometric model of combustion chamber

所示,总网格数量为 215 万。

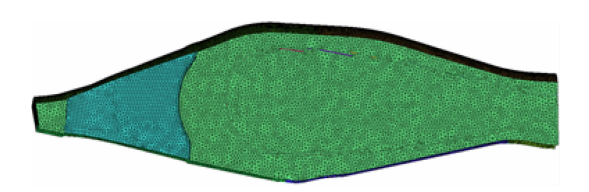


图 2 计算网格划分
Fig. 2 Calculation mesh

1.3 计算工况

所计算的燃烧室模型单头部入口计算参数见表 1 所示。

表 1 单头部计算工况
Table 1 Calculation condition of single head

参数	数值
空气流量/(kg/s)	2.03
燃油流量/(kg/s)	0.033
燃油温度/K	350
入口温度/K	549.5
入口压力/kPa	737
入口速度(m/s)	115.6

非均匀流入口的速度分布,温度分布和压力分布均为直接来自压气机出口的实际计算值,而均匀流入口边界条件由非均匀流入口参数取平均值得到。

与均匀流相比,非均匀流最主要的差异在于速度入口的不均匀性,图 3 显示了非均匀流入口边界条件随径向位置的变化情况,其中 T, V 分别代表温度与速度。图中可见,入口半径较大的区域(对应燃烧室靠近外壁面的一侧)的轴向速度绝对值明显高于入口半径较小(对应燃烧室靠近内壁面的一侧)的区域。与此同时,径向速度分布也呈现出一定的不均匀性,但由于径向速度的最大值仅相当于轴向最大速度的 15%,所以其不均匀效应产生的影响要低于轴向速度的不均匀性。另外,周向速度也有一定的畸变,但由于其周向速度分量的最大值为 1 m/s,相比之下可以忽略不计,因此本文只考虑轴向,径向速度和入口温度带来的径向畸变效应所产生的影响。

考虑到火焰筒头部和壁面冷却孔的作用,设置各固体壁面为恒定温度,燃烧室壁面温度值为 550 K;参考实验测点数据,火焰筒壁面温度为

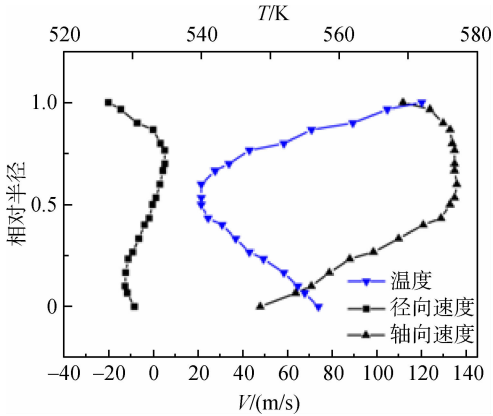


图 3 非均匀流入口边界条件
Fig. 3 Inlet boundary conditions of non-uniform flow

900 K。考虑到计算区域的对称性,火焰筒侧壁面采用周期性边界条件。设置燃油喷嘴为压力雾化喷嘴,喷嘴压力为 4.6 MPa,喷雾半角为 40°,考虑到燃油在进入火焰筒前经历了换热升温过程,结合该型燃烧室的实验结果定义燃油入口温度为 350 K。

本文采用商业软件 Fluent 14.5 作为计算工具,计算中空气入口边界条件采用已有的压气机出口边界条件。考虑到流动为亚声速不可压缩流动,采用 SIMPLIE(semi-implicit method for pressure-linked equation)算法求解,对流项采用 2 阶迎风,扩散项采用中心差分计算。本计算获得清华大学信息科学与技术国家实验室支持,在“探索 100”高性能大型集群并行计算平台上开展。每个计算节点有 2 个 2.4GHz 的 6 核 64 位 Intel 处理器及 12G 内存。利用 4 个计算节点共 48 核进行并行计算,每个工况共耗时 24 h 左右。

