

燃油喷雾对某小发环形回流燃烧室燃烧特性影响

杨宇东, 刘爱骥, 王鑫慈, 惠 蕾, 陈 雷

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 为研究燃油喷雾特性对某小发环形回流燃烧室主燃区燃烧特性的影响, 采用数值模拟的方法, 对环涡形燃烧室内燃油喷嘴伸入火焰筒的深度和喷雾偏转角度对燃烧室内的三维两相喷雾、燃烧特性进行了研究。结果表明: 喷嘴位置和角度的变化, 会导致燃油雾化性能的变化, 从而引起燃烧特性的变化; 随着喷嘴伸入火焰筒的深度变短, 会导致高温区变窄且靠近火焰筒外壁, 深度变长则会导致主燃区高温区减小且燃烧不充分; 喷雾偏转角度顺时针旋转可使燃油在主燃区燃烧得更加充分。

关 键 词: 小型航空发动机; 燃油喷雾方向; 环形回流燃烧室; 两相喷雾燃烧; 燃烧特性

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of fuel spray on combustion characteristics of a small engine annular reverse flow combustor

YANG Yudong, LIU Aiguo, WANG Xinci, XI Lei, CHEN Lei

(Liaoning Key Laboratory of Advanced Test Technology for Aeronautical Propulsion System,

School of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to study the effect of fuel spray on the combustion characteristics of primary combustion zone of a small engine annular reverse flow combustor, numerical simulation method was used to study the three-dimensional two-phase spray and combustion characteristics of the annular reverse flow combustor by the insertion depth of the nozzle into the flame tube and spray deflection angle in the combustor. The results showed that: the change of nozzle position and angle caused the change of fuel atomization performance, which caused the change of combustion characteristics; as the depth of nozzle extending into the flame tube became shorter, it could make the high temperature zone narrow and close to the outer wall of the flame tube. The longer depth could lead to reduction of the high temperature zone of primary combustion zone and insufficient combustion; the clockwise rotation of the spray deflection angle can make the fuel burning more fully in the primary combustion zone.

Keywords: small aeroengine; fuel spray direction; annular reverse flow combustor; two-phase spray combustion; combustion characteristic

小发是指为满足一些特殊用途而设计的一种低功率等级的小型航空发动机, 如飞机辅助动力系统、微型燃气轮机、靶机发动机、弹用发动机

等, 具有可靠性要求高、结构紧凑的特点^[1]。为满足总体结构紧凑布置的要求, 目前小发多采用环形回流燃烧室^[2]。与大型发动机相比, 小发的环

收稿日期: 2021-05-07

基金项目: 辽宁省自然科学基金(20180550358); 航空科学基金(20170354001)

作者简介: 杨宇东(1997—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机燃烧室数值仿真研究。

通信作者: 刘爱骥(1979—), 男, 教授, 博士, 主要从事先进低排放燃烧技术研究。E-mail: agliu@sau.edu.cn

引用格式: 杨宇东, 刘爱骥, 王鑫慈, 等. 燃油喷雾对某小发环形回流燃烧室燃烧特性影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 830-839. YANG Yudong, LIU Aiguo, WANG Xinci, et al. Effect of fuel spray on combustion characteristics of a small engine annular reverse flow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 830-839.

形燃烧室结构紧凑、火焰筒腔的通道高度小,容易导致燃油在火焰筒壁面附近发生燃烧,对火焰筒产生破坏。因此获得燃料的燃烧与空气流动、燃油雾化之间的相互作用规律,对该类燃烧室的研制具有重要意义。

燃烧室内的燃烧过程是一个包括湍流流动、化学反应及传热传质等复杂的物理化学过程,空气的流动特性、燃油的喷射及雾化特性对燃烧室内的反应过程具有重要影响,目前对小发环形回流燃烧室内燃烧特性的研究也主要集中在这两个方面。湖南动力机械研究所对小发环形回流燃烧室流场特性开展了研究,发现直流燃烧室和回流燃烧室的流场特性存在很大差别,对于小型航空发动机使用回流燃烧室有利于流场的组织^[3]。同时,发现回流燃烧室进口流场对燃烧性能具有一定的影响,尤其是带偏转角度的轴向扩压器叶片采用不同的进口气流角度时会导致燃烧室出口温度分布不同^[4-5]。在回流燃烧室的流动与雾化特性对燃烧室性能影响的试验中发现,热态时燃油喷射与气流的相对运动将会对燃烧室头部的流场结构造成影响,速度较冷态流动时增大^[6]。南京航空航天大学在小发环形回流燃烧室上开展了大量的研究,主要是对气动参数和结构参数对燃烧室内的流场与燃烧特性的影响进行了数值计算,通过对进口温度和油气比对流场与燃烧性能影响的研究,发现温度分布规律基本不随进口温度和油气比的增加而改变,而燃烧效率和燃烧室进出口压力损失系数增加,随着进口总温的增加,燃烧室贫油熄火油气比逐渐减少^[7-10]。中国兵器工业第203研究所对回流燃烧室进行热态数值模拟,发现与冷态时相比燃烧室内的燃油分布更加均匀、燃油的雾化特性较好、喷嘴雾化锥角偏大^[11]。北京航空航天大学开展了喷嘴损伤对环形回流燃烧室性能影响的研究,发现雾化性能变化会导致燃烧室出口温度分布不均匀度升高,品质降低,并且导致燃烧室燃烧效率降低^[12]。

目前国内所研究的小发环形回流燃烧室主要采用了旋流器加主燃孔的结构形式,且燃油喷嘴位于旋流器中间。从国外在小发环形回流燃烧室的研发经验上看,采用头部涡流片加主燃孔的结构形式,且燃油喷嘴位于火焰筒外壁上的结构更适合小型航空发动机的总体结构要求^[13-16]。近年来,国内对这种类型的燃烧室也开展了研究工作,主要研究了头部整流板的布局对燃烧室性能的影响,发现头部整流板的整流作用对小发回流燃烧室主燃区回流区的形成非常重要^[17-20]。由于该类

