

主燃孔方案对回流燃烧室流动影响的数值研究

吴迪¹,金义¹,丁国玉²,张凯¹,姚康鸿¹,王云飙¹,金宝东¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要:为探究主燃孔开孔方案对辅助动力装置回流燃烧室流动特性的影响,开展5种主燃孔开孔方案的矩形回流燃烧室冷态流场数值模拟研究,数值模拟方法通过粒子图像测速试验数据进行了有效性验证。结果表明:燃烧室主燃区流场形成了大尺度双涡流动结构,有利于火焰稳定。外环主燃孔射流穿透深度明显大于内环主燃孔射流,因此对流场影响更大。外环主燃孔数目越多,孔径越小,主燃区沿轴向和展向的尺寸都变大。主燃孔排列方式对主燃区流场结构影响很小,但对中间区流场影响显著。

关键词:动力工程;主燃孔;数值模拟;回流燃烧室;流场特性;辅助动力装置;航空

中图分类号:V231.3 文献标志码:A 文章编号:1671-5276(2023)03-0117-06

Numerical Study of Influence of Primary Holes on Reverse-flow Combustor Flow

WU Di¹, JIN Yi¹, DING Guoyu², ZHANG Kai¹, YAO Kanghong¹, WANG Yunbiao¹, JIN Baodong¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to investigate the influence of the structure scheme of primary hole on the flow characteristics of the auxiliary power unit reverse-flow combustion chamber, numerical simulation study of the cold flow field of the rectangular reverse-flow combustion chamber with five structure schemes of primary hole was carried out. The numerical simulation method was verified by the experimental data of particle image velocimetry. The results show that formation of the large-scale double vortex flow structure in the primary zone of the combustion chamber is conducive to flame stability. As the penetration depth of primary jet in the outer ring is greater than that of primary jet in the inner ring, the primary jet in the outer ring has a greater impact on the flow field. The larger the number of primary holes, the smaller the diameter of the outer ring and the larger the axial and spanwise size of the main combustion zone. The arrangement of the primary holes has little influence on the flow field structure of the primary zone, but has significant effect on the flow field in the middle zone.

Keywords: power engineering; primary hole; numerical simulation; reverse-flow combustor; flow field characteristics; auxiliary power unit; aeronautics.

0 引言

辅助动力装置(auxiliary power unit, APU)在20世纪50年代末就已应用于航空领域,其最初的作用是为发动机的启动提供动力。随着辅助动力装置技术的不断更新迭代,该设备从短时间工作的单一起动能源,演变为可长时间工作的能输出多种能源的动力装置。回流燃烧室由于其体积小、结构紧凑、轴向长度短、空间利用率高、对进口流场均匀性不敏感和出口温度场分布好等优点,在辅助动力装置燃烧室中运用广泛^[1-2]。主燃孔作为燃烧室中重要的大孔结构,对流场结构、点熄火性能和燃烧性能有重要影响^[3-4],在回流燃烧室中影响更为显著。

国内外学者对燃烧室主燃孔进行了大量研究,LEFEBVRE A H等^[5]研究表明,主燃孔应设计为较大的

孔,使射流有足够的径向动量截断头部气流,在主燃区形成回流,提高燃烧反应的稳定性;对于环形燃烧室最佳的主燃孔数目为每个燃油喷嘴对应两对大孔。GOGINENI S等^[6]通过试验研究了主燃孔对污染物排放的影响,结果证明主燃孔对缩短火焰长度和提高熄火性能有积极作用。ELKADY A等^[7-8]利用粒子图像测速(particle image velocimetry, PIV)测量流场,研究了主燃孔轴向位置及其流量对燃烧室回流区形状及尺寸的影响,并通过燃烧试验研究了其对污染物排放的影响。研究表明主燃孔射流流量过大会影响回流区流场形态,在燃烧时使回流区形成一个低温区域,导致没有足够的高温使CO转化为CO₂,影响燃烧室污染物排放。王晓峰等^[9]采用数值模拟的方法研究了主燃孔位置对燃烧室点熄火性能的影响,结果表明随着主燃孔位置向下游移动,回流区的流量有所增加,点熄火性能也随之提高。朗洪俭等^[10]对带双轴向旋流杯、