2 计算结果与分析

为研究压气机畸变气流对燃烧性能的影响,开展非均匀与均匀气流入口在燃烧流场分布和燃烧性能方面开展对比研究。

2.1 燃烧性能计算结果

表 2 给出了实际非均匀入口工况下的燃烧效率、出口温度分布和总压恢复系数对比,燃烧效率的计算采用焓增法,即燃烧室燃气焓值的增加与理论完全燃烧释热量之比;燃烧室的总压恢复系数由出口平均总压除以入口平均总压直接计算。由表可见,燃烧性能参数的计算结果与实验值吻合较为良好,经过质量流量加权平均后给出的实际燃烧室出口平均温度为 1119 K,与 1125 K 的实

验结果接近。燃烧效率计算值为 95.1%，略低于 96.1% 的实验值。出口温度分布系数和总压恢复系数误差分别为 2% 和 1%。比对结果说明本文的计算结果与实验值吻合较为良好，具有相当的可靠性。

表 2 燃烧性能计算和实验结果对比
Table 2 Comparison of calculation results and experimental data of combustion performance

参数	数值		误差/%
	计算	实验	
出口平均温度/K	1 119	1 125	0.5
燃烧效率	95.1	96.1	1
出口温度分布系数	0.43	0.42	2
总压恢复系数	0.965	0.956	1

根据 CFD 计算结果,对燃烧室内的气量分配展开分析。从火焰筒头部直接进入火焰筒的气流量为 0.236 kg/s,占总气量的 11.6%,从前后两排较小主燃孔进入火焰筒的气量分别为 0.156 kg/s 与 0.172 kg/s,占总气量的 7.7% 和 8.5%,从掺混孔进入火焰筒的气量为 1.256 kg/s,占总气量的 61.8%,从火焰筒表面冷却狭缝进入火焰筒,起冷却壁面作用的空气量为 0.209 kg/s,占总气量的 10.3%。

由此可见,由火焰筒头部和第一排主燃孔进入火焰筒的空气量只有 0.39 kg/s,其局部当量比为 1.4,显然该型火焰筒头部处于富燃状态。算上第二排主燃孔的流量,火焰筒前部的空气量也只有 0.564 kg/s,刚刚达到化学当量比水准。

2.2 不同入口条件燃烧流场结果对比

图 4~图 6 对比了燃烧室中心截面的温度、速度分布与碳氢(CH)组分摩尔分数分布情况,该截面是主燃孔所在截面。由图可见,均匀流流场情况下的火焰筒内燃烧流场与温度场基本沿火焰筒中轴线呈对称分布,火焰筒头部由于航空煤油的蒸发吸热与裂解呈现一片低温区,在离心喷嘴附近出现明显回流区,但由于从头部进入火焰筒的空气量过小,导致该区域并未形成良好掺混,导致该区域的温度在 400~600 K 之间。当主燃孔空气进入火焰筒后随着掺混的加剧温度开始增加,掺混孔气流进入后与火焰筒内气流混合降低温度。对比均匀流工况,非均匀流工况速度入口不均匀的特性很明显。由于靠近外壁面部分的速

度大于靠近内壁面的速度,流动在扩压段就已呈现出回流,导致内外环的二次气流通道速度存在很大差异,外环的二次气流通道速度高于内环的,进而导致内环通道的气压高于外环通道,内外两个主燃孔进入火焰筒的二次气流不均匀,内环通道的主燃孔进入火焰筒的气流流量和速度都要大于外环通道,燃料喷雾在气流的作用下往上壁面方向偏移,裂解和蒸发过程主要发生在火焰筒靠近上壁面的一部,下壁面附近的回流区被二次气流破坏,进而导致了火焰筒内部燃烧的不均匀性。CH 组分作为详细化学反应机理中燃油组分的一步直接裂解反应产物,其分布大致与温度场分布存在一定对应关系。火焰筒头部附近,温度场的低温区与 CH 组分的低摩尔分数区大致吻合,说明在这一区域发生的主要反应是燃油的蒸发反应。由于燃油温度比来流温度低,燃油蒸发的大量吸热使这一区域的温度处于较低值。在低温区的外沿,由于温度逐渐上升,燃油大分子达到裂解温度开始裂解,CH 组分摩尔分数也随之上升并达到最大值,与此同时,裂解反应吸收的热量也使这一区域的温度无法进一步升高,只能维持在 1000 K 左右。进一步往外的区域,CH 分子通过一系列小分子反应最终氧化生成碳氧化物和水分子,释放热量使温度上升,在温度场上形成高温区。