型燃烧室的燃油喷嘴位于火焰筒外壁上,燃油喷嘴与燃烧室的轴线垂直,燃油以一定的角度喷入燃烧室的回流区,因此燃油喷嘴伸入火焰筒的深度、喷雾偏转角度等对燃烧室内燃油的雾化、蒸发、油滴分布及燃烧特性等都会产生影响,但在这方面目前国内还未开展相关的研究,国外可供参考的资料也有限。为获得该类燃烧室内燃油的雾化、蒸发特性及其对燃烧性能的影响,本文对采用涡流片加主燃孔形式的环形回流燃烧室开展了研究,在燃烧室空气流动特性不变的前提下,分析了燃油喷雾特性对主燃区燃烧特性的影响,为该类燃烧室的研究提供积累和借鉴。

1 研究对象及内容

燃烧室结构示意图如图1所示。燃烧室由机匣、火焰筒及燃油喷嘴组成,火焰筒头部包括涡流片及对应的头部气膜孔,燃油喷嘴位于火焰筒外机匣上。燃烧室工作时,由压气机来的空气进入燃烧室机匣环腔,一部分空气通过火焰筒上的主燃孔进入燃烧室,另一部分通过头部上的气膜孔进入燃烧室,剩余空气用于冷却火焰筒。燃烧室内产生的高温燃气折转90°后进入涡轮做功。考虑计算量,对所研究的环形燃烧室采用了周期性算法,以包含一个燃油喷嘴的扇形区域作为研究对象^[21]。

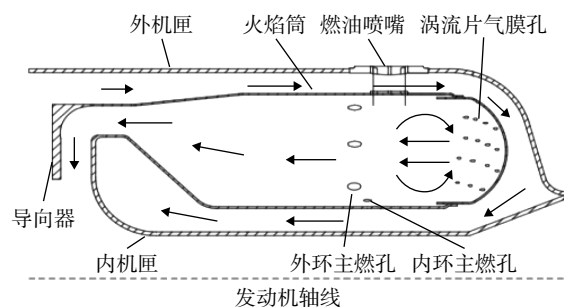


图1 燃烧室结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of combustor structure

燃油的喷射位置、喷射方向对燃烧室内的流动、燃烧特性会产生影响。为获得燃油喷雾对燃烧性能的影响规律,分别调节了燃油喷嘴伸入火焰筒的深度和喷雾偏转角度,分析了不同工况下燃油雾化特性及燃烧室内的燃烧特性。燃油喷嘴伸入火焰筒的深度和喷雾偏转角度的变化如图2所示,伸入深度调整 $\pm 1\text{ mm}$, $\pm 5\text{ mm}$, 偏转角度调整 $\pm 1^\circ$, $\pm 5^\circ$ (按喷嘴轴线逆时针旋转为正方向),具体方案如表1所示,其中0号方案为基准方案。

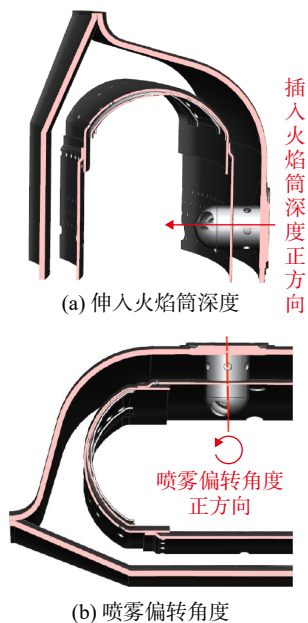


图 2 喷嘴变化示意图

Fig. 2 Schematic diagram of nozzle change

表 1 计算方案

Table 1 Calculation programme

方案	喷嘴伸入火焰筒 深度调整/mm	喷嘴偏转 角度调整/(°)
0	0	0
1	-5	0
2	-1	0
3	1	0
4	5	0
5	0	5
6	0	1
7	0	-1
8	0	-5

2 数值计算

2.1 物理模型及网格

采用非结构化的四面体网格进行了燃烧室网格划分,如图 3 所示。为了考察网格数对计算结果的影响,选取了相同边界条件下的 4 个网格数进行计算,取燃烧室出口截面冷态平均速度和热态平均温度进行网格无关性验证。当网格数量从 184 万变化至 483 万时,燃烧室冷态出口平均速度仅变化了 0.04 m/s,热态出口平均温度变化了 0.44 K,说明 4 种网格数量对计算结果的影响不大,综合考虑网格质量和计算成本,本文采用了 246 万网格进行数值计算。

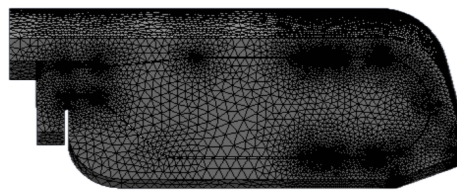


图 3 燃烧室网格生成图

Fig. 3 Combustor grid generation diagram

2.2 数值计算方法

湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 方程,利用非预混平衡化学反应模型模拟两相喷雾燃烧,辐射模型采用 Discrete Ordinates 模型。液相采用颗粒轨道算法,利用离散相模型模拟燃油的流动及雾化。燃烧室的近壁区采用标准壁面函数。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,除压力方程采用标准格式离散外,其余控制方程均采用二阶迎风格式离散。计算过程中,先进行燃烧室初始冷态流场的数值模拟,待冷态流场计算收敛后,再打开离散相模型(discrete phase model)进行热态计算。壁面条件采用无滑移固壁,周期性条件采用旋转周期边界,通过设定的压力旋流雾化喷嘴模型给定燃油的质量流量、温度、雾化锥角、供油压力。

2.3 数学模型的校核

为验证所采用数学模型的准确性,采用所建立的数学模型对一个三级旋流燃烧室进行数值计算,并把不同叶片安装角下冷态数值计算结果与粒子图像测速仪(PIV)测量结果进行比较。燃烧室主燃孔区域的轴向和径向速度分布曲线的对比结果如图 4 所示。图中将燃烧室高度方向的 y 坐