基金项目:国家科技重大专项(2017-III-0008-0034)

第一作者简介:吴迪(1997—),男,湖北荆州人,硕士研究生,研究方向为动力工程。

主燃孔和冷却气流模型燃烧室的主燃区流场进行了实验研究,结果表明主燃孔使回流区长度明显缩短。徐榕等^[11]采用数值模拟的方法,改变主燃孔孔径、数目及轴向位置,研究了主燃孔对直流燃烧室流动及燃烧的影响,研究发现主燃孔射流轴向位置后移会造成主燃区延长与掺混不充分;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。林宏军^[12]采用数值模拟方法对燃烧室主燃孔射流与回流区之间的相互作用机理开展研究,结果表明,主燃孔射流有助于缩短燃烧室回流区的长度,强化油气掺混,改善燃烧室的燃烧特性;合适的射流强度和主燃孔位置对流场特性和燃烧性能产生有利影响。

回流燃烧室常用于小型航空发动机,与一般小型航空发动机燃烧室相比,辅助动力装置燃烧室的尺寸更小,火焰筒高度也 smaller,主燃孔射流对火焰筒内流场结构影响更加显著。但从研究现状看,国内外目前针对该类燃烧室主燃孔的研究较少。本文以一种矩形回流燃烧室为对象,详细研究主燃孔开孔方案对燃烧室冷态流动特性的影响。

1 研究对象及方法

1.1 研究对象

本文研究对象为矩形回流燃烧室模型,其结构示意图如图 1 所示。该燃烧室主要由机匣、火焰筒、喷嘴组成。火焰筒头部沿周向布置了 8 道导流片,使从头部小孔进入火焰筒内的气流在导流片的作用下流动方向发生偏转,流动方向由轴向变为周向,形成展向的旋流。燃烧室总体长

度为 269.5 mm,宽度为 186.0 mm,高度为 86.5 mm;燃烧室进口高度为 9.80 mm,出口高度为 18.95 mm;火焰筒高度为 62.1 mm。

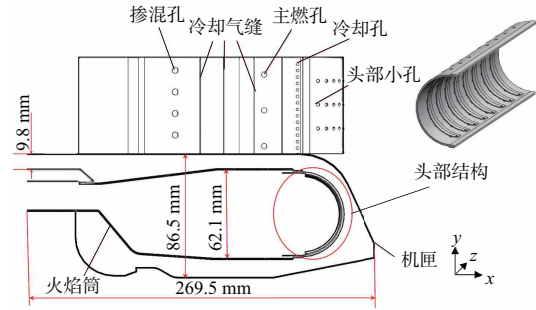


图 1 APU 燃烧室结构示意图

气流从燃烧室进口轴向进入燃烧室,部分空气通过火焰筒外环壁面掺混孔、主燃孔、气膜冷却孔、冷却气缝和头部小孔进入火焰筒内。剩余空气转过 180°从火焰筒内环壁面主燃孔、掺混孔、气膜冷却孔和冷却气缝进入火焰筒,最后从火焰筒出口流出。

本文研究主燃孔开孔方案对燃烧室流场及燃烧特性的影响。为了保证改变主燃孔数目后流量特性不变,在改变主燃孔数目时也改变了孔径大小。表 1 为不同方案的主燃孔开孔方案,S1、S2、S5 这 3 种方案对比为研究外环主燃孔数目/孔径对流场的影响;S4 和 S5 对比为研究内外环主燃孔排列方式对流场的影响;S3 和 S4 对比为研究在相对排列情况下,主燃孔数目、孔径对流场的影响。图 2 为主燃孔开孔方案示意图。

表 1 不同主燃孔数目方案

方案	内外环主燃孔排列方式	外环主燃孔			内环主燃孔		
		数目/个	孔径/mm	总流通面积/mm ²	数目/个	孔径/mm	总流通面积/mm ²
S1	—	4	5.80	105.63	8	3.60	81.39
S2	—	6	4.74	105.82	8	3.60	81.39
S3	相对	6	4.74	105.82	6	4.16	81.51
S4	相对	8	4.10	105.57	8	3.60	81.39
S5	交错	8	4.10	105.57	8	3.60	81.39