图 7 为主燃孔横截面附近的温度与速度分布。对于均匀来流,该截面由于主燃孔射流作用,出现了对称的涡流结构,增强了与燃料的掺混,在靠近火焰筒壁面附近出现燃烧高温,其温度达到 2030 K 左右,但由于穿透深度的不足,其中心区

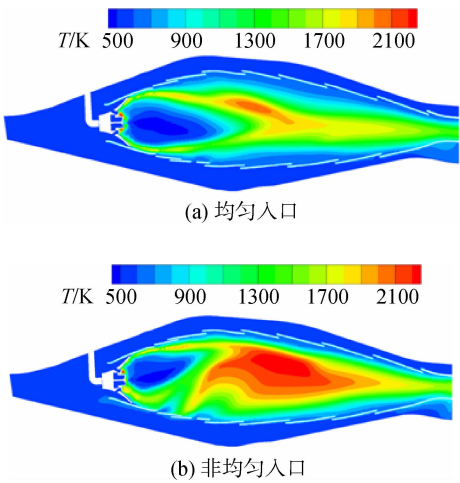


图 4 中心截面温度分布图
Fig. 4 Temperature distribution at the central section

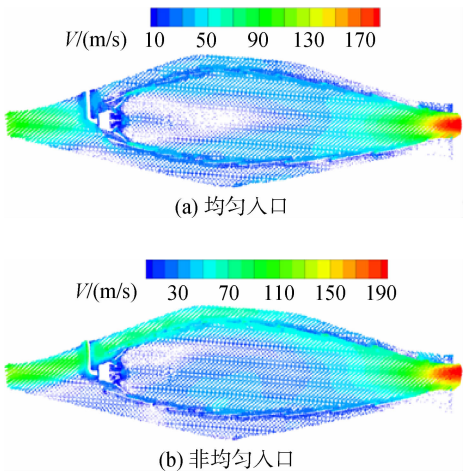


图 5 中心截面速度分布图

Fig. 5 Velocity distribution at the central section

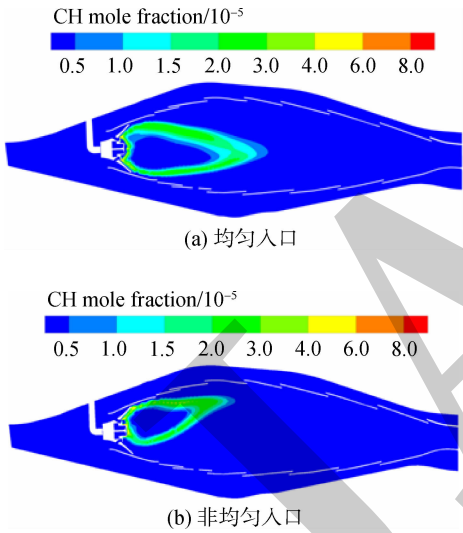


图 6 中心截面 CH 组分摩尔分数分布图

Fig. 6 CH mole fraction distribution at the central section

域仍然是蒸发带来的低温区。与均匀流相比,由于入口的不均匀,导致空气从火焰下壁面的主燃孔进气量增加,其射流掺混作用较强,导致高温区偏向火焰筒下侧,靠近上壁面一侧的区域仍然以低温为主。

图 8 为掺混孔横截面附近的温度与速度分布。该截面主要是二股气流通道内空气通过火焰筒壁面上的大掺混孔进入燃烧室的过程,在此处基本已经没有旋流以及回流,燃气开始向燃烧室出口作加速流动,其绝对速度已经达到了 32.1 m/s,这一区域的燃料已经基本完成了蒸发过程,呈现出基本对称的高温区,平均温度为 1 731.1