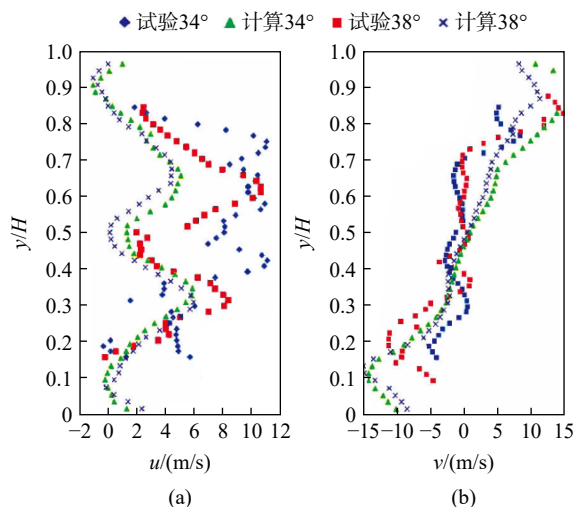


图 4 主燃孔区域轴向和径向速度分布

Fig. 4 Axial and radial velocity distribution in the primary combustion hole region

标比上燃烧室的总高度 H , 形成无量纲纵坐标, 横坐标分别为轴向速度 u 、径向速度 v , 单位为 m/s 。径向速度的吻合结果较好, 轴向速度趋势基本一致, 但在数值结果上数据有一些偏差。这是因为实际燃烧室试验中压力分布不均匀, 火焰筒中心区域压力梯度小, 中心向壁面处压力梯度增大, 导致试验结果的轴向速度在火焰筒的中心区域较计算结果偏大。通过比较可以看出两者比较吻合, 说明本文采用的计算方法正确合理, 可用于回流环形燃烧室特性的数值预估。

3 结果与分析

3.1 燃烧室流动与燃烧特性

图5所示为燃烧室采用基准方案(表1中方案0)时, 通过主燃孔轴向截面的流场。可以看出燃烧室外环壁面形成一个较大的回流区, 同时在燃烧室头部和内环壁面主燃孔处分别形成了一个小回流区。在该形式的燃烧室内是通过火焰筒头部圆形结构、涡流片和内外环主燃孔气流之间的强剪切射流作用形成的回流区, 在回流区内进行燃烧。

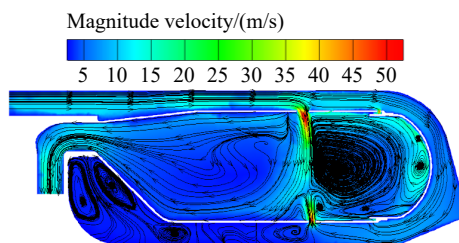


图5 基准方案主燃孔轴向截面流线图

Fig. 5 Streamline diagram of axial section of primary combustion hole in reference scheme

图6为基准方案燃油颗粒分布轨迹。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, 颗粒最长寿命为 1.2 ms 。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7为颗粒寿命统计图, 横坐标为颗粒最大寿命, 纵坐标为颗粒数量百分比, 从图中可以看到颗粒寿命大多数都小于 1 ms , 具有较好的燃油雾化特性。

图8所示为基准方案温度(T)分布云图。在内外主燃孔的强剪切射流作用下, 燃烧室头部形成了一个回流区, 燃烧产物被带到回流区形成稳定的燃烧区域。主燃区的高温区距离燃烧室头部

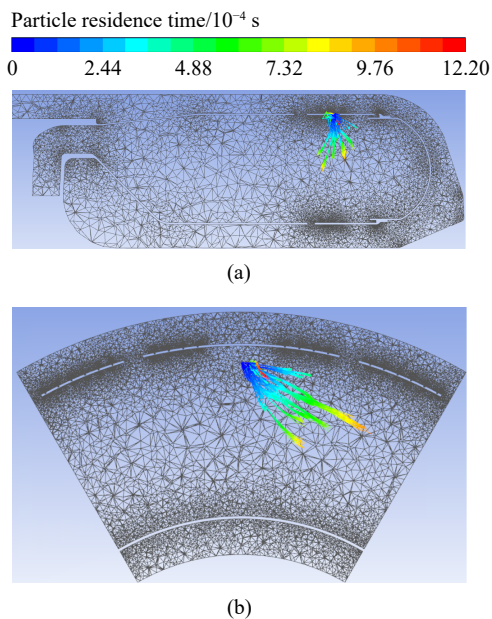


图6 基准方案燃油颗粒分布轨迹

Fig. 6 Distribution track of fuel particles in reference scheme

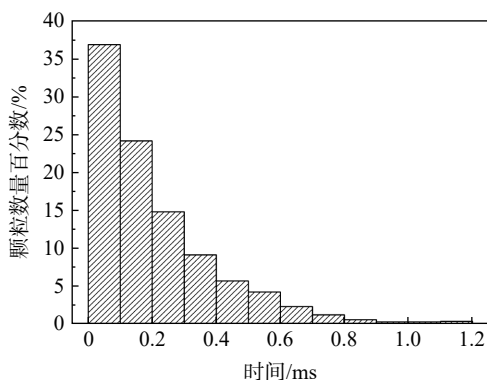


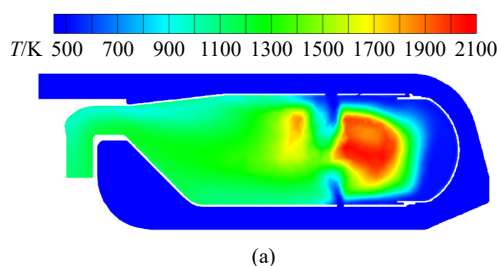
图7 颗粒寿命统计

Fig. 7 Particle lifetime statistics

有一定的距离, 这是由头部的涡流片的作用形成的。从径向截面温度分布云图中可以看出, 头部气膜孔及涡流片产生的周向气流对燃烧室的周向联焰能力有很好的促进作用。

3.2 喷嘴伸入火焰筒深度对燃烧特性的影响

喷嘴伸入火焰筒不同深度时的流场如图9所示。可以看出, 喷嘴伸入火焰筒深度的变化对流场的影响很小, 5种方案速度分布基本相同。



(a)