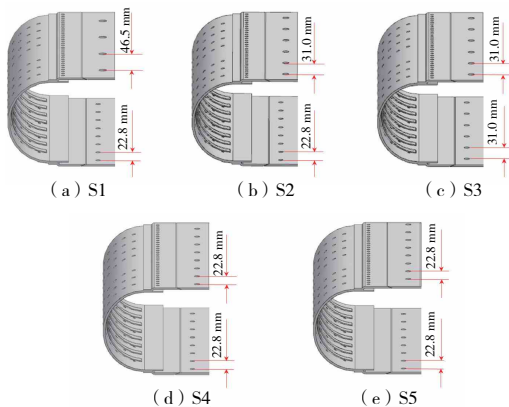


图 2 主燃孔开孔方案

1.2 计算域及网格划分

火焰筒上分布各种不同孔径的孔,结构复杂,为了提高计算效率,对燃烧室模型进行了简化。将火焰筒冷却小孔改为冷却气缝,为使简化前后冷却气流流量一致,保证开孔面积基本不变。四面体网格和多面体网格都是常用的针对复杂几何结构的网格划分方式,相比于四面体网格,多面体网格能更准确地计算控制体的物理量梯度,在相同计算资源和计算时间下,可以获得更好的收敛性。因此,本文网格划分采用多面体网格,并对冷却气缝、小孔及头部导流片等进行了加密处理。图 3 为燃烧室网格示意图。

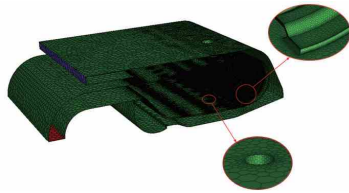


图3 APU 燃烧室网格示意图

1.3 计算方法及边界条件

湍流模拟方法主要有3种:雷诺平均数值模拟(RANS)、直接数值模拟(DNS)和大涡数值模拟(LES)。DNS没有对流动进行任何假设和简化,理论上可以获得精确的计算结果,但计算量巨大,耗时长,计算资源占用多;LES考虑了大尺度运动的各向异性,可以模拟各向异性较强的流体流动,得到流体瞬时运动的脉动量,并且计算量要比DNS少;RANS可以得到运动的平均物理量,满足工程计算的要求,该法是工程中常用的复杂湍流数值模拟方法,是相比于前两者所需的计算资源最少的一种方法^[13]。

几种常用的RANS模型如下:Standard $k-\varepsilon$ 湍流模型有较高的稳定性、经济性和计算准确度,应用广泛,适合高雷诺数湍流,但不适合旋流等各向异性较强的流动^[14]; RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型对强旋流计算准确度有所提高^[15]; Realizable $k-\varepsilon$ 模型比 Standard $k-\varepsilon$ 模型在强流线弯曲、漩涡和旋转有更好的表现。因此本文选用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型对湍流特性进行求解。5种方案的燃烧室进口均为质量流量进口,流量为 0.066 kg/s ,条件为常温常压;燃烧室出口为压力出口;其他壁面均为 wall。壁面函数采用标准壁面函数,选择流动与压力耦合的 SIMPLE 算法对离散方程进行迭代求解,动量、湍动能及湍动能耗散率等控制方程均采用二阶迎风格式。

1.4 计算方法验证

1) 网格无关性验证

为了避免网格数量对计算结果的影响,本文建立了5套网格,并进行网格的无关性验证,网格数量及火焰筒中心轴线速度分布如图4所示。当网格数为383万时计算结果与试验结果最为接近,因此本文计算工作选用383万左右网格数量。