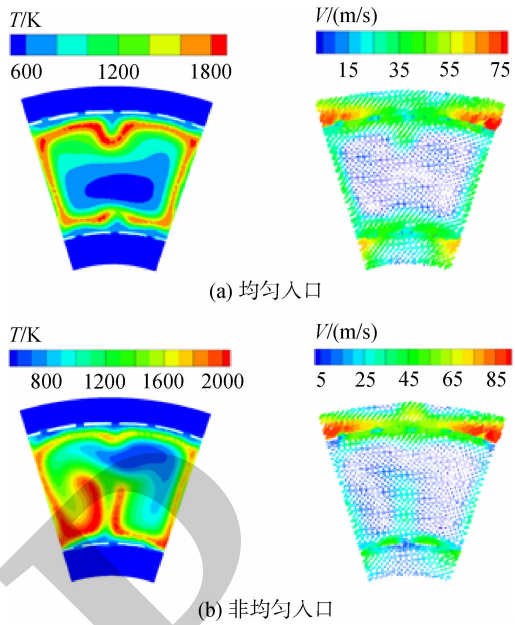


图 7 主燃孔横截面的温度分布与速度分布

Fig. 7 Temperature and velocity distribution on the primary holes section

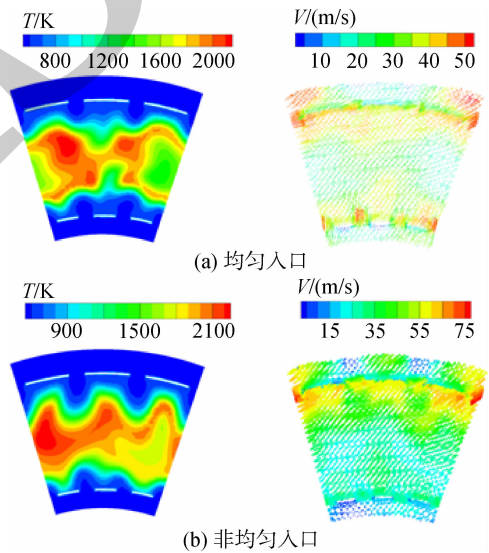


图 8 掺混孔横截面的温度分布与速度分布

Fig. 8 Temperature and velocity distribution on the secondary air holes section

K,最高温度达到 2 205. 8 K。与均匀来流对比,不均匀来流条件下,靠近上壁面的速度绝对值要高于下壁面附近,平均温度为 1 718. 3 K,最大温度为 2 287. 8 K。

图 9 显示了喷嘴液滴粒径和轨迹分布。喷嘴喷出的燃油粒径大多数分布在 20~50 μm 之间。对于均匀来流,靠近中心的射流接近垂直喷射

状态,基本呈现对称分布。对于非均匀来流,由于从火焰筒下壁面进入的二次气流量比上壁面进入的气流量大,受上下两端不均匀气流的作用,喷雾的运动轨迹被气流向外推动,表现为液滴轨迹偏向火焰筒上壁面。

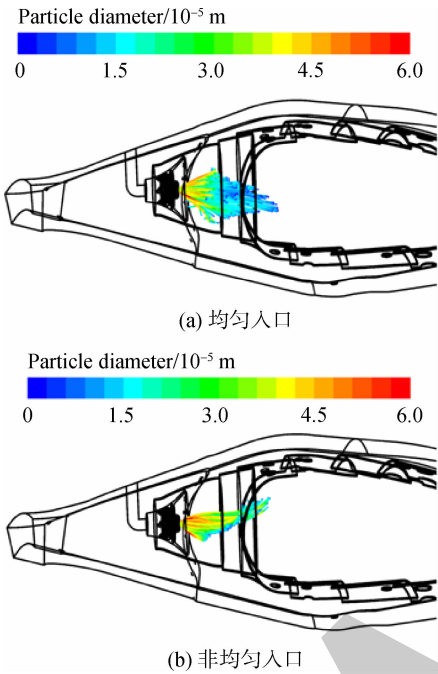


图 9 喷雾液滴粒径和轨迹
Fig. 9 Particle diameter and trajectory of spray droplets

综上,入口畸变效应对燃烧室内流场的具有较大的影响,反映到燃烧性能方面,均匀流场工况下的燃烧效率达到了 97.3%,这一数值比非均匀工况高了 2 个百分点以上;均匀流场工况的总压恢复系数为 0.976,也高于非均匀工况。这一结果表明,入口畸变效应对燃烧室流场对称性的破坏降低了燃烧室的燃烧性能,对燃烧效率产生了一定的负面影响。