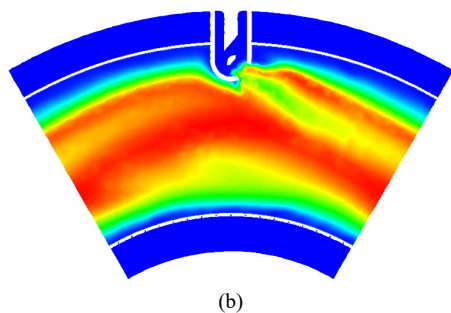


图 8 基准方案温度分布

Fig. 8 Temperature distribution in reference scheme

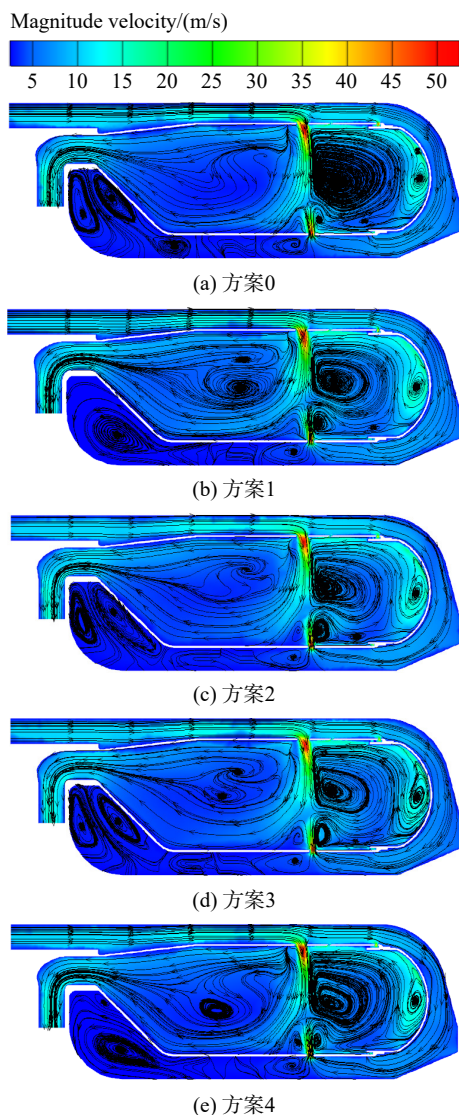


图 9 喷嘴伸入火焰筒深度对流场影响

Fig. 9 Effect of the insertion depth of the nozzle into the flame tube on flow field

图 10 为燃油颗粒轨迹图。方案 1、2 与方案 0 相比,油珠没有远离火焰筒内环面,尤其是方案 1,油珠的运动轨迹更长、离火焰筒内环面的距离更近。这种油珠运动轨迹,对于燃烧的组织是很

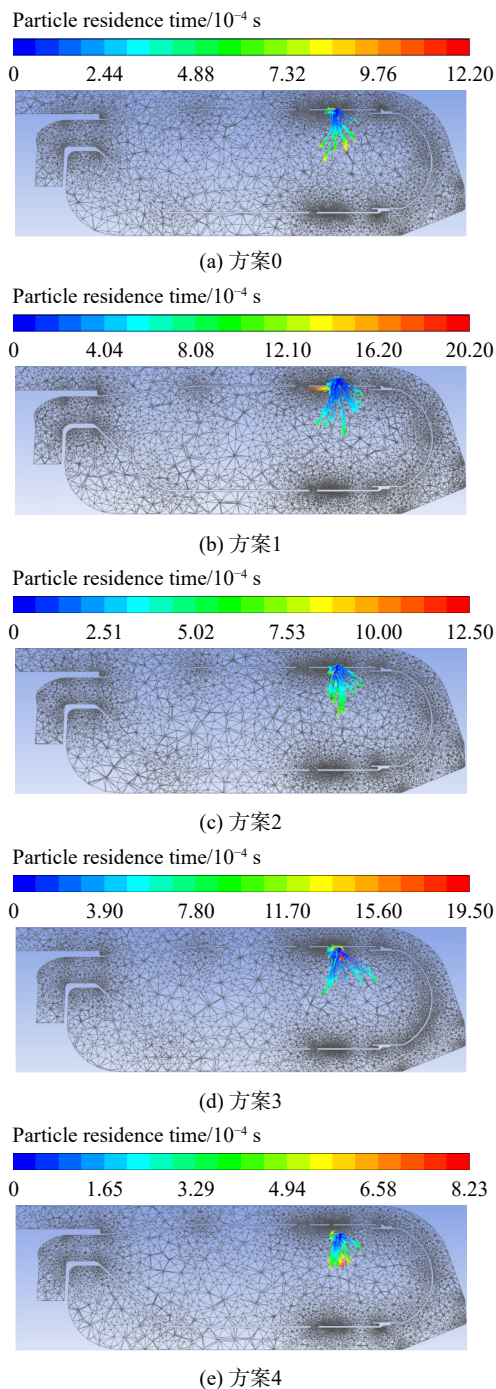


图 10 喷嘴伸入火焰筒深度对燃油颗粒轨迹影响

Fig. 10 Effect of the insertion depth of the nozzle into the flame tube on fuel particle track

不利的,可能会导致油珠射流进入火焰筒壁附近的冷态气流区,导致火焰筒的损坏和燃烧的不充分。导致这种现象的原因,与燃油在燃烧室内运动时所经过空间的流动和燃烧环境有关,是一个综合作用的结果。对于方案 3 和方案 4,由于燃油喷嘴是向着燃烧室内环壁面方向移动的,同时结合燃烧室内流动与燃烧的综合作用,发现喷射的燃油距离燃烧室内环火焰筒壁面距离也是过近。

图 11 为伸入深度对燃油雾化特性的影响, 图 11(a) 为颗粒最长寿命, 图 11(b) 为索太尔直径 (SMD) 和颗粒最大直径 ($D_{\max}$), 雾化锥角为给定边界条件, 本文所有方案的雾化锥角均为 75° 。从图中可以看出, 颗粒最大寿命和两种颗粒典型直径随着喷嘴伸入火焰筒距离的增大而减小。这是因为喷嘴伸入火焰筒的距离增加, 导致喷嘴出口处更靠近燃烧室的高温区域, 从而使颗粒蒸发时间和雾化细度均减小。但是喷嘴伸入火焰筒距离过长, 有可能导致喷嘴寿命降低。