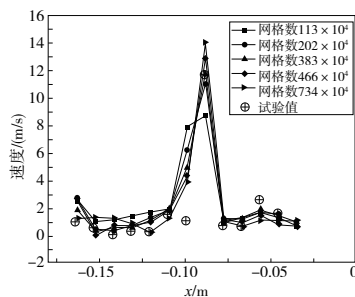


图4 外环主燃孔截面中轴线速度分布

2) 模拟方法正确性验证

为了验证本文计算方法的准确性,针对基准S1开展PIV冷态流场测量试验,将获得的试验数据与数值计算结

果进行对比。图5和图6分别为燃烧室冷态试验件及PIV流场试验平台示意图。流场测量使用德国某公司生产的LDY300型二维粒子图像测速系统,主要包括电源箱、激光发生器、激光臂、CCD相机与计算机。激光系统为双路脉冲Nd:YLF激光,波长为 527 nm ,单次脉冲持续时间分别为 6.9 ns 和 7.6 ns ,脉冲能量为 200 mJ ,激光厚度约 1 mm 。激光臂两段长度约为 800 mm ,由万向节连接,可实现多角度、多位置的片光源输出。相机型号 Phantom VEO 710L,分辨率为 1208×800 ,最大帧率为 7.4 kHz ,最短曝光时间为 $0.4 \mu\text{s}$ 。试验件为全透明模型,激光从试验件上方射入,CCD相机在试验件侧面捕捉燃烧室中示踪粒子轨迹。

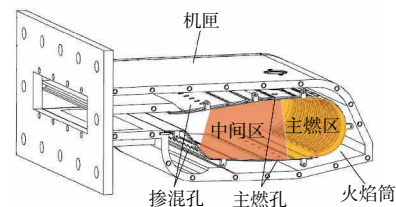


图5 PIV 试验燃烧室示意图

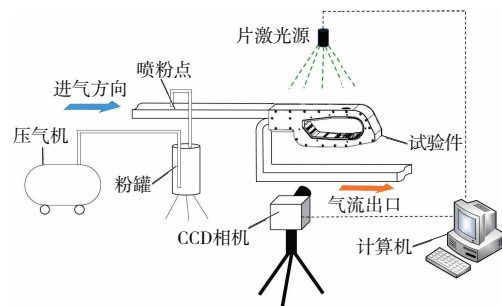
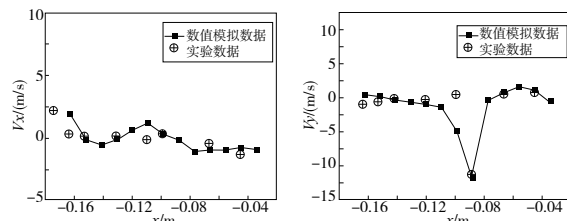


图6 PIV 试验平台示意图

图7和图8为火焰筒外主燃孔截面中心轴线分速度分布曲线,图9为PIV试验和数值模拟的外主燃孔截面冷态流场。 y 轴速度峰值位置对应外主燃孔射流区域。从图中可以看出,计算结果与试验数值基本吻合。计算得到的头部流场也能够较好预测头部气流结构,在头部回流区存在两个涡。外主燃孔射流均向回流区倾斜且穿透深度大,在回流区位置,都存在一个双涡结构,但双涡的涡心位置及分布区域存在一定偏差(试验涡心坐标为 $(-0.066, 0.015)$ 、 $(-0.045, 0.035)$,数值计算涡心坐标为 $(-0.070, 0.017)$ 、 $(-0.040, 0.033)$)。这主要是由于PIV试验时头部结构复杂,激光穿透率低,在头部区域很难捕获粒子轨迹导致的试验误差。总体而言,本文采用计算方法能够在一定程度上准确预测燃烧室流场。