2.3 火焰筒结构改进

由计算结果可以看到,该型燃烧室存在火焰筒头部的掺混效果不好的问题,火焰筒头部存在大片的低温区域,说明火焰筒头部燃料掺混效果不好,造成了局部的富燃现象,并影响了火焰筒后半段的掺混与燃烧,进而整体降低了整个火焰筒的燃烧效率,造成发动机实际工作中冒黑烟的状况。

实际流动中,流动的不均匀性更进一步地放大了火焰筒头部的燃烧掺混问题。由于火焰筒内外壁面之间的流速差距导致的压差,火焰筒内外

壁面进入头部的气流不均匀性很强,不均匀气流直接对原有的火焰筒头部促进燃料掺混燃烧的回流区产生影响,甚至破坏了一部分回流区。这使得实际不均匀场情况下的火焰筒头部的燃烧情况进一步恶化。从计算结果来看,实际不均匀流计算条件下的燃烧效率要比均匀流条件下的燃烧效率要低 1~2 个百分点,而即使是均匀场的燃烧效率也只能达到 97.3%左右。所以,该燃烧室的主要问题来自于火焰筒头部,而且这个问题成为了影响其燃烧效率的关键问题。与掺混孔相比,火焰筒头部第一排主燃孔的面积过小,由主燃孔进入火焰筒参与头部附近流动的空气量也并不足够,这两个因素共同作用导致了火焰筒头部的局部缺氧富燃,造成这一区域的温度较低。

本文将原先燃烧室模型的第一排主燃孔面积增大一倍以增加火焰筒头部的进气量,结果显示,第一排主燃孔增大过后的进气量从原有的 0.154 kg/s 增加到 0.288 kg/s,其头部局部当量比达到 1.03。采用均匀入口条件的中心截面温度分布如图 10 所示。

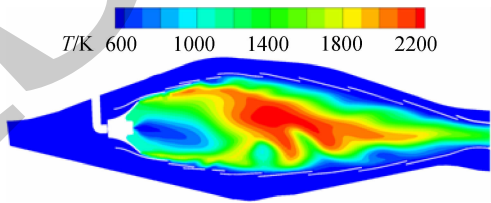


图 10 改进模型中心截面温度分布图
Fig. 10 Temperature distribution on the central section of improved model

结果显示,几何结构调整过后,火焰筒头部的低温区面积明显发生了缩小,燃烧效率从 95.1% 上升到了 97.9%,总压恢复系数从 0.965 上升到了 0.979,出口温度分布系数从 0.43 降低到了 0.38。计算结果表明:增加头部第一排主燃孔面积后,燃烧室头部主燃区气量增加,较好的改善了主燃区的富燃状态,使得火焰筒头部低温区缩小,燃烧高温区提前。虽然与此同时掺混孔气量相应降低,但由于燃烧高温区前移,掺混效果反而更好。改进结构的燃烧效率和总压恢复系数都比改进前更高,说明改进后的几何结构具有更好的燃烧性能。

3 结 论

本文对入口均匀流和非均匀流两种情况下燃

烧室内部的流动以及燃烧性能开展了对比研究,在计算结果与实验值较吻合基础上,获得如下结论:

1) 由于压气机的进气畸变,燃烧室二股气流进入火焰筒头部的气流不均匀性明显增强,导致火焰筒头部燃料掺混燃烧的一部分回流区受到破坏。这使得实际不均匀场情况下的火焰筒头部的燃烧情况恶化。

2) 气流掺混的不均匀性带来化学反应组分分布的不对称。实际不均匀流计算条件下的燃烧效率要比均匀流条件下的燃烧效率要低 1~2 个百分点,而即使是均匀场的燃烧效率也只能达到 97% 左右。

3) 从燃烧室设计的角度考虑,火焰筒头部空气量较少,局部富燃严重是制约燃烧室性能的重要因素,增大主燃孔面积,提高头部进气量可以很好的改善此型燃烧室的燃烧性能。

参考文献:

[1] 周立行. 湍流两相流动与燃烧的理论及数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 1994.