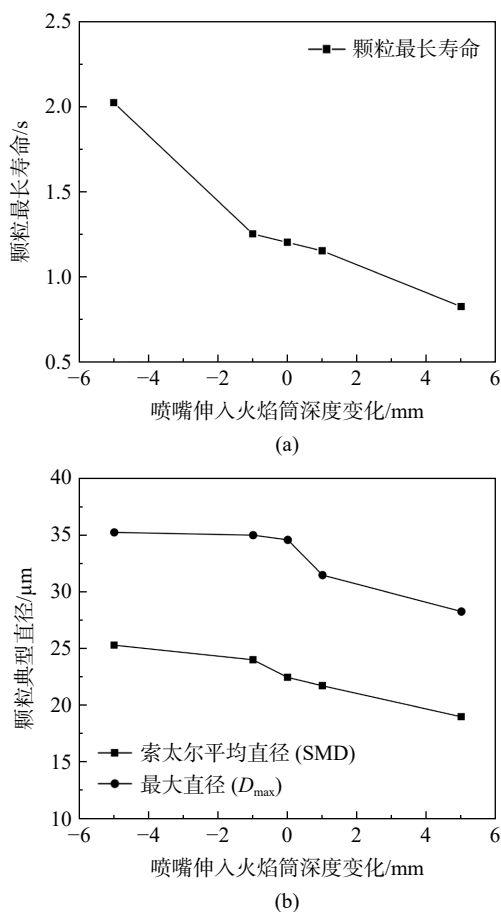


图 11 喷嘴伸入火焰筒深度对燃油雾化特性影响

Fig. 11 Effect of the insertion depth of the nozzle into the flame tube on fuel atomization characteristics

图 12 所示为不同深度时燃烧内温度分布。当伸入深度减少时, 主燃区的高温区域宽度变短且更加靠近火焰筒外壁; 反之, 主燃区的高温区域不仅靠近火焰筒外壁且燃烧得不充分, 方案 4 的中间区发生二次燃烧的高温区域更大。伸入深度不同会对温度分布产生一定的影响, 这是燃油喷嘴位置变化和燃烧室头部回流区内的流动共同作用的结果。

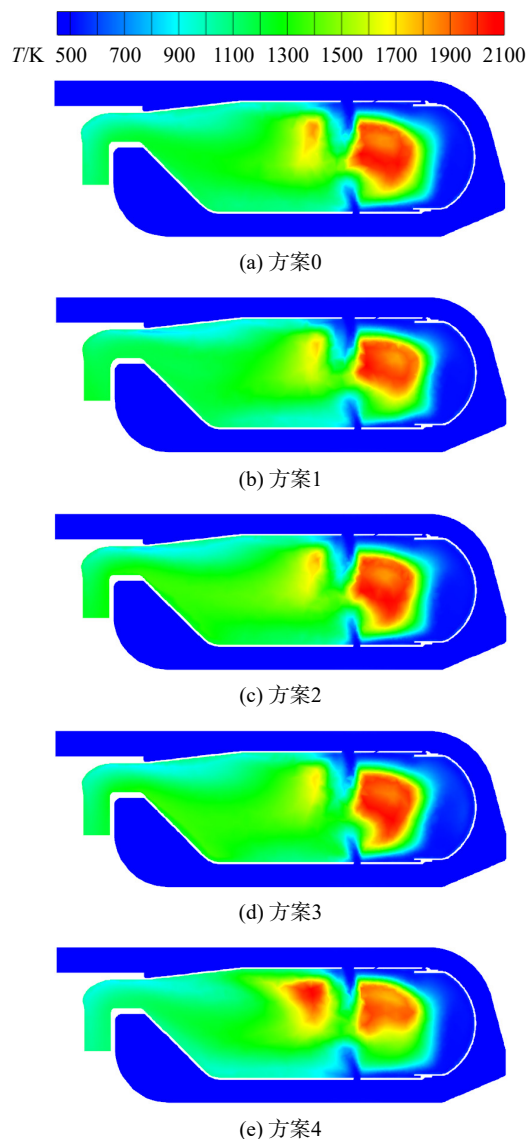


图 12 喷嘴伸入火焰筒深度对主燃孔轴向截面温度分布影响

Fig. 12 Effect of the insertion depth of the nozzle into the flame tube on temperature distribution on axial section of primary combustion hole

图 13 所示为不同伸入深度时过主燃孔轴向截面的温度分布。图中无量纲横坐标 x/L 表示各监测点的轴向位置, 涡流片最低点径向截面为 $x=0$, L 表示火焰筒从涡流片最低点到出口的总长度。图中各个方案的轴向温度分布规律大致相同, 即在主燃区发生一次燃烧, 未充分燃烧的混合物在中间区发生二次燃烧。从方案 4 与其他方案的对比可以看出, 当喷嘴伸入火焰筒距离过深时, 火焰筒头部涡流片位置温度升高, 可能会降低涡流片寿命。其次, 方案 4 在主燃区的高温区温度与其他方案相比较低, 而中间区的高温区温度较高。这说明当喷嘴伸入火焰筒过深时, 会使得燃油在主燃区燃烧不充分, 有更多的未燃混合物在

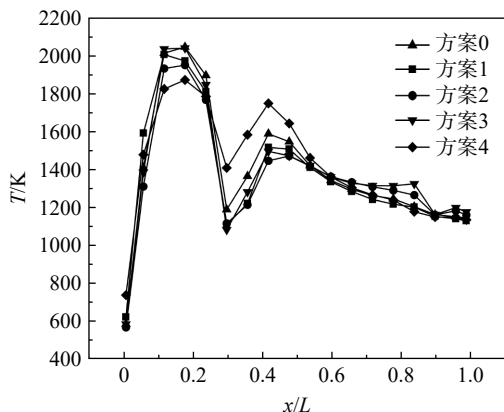


图13 喷嘴伸入火焰筒深度对轴向温度分布影响

Fig. 13 Effect of the insertion depth of the nozzle into the flame tube on axial temperature distribution

中间区燃烧,降低燃烧效率。

图14为头部周向温度分布,测量截面为头部径向截面($x/L=0.15$)。横坐标 r/R 表示各监测点的头部位置,其中 R 表示火焰筒头部内外环壁面中间环线总长度, r 为中间环线最左侧点到各监测点的短环线长度。各个方案的头部周向温度分布规律大致相同,在涡流片的作用下,头部火焰联焰性较好,在喷嘴出口处温度高,两侧温度低。方案3与其他方案相比,头部周向温度分布均匀性较好,而方案1和方案4表现出较差的周向温度均匀性分布。这说明喷嘴伸入火焰筒的深度具有最佳值。