图7 x 轴向速度分布曲线 图8 y 轴向速度分布曲线

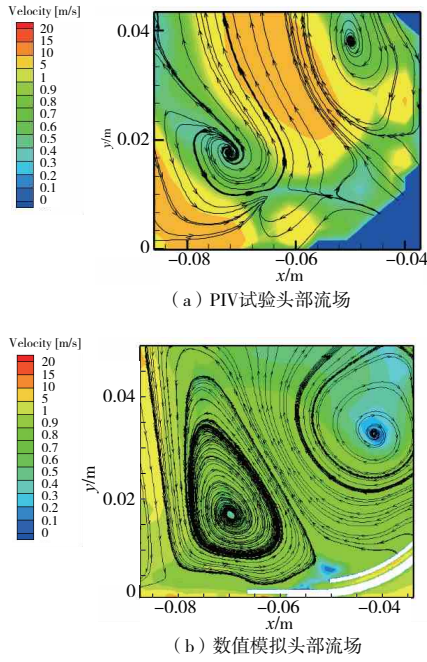


图9 PIV 试验与数值模拟头部流场

2 结果与分析

2.1 基准方案分析

图 10 为基准 S1 的冷态流场。图中可以看出,外环主燃孔射流穿透深度较大,几乎达到了火焰筒内环壁面;内

环主燃孔穿透深度很小,未及火焰筒中心,且向 x 轴负方向倾斜。这一方面是由于回流燃烧室结构的特殊性,气流先经过外环流道,旋转 180° 后再通过内环流道,沿程有流阻的存在,压力逐渐降低导致燃烧室外环流道与火焰筒内部压差比内环流道与火焰筒内部压差更大;另一方面是因为头部的导流片结构使气流展向流动,轴向速度较小,主流的轴向动量与主燃孔射流的径向动量相比要小得多,因此主燃孔射流受主流轴向冲击影响较小,穿透深度大。

外环主燃孔截面中,外主燃孔气流一部分与头部气流作用,主燃区形成了两个旋向相反的双涡结构,贴近圆弧形头部的涡较小,而较大涡的径向尺寸几乎为火焰筒高度;另一部分流向 x 轴负方向,在中间区形成了一个涡。主燃区内速度很低,约为 $2 \sim 11 \text{ m/s}$,为点火和火焰的稳定提供了良好的条件,中间区的涡作用是使主燃区中点火后未完全燃烧的产物在中间区充分燃烧。内环主燃孔截面中,小涡的尺寸没有改变;由于没有了外环主燃孔射流的截断作用,大涡在该截面涡心向外环移动。内环主燃孔与外环主燃孔射流剪切,在该区域形成了中间区的涡,说明外环主燃孔射流展向尺寸较大,能够影响到没有外环主燃孔的截面,在主燃孔展向截面也能体现,外环主燃孔射流的扩张角约为 33° 。无主燃孔截面流场结构与内环主燃孔截面相似。结合几个截面流场的分析可以看出,外环主燃孔能够起到稳定主燃区内流场结构的作用,靠近头部的小涡在展向能够稳定存在。内环主燃孔头部气流相互作用在中间区形成涡,用于稳定燃烧主燃区未完全燃烧的燃气。