[2] MOSTAFA A, MENDILLO J, MARCHIONNA N. Computations of three-dimensional gas turbine combustor flows[R]. AIAA 91-2076, 1991.

[3] GOSMAN A D, LI K H, SAMARAWEEERA D S. A numerical calculation procedure of two phase recirculating flow[R]. Enschede, Holland; the 5th Internatinal Conference on Numerical Methdods in Fluid Dynamics, 1979.

[4] YANG S L, CHEN R. Numerical simulation of an advanced airblast fuel nozzle under rich-burn condition[R]. AIAA 94-2766, 1994.

[5] FULLER E J, SMITH C E. Integrated CFD modeling of gas turbine combustors[R]. AIAA 93-2196, 1993.

[6] BOILEAU M, STAFFELBACH G, CUENOT B. LES of an ignition sequence in a gas turbine engine[J]. Combustion and Flame, 2008, 154(1): 2-22.

[7] SCHULTZ D F, PARKINS P J. Effect of radial and circumferential inlet velocity profile distortions on performance of a short-length double annular ram-induction combustor[R]. NASA-TN-D-6706, 1972.

[8] HUMENIK F M. Performance of short length turbojet combustor insensitive to radial distortion of inlet airflow

[R]. NASA-TN-D-5570, 1970.

[9] 吴鹏龙. 进气畸变和燃油脉动对燃烧室内燃烧流场的影响研究[D]. 南京航空航天大学, 2012.

WU Penglong. Research on influences of inletdistortion and fuel injection pulse on combustor combustion flow field[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[10] 杨锐. 进口流场畸变对燃烧室性能的影响[J]. 航空发动机, 1994, 19(3): 28-33.

YANG Rui. Effects of the inlet distortion onperformance of combustion chamber[J]. Aeroengine, 1994, 19(3): 28-33. (in Chinese)

[11] 顾铭企. 燃烧室进口流场畸变对出口温度场品质影响的实验研究[J]. 航空发动机, 1994, 19(2): 1-11.

GU Mingqi. Experimental investigation of theeffects of inlet distortion on performance of outlet temperature distribution[J]. Aeroengine, 1994, 19(2): 1-11. (in Chinese)

[12] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.

[13] 莫礼孝. 燃烧室进口流场对流量分配和总压损失的影响[J]. 燃气涡轮实验与研究, 1991, 3(1): 41-48.

MO Lixiao. Effects of the combustor inletflow field on flow distribution and total pressure lost[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1991, 3(1): 41-48. (in Chinese)

[14] YEOM H W, KIM S J, SUNG H G, et al. Inlet buzz and combustion oscillation in an axisymmetric ramjet engine[R]. AIAA-2010-0756, 2010.

[15] 石喜勤, 陈兵, 徐旭, 等. 冲压发动机进气道/燃烧室/尾喷管耦合流场计算[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 557-561.

SHI Xiqin, CHEN Bing, XU Xu, et al. Inlet/combustor/nozzle coupled flow field calculation for ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 557-561. (in Chinese)

[16] 梁志鹏, 林宇震, 许全宏, 等. 进口流场畸变对回流燃烧室出口温度分布的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1142-1148.

LIANG Zhipeng, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Effects of inlet velocity distortion on outlet temperature distribution of a reverse-flow combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1142-1148. (in Chinese)

[17] KUNDU K P, PENKO P F. Reduced reaction mechanisms for numerical calculations in combustion of hydrocarbon fuels[R]. AIAA 98-0803, 1998.

[18] PETERS N. Turbulent combustion[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.

(编辑: 王碧珺)