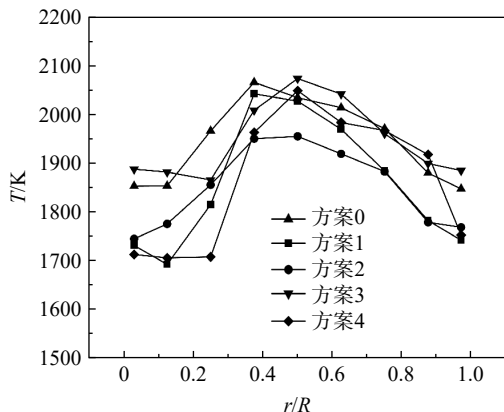


图14 喷嘴伸入火焰筒深度对头部温度分布影响

Fig. 14 Effect of the insertion depth of the nozzle into the flame tube on temperature distribution of head

3.3 喷雾偏转角度对主燃区燃烧特性的影响

图15所示为喷雾偏转角度对流场影响。从速度分布的云图以及流线图可以看出,5种方案整体上速度分布差别并不明显。

图16为喷雾偏转角度对燃油颗粒轨迹影响。

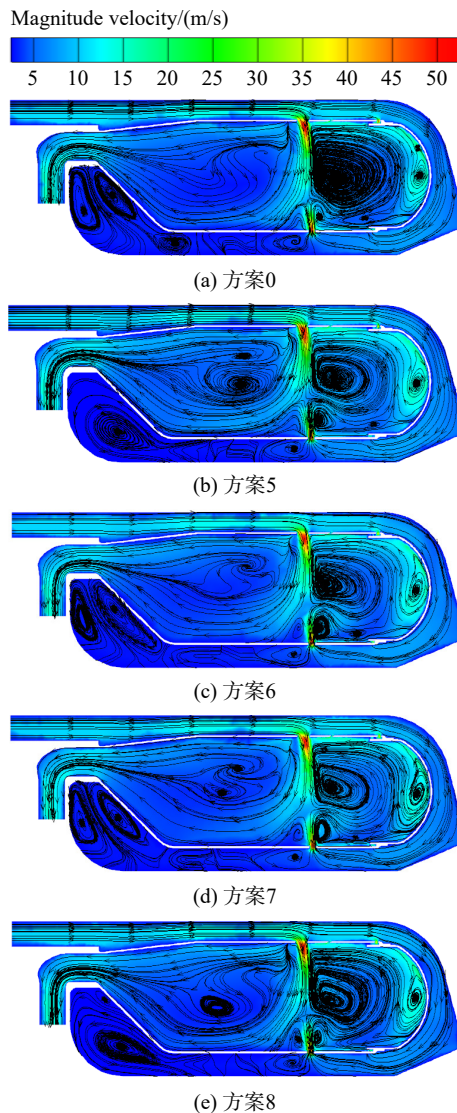
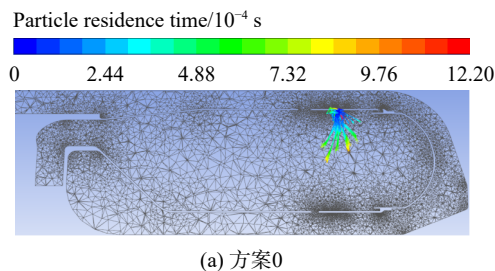


图15 喷雾偏转角度对流场影响

Fig. 15 Effect of spray deflection angle on flow field

喷雾角度的偏转变化会导致燃油从喷嘴射流出来之后喷射进入的流场不同,进而导致燃油的二次雾化和蒸发特性发生变化。蒸发特性可以通过燃油油珠的轨迹图看出差别。燃油在燃烧室内的燃烧过程,与燃油的雾化过程密切相关,油滴直径大、均匀性差会导致雾化效果差,大直径的油滴运动轨迹长,如果射流在火焰筒内壁面上会引起积碳等破坏现象。



(a) 方案0

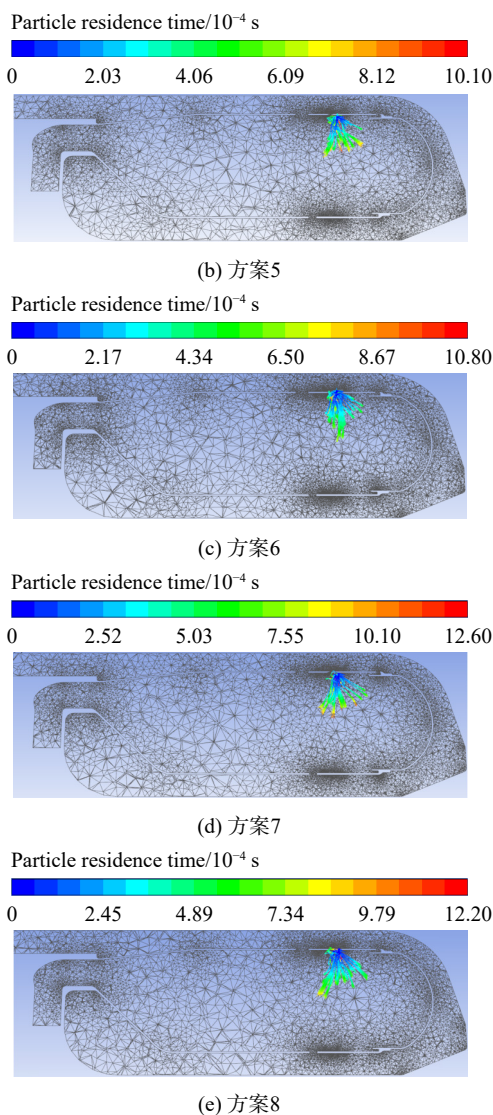


图16 喷雾偏转角度对燃油颗粒轨迹影响
Fig. 16 Effect of spray deflection angle on fuel particle track

从5种方案的燃油油珠运动轨迹来看,燃油喷嘴在周向上发生旋转,方案5、6、7、8都会导致燃油油珠的运动轨迹增加。油珠运动轨迹的增加,是由颗粒蒸发时间和雾化细度共同决定的。