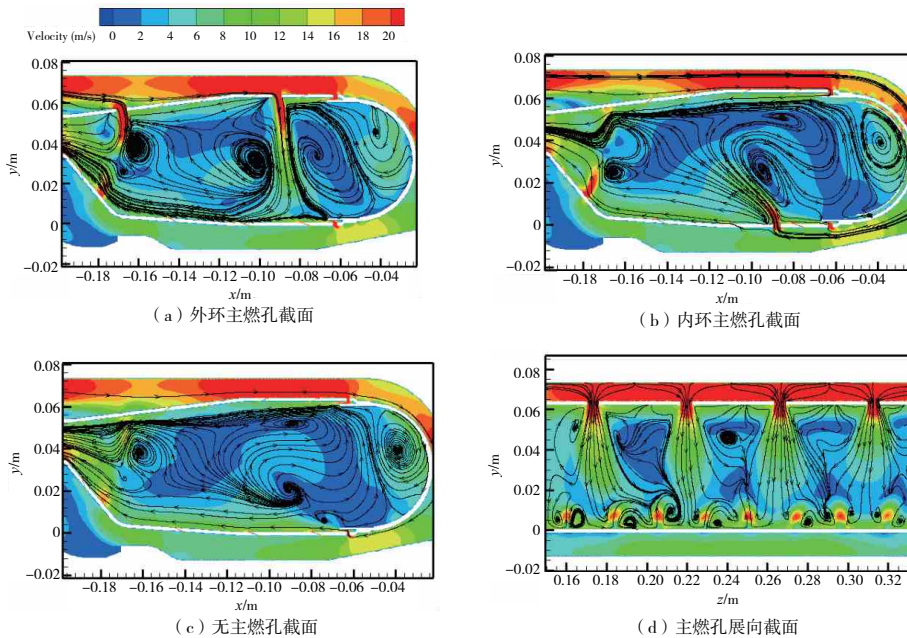


图 10 S1 方案流场图

2.2 外环主燃孔数目/孔径对流场影响

针对本文燃烧室,由于外环主燃孔的穿透深度比内环主燃孔大,对燃烧室流场影响更大,因此研究了外环主燃孔数目/孔径对流场的影响。本节对 3 种燃烧室外环主燃孔开孔方案进行数值模拟。图 11、图 12 分别为 S2 (6

孔)、S5 (8 孔) 速度云图。

与图 10 的 S1 (4 孔) 方案相比,从 3 种方案的外环主燃孔截面中可以明显看出随着外环主燃孔数目增加、孔径减小,主燃孔射流角度逐渐变大,从 83° 增大至 104° 主燃区。双涡结构中大涡的尺寸逐渐变大,挤压靠近头部壁面的小涡。主要原因是随着外环主燃孔孔径变小,单个主燃

孔的动量减小,与主流动量之比随之减小,射流向 x 轴负方向偏斜。中间区的涡从 S1 到 S5 向内环移动直至消失(图中虚线圈所示),原因是随着主燃孔数量的增加,外环主燃孔对头部气流的截断作用更强,内环主燃孔与头部气流的相互作用减弱,使得中间区的涡变弱。内环主燃孔截断中,S1 的主燃区双涡结构消失,但在 S2 和 S5 中仍然存在

在,且 S5 中主燃区流场结构在 3 个截面中基本不变,相较于 S2 在展向上更加稳定。同样是由于主燃孔截断作用增强导致的这一结果。这意味着增加外环主燃孔数目有助于稳定主燃区流场结构,为燃料与空气的混合和燃烧提供有利条件(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者)。

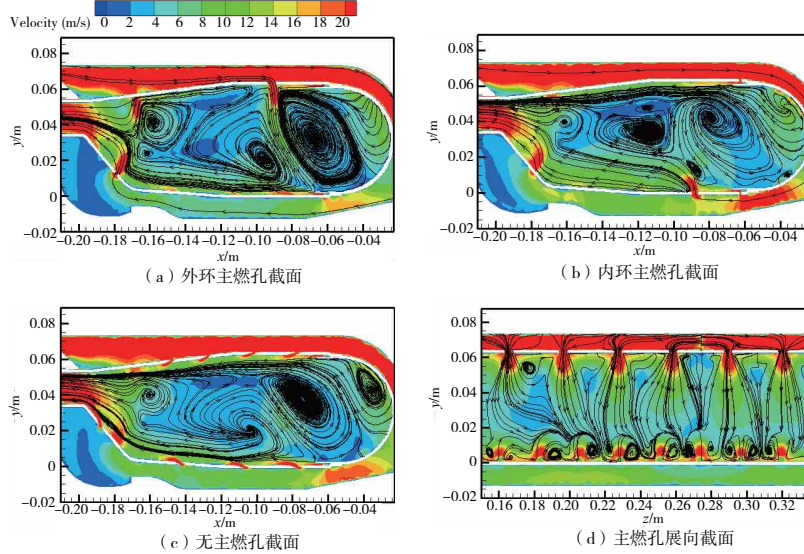


图 11 S2 方案流场图

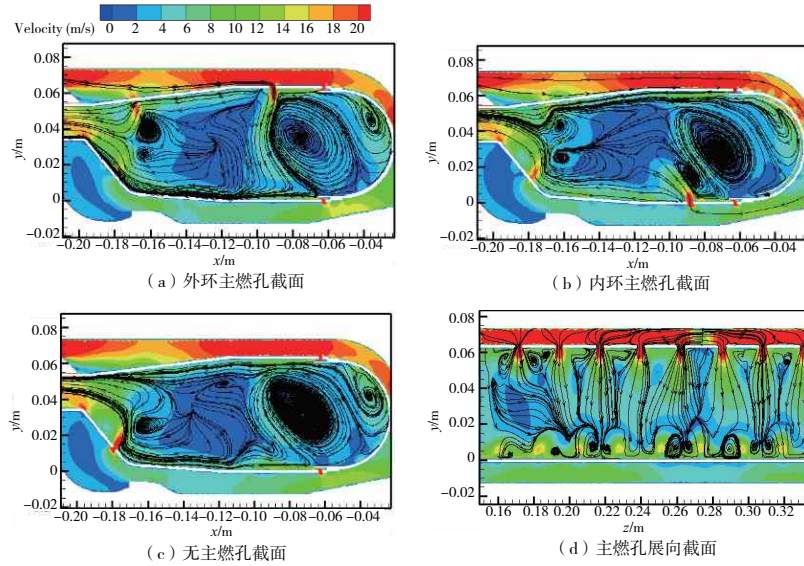


图 12 S5 方案流场图

2.3 排列方式对流场影响

本节研究两种内外环主燃孔排列方式对流场的影响。

图 13 为 S4(相对排列)的速度云图。与图 12 方案相比,两种方案内外环主燃孔数目及孔径大小均相同。

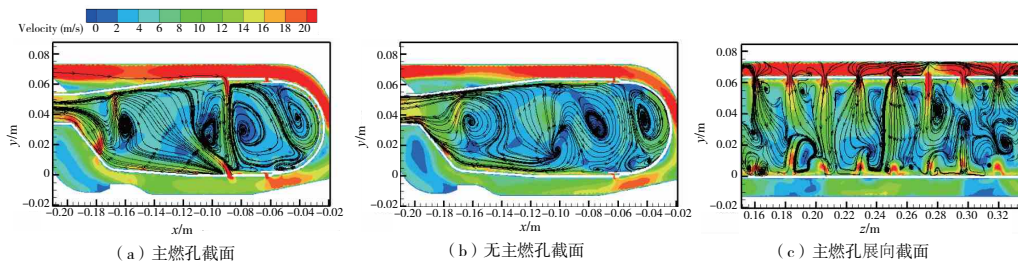


图 13 S4 方案流场图

S4中外环主燃孔射流倾角几乎为 90° ,S5中的受头部气流与内环主燃孔气流的影响,射流轨迹发生了偏转。产生这种差异的原因主要在于排列方式的不同,S4中内外主燃孔相对排列,在主燃孔截面受到内外环两股射流的截断作用,使主燃区更难向 x 轴负方向扩张,而S5中主燃孔截面只有一股射流,因此S5的主燃区要大于S4的。由于内外环主燃孔射流的倾斜方向不同,两个方案的内外环主燃孔射流之间形成了一个小涡,S4的小涡结构与S5的差异明显。分析认为,S4的相对排列使两股射流流向相反,射流相互作用,形成更大的中间涡,有助于未充分反应的燃气与主燃孔新鲜空气的充分混合,更利于燃烧;S5中,该中间涡中出现在内环主燃孔截面,外环主燃孔截面消失了,主要是由于外环主燃孔孔径大于内环主燃孔,因此外环主燃孔射流扩张角较内环大,在内环主燃孔截面仍受外环主燃孔射流的影响,但相互作用的效果没有两股射流对冲强烈,因此形成的涡尺寸不及S4。在无主燃孔截面中,两个方案主燃区的流场结构基本与存在主燃孔的截面相同,两种排列方案都能使主燃区的流场结构在展向方