图17(a)为喷雾偏转角度对颗粒最长寿命的影响,图17(b)为喷雾偏转角度对SMD和 $D_{\max}$ 的影响。由于喷雾偏转角度的增大,喷嘴出口逆向上更靠近燃烧室的高温区域,颗粒最大寿命减小。而喷雾的典型直径不仅受到出口温度的影响,而且与喷嘴出口流场密切相关,由于出口流场的复杂性,两种颗粒典型直径随着喷雾偏转角度的变化无明显线性规律。

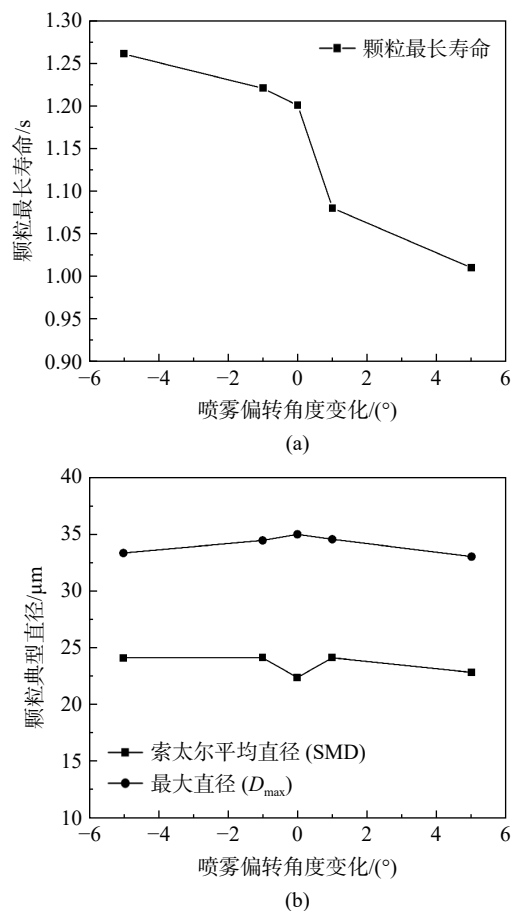


图17 喷雾偏转角度对燃油雾化特性影响
Fig. 17 Effect of spray deflection angle on fuel atomization characteristics

图18所示为喷雾偏转角度对温度分布影响。与基准方案相比,喷嘴逆时针方向旋转会导致过主燃孔后的回流区内的高温区增大,这是由于在头部回流区内没有完全燃烧的燃料进一步燃烧所导致的;而顺时针方向旋转在主燃孔后的回流区内没有出现高的燃烧区,但头部回流区的高温区的轴向长度变小。

图19所示为过主燃孔轴向截面的温度分布。随着喷雾偏转角度的减小,轴向温度的最大值基本呈现先减小后增加的趋势,其中在方案7的最高温度最小,方案8的最高温度最大。

图20为头部径向截面($x/L=0.15$)处的周向温度分布。在涡流片的作用下,头部火焰联焰性较好,在喷嘴出口处温度高,两侧温度低。随着喷雾偏转角度的减小,头部周向温度分布的均匀性基本呈现正相关趋势,其中在方案8的头部周向温度分布的均匀性最好,方案5的头部周向温度分布的均匀性最差。

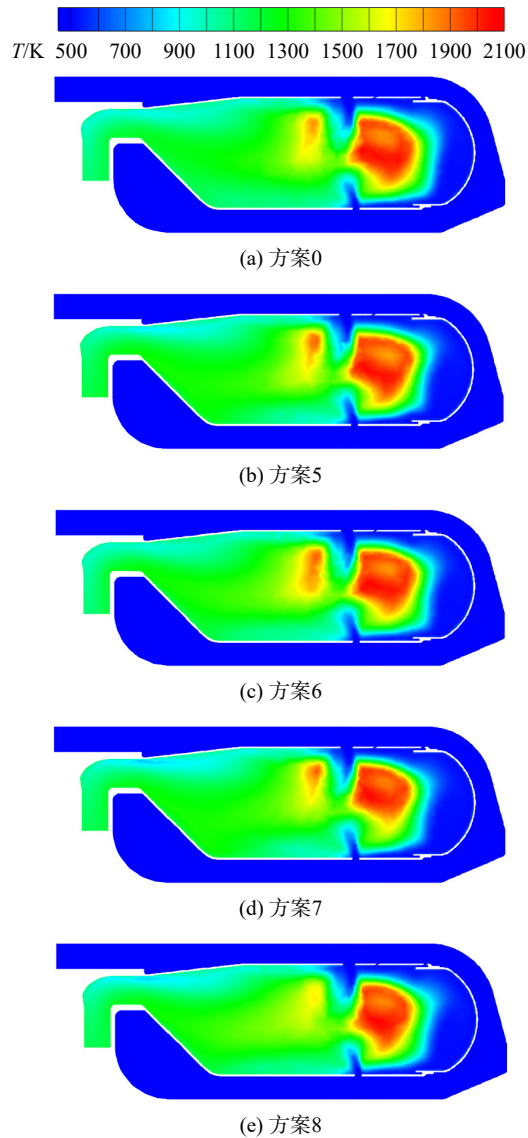


图 18 喷雾偏转角度对主燃孔轴向截面温度分布影响
Fig. 18 Effect of spray deflection angle on temperature distribution on axial section of primary combustion hole

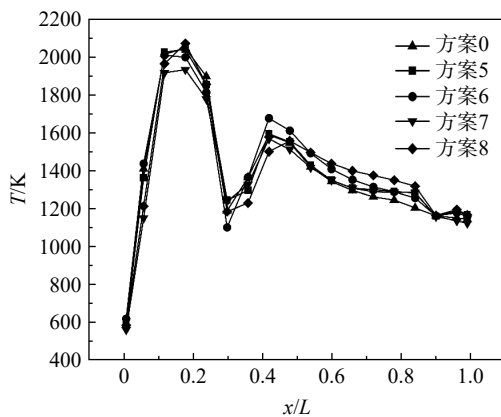


图 19 喷雾偏转角度对轴向温度分布影响
Fig. 19 Effect of spray deflection angle on axial temperature distribution