向保持稳定。这是主燃孔数量多,主燃孔射流对流场截断作用强的缘故。

2.4 主燃孔相对排列孔数/孔径对流场的影响

本节对两种相对排列的不同主燃孔数目的方案进行研究。图14为S3(6孔)的速度云图。与图13方案相比,两个方案的内外环主燃孔射流穿透深度的差别很小,S3外环主燃孔的射流角度明显小于S4,内环主燃孔的射流倾角则相反。这是由于主燃孔数目的增加,主燃孔射流的径向动量与轴向动量之比减小,射流更容易受主流的影响,向 x 轴负方向偏移。S3中的内外环主燃孔射流接近平行,两股射流之间的区域较大,相互剪切形成的中间涡与S4形状不同。S3的主燃孔数目要少于S4,主燃孔间距较大,导致中间无主燃孔截面的主燃区气流能够不受主燃孔射流的截断作用,主燃区较大的涡向外环中间区扩张,而S4的主燃孔射流展向方向能够抑制两个主燃孔之间的头部气流进入中心区。

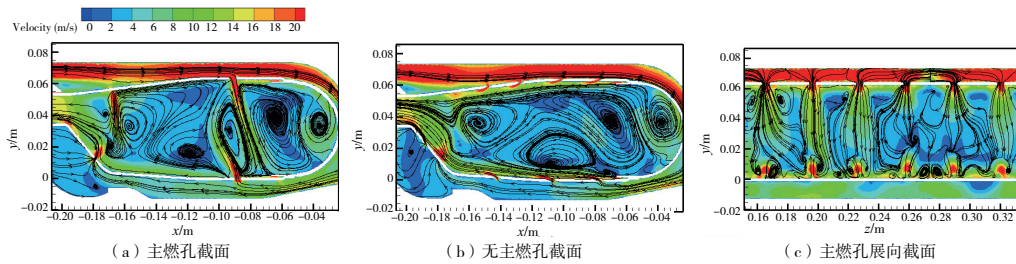


图14 S3方案流场图

3 结语

本文基于一种APU矩形回流燃烧室模型,研究了主燃孔开孔方案对燃烧室流场结构的影响,通过多种方案的数值模拟和对比分析,得到以下结论。

1)在内外主燃孔射流和头部被导流片气流的共同作用下,燃烧室主燃区形成了大尺度双涡流动结构,有利于火焰稳定。外环主燃孔射流穿透深度明显大于内环主燃孔射流,因此对流场影响更大。

2)外环主燃孔数目越多、孔径越小,主燃区沿轴向和展向的尺寸都变大。

3)主燃孔排列方式对主燃区流场结构影响很小,但对中间区流场影响显著;相对排列时内外环主燃孔射流之间夹角更大,在中间区产生的涡较交错排列时的尺寸更大。

参考文献:

[1] RICHARDS C D, SAMUELSEN 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] RICHARDS C, SAMUELSEN G. The interaction of primary jets with a swirl-induced recirculation zone [C]//28th Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1990:455.
 [3] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2009.
 [4] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
 [5] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas Turbine Combustion[M]. Philadelphia: CRC Press, 2010.

[6] GOGINENI S, SHOUSE D, FRAYNE C, et al. Combustion air jet influence on primary zone characteristics for gas-turbine combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2): 407-416.
 [7] ELKADY A, JENG S M, MONGIA H. The influence of primary air jets on flow and pollutant emissions characteristics within a model gas turbine combustor [C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2006:544.
 [8] ELKADY A M. Experimental investigation of aerodynamics, combustion, and emissions characteristics within the primary zone of a gas turbine combustor [D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2006.
 [9] 王晓峰,林宇震,张驰. 主燃孔位置对于燃烧室气动力量及点火熄火性能的影响研究[J]. 推进技术, 2017, 38(9): 2020-2028.
 [10] 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.
 [11] 徐榕,赵坚行,王锁芳. 主燃孔射流对模型燃烧室流动及燃烧影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1312-1322.
 [12] 林宏军. 主燃孔射流对燃烧室燃烧性能影响的数值研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2018, 35(1): 16-21, 29.
 [13] 晏名文. 湍流数值计算的最近发展[J]. 力学进展, 1979, 9(3): 13-23.
 [14] LAUNDER B E, SPALDING D B. Mathematical Models of Turbulence [J]. Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 1972, 57(4): 826-828.
 [15] YAKHOT V, ORSZAG S A. Renormalization group analysis of turbulence. I. Basic theory [J]. Journal of Scientific Computing, 1986, 1(1): 3-51.

收稿日期:2021-12-21