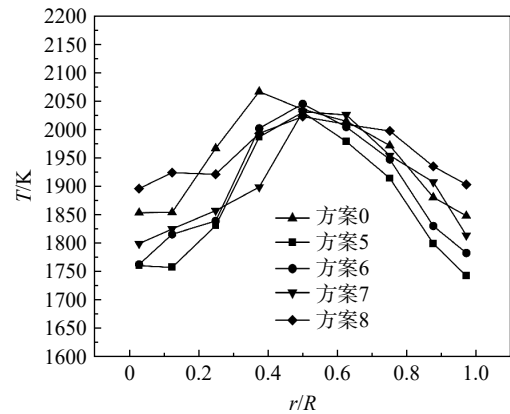


图 20 喷雾偏转角度对头部温度分布影响
Fig. 20 Effect of spray deflection angle on temperature distribution of head

4 结 论

采用数值模拟的方法对不同燃油喷雾下某小发环形回流燃烧室内燃油的雾化特性、燃烧特性进行了研究, 获得如下结论:

1) 所研究的回流环形燃烧室可以通过火焰筒头部圆形结构、涡流片和内外环主燃孔气流之间的强剪切射流作用形成回流区, 在回流区内进行燃烧组织。

2) 燃油的雾化特性会随着燃油喷嘴位置和角度的变化而发生变化, 进而影响到燃烧室内的燃烧特性。颗粒最大寿命和两种颗粒典型直径随着喷嘴伸入火焰筒距离的增大而减小。颗粒最大寿命随着喷雾偏转角度的增大而减小。

3) 燃油喷嘴伸入火焰筒深度变短会导致高温区域变窄且靠近火焰筒外壁, 而燃油喷嘴伸入火焰筒深度变长会导致主燃区高温区域减小且燃油在主燃区燃烧得不充分。喷嘴伸入火焰筒的深度存在最佳值。

4) 喷雾偏转角度对温度场的影响不大, 喷嘴出口偏转角度在一定范围内顺时针旋转可以使燃油在主燃区燃烧得更加充分。燃烧室头部温度在喷嘴出口处较高, 两侧低。

参考文献:

- [1] 李概奇, 曹俊. 先进小发燃烧室的特点和关键技术分析[C]//中国航空学会21世纪航空动力发展研讨会讨论集. 北京: 中国航空学会, 2000: 205-211.
- [2] 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.
- [3] 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): 71-74, 109.
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): 71-74,109. (in Chinese)
- [4] 王梅娟, 成胜军, 宋双文, 等. 燃烧室进口流场对某回流燃烧室性能影响的数值计算[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6): 1281-1289.
- WANG Meijuan, CHENG Shengjun, SONG Shuangwen, et al. Numerical simulation on influence of flow field of combustor inlet on a certain reversed-flow combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1281-1289. (in Chinese)
- [5] 赵硕, 黄章芳, 成胜军. 进气对某回流燃烧室性能影响的试验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1293-1297.
- ZHAO Shuo, HUANG Zhangfang, CHENG Shengjun. Experiment on effect of inlet airflow on performance of a reverse-flow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1293-1297. (in Chinese)
- [6] 翟维阔, 胡阁, 彭剑勇, 等. 回流燃烧室流动特性试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2081-2090.
- ZHAI Weikuo, HU Ge, PENG Jianyong, et al. Experiment on flow characteristics of a reverse-flow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2081-2090. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 胡好生, 蔡文祥, 赵坚行, 等. 回流燃烧室燃烧过程的三维数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 454-459.
- HU Haosheng, CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, et al. Numerical simulation of three-dimensional combustion flows in annular reversed combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 454-459. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 王文波, 岳明, 杜春雨, 等. 喷嘴损伤对环形回流燃烧室性能的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1335-1341.
- WANG Wenbo, YUE Ming, DU Chunyu, et al. Effect of nozzle damage on performance of annular backflow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1335-1341. (in Chinese)
- [12] 熊庆荣, 李小柱. 回流燃烧室燃油雾化分析[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(1): 188-190.
- XIONG Qingrong, LI Xiaozhu. Atomization analysis of fuel for circumfluence combustor[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(1): 188-190. (in Chinese)
- [13] ČÍŽEK P, JÍCHA M. Re-designing annular combustor of APU for better air management and spray development[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air. Munich, Germany: ASME, 2000: 1-8.
- [14] 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年学术年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2007: 1054-1058.
- [15] MONGIA H, REYNOLDS R, COLEMAN E, et al. Combustor design criteria validation: Volume II development testing of two full-scale annular gas turbine combustors[R]. USA-RTL-TR-78-55B (AD-AO-67689), 1979.
- [16] MONGIA H, SMITH K. An empirical/analytical design methodology for gas turbine combustors[C]//Proceedings of the 14th Joint Propulsion Conference. Las Vegas, US: AIAA, 1978: 978-998.
- [17] 林志勇, 颜应文, 李井华, 等. 辅助动力装置环形回流燃烧室数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1726-1733.
- LIN Zhiyong, YAN Yingwen, LI Jinghua, et al. Numerical study of auxiliary power unit annular backflow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1726-1733. (in Chinese)
- [18] 陈利强, 颜应文, 徐榕, 等. 辅助动力装置全环形燃烧室燃烧性能试验研究[J]. 热能动力工程, 2013, 28(1): 7-12,105.
- CHEN Liqiang, YAN Yingwen, XU Rong, et al. Experimental study on combustion performance of full annular combustion chamber of auxiliary power unit[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2013, 28(1): 7-12,105. (in Chinese)
- [19] 黄夫龙. 辅助动力装置回流燃烧室设计与性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- HUANG Fulong. Research on design and performance of auxiliary power unit reverse-flow combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [20] 常博博, 苏三买, 刘铁庚, 等. 辅助动力装置建模及数值仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2122-2127.
- CHANG Bobo, SU Sanmai, LIU Tiegeng, et al. Model and numerical simulation of auxiliary power unit[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2122-2127. (in Chinese)
- [21] 蔡文祥. 环形燃烧室两相燃烧流场与燃烧性能数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- CAI Wenxiang. Research on numerical simulation of two-phase reacting flow field and combustion performance of annular combustors[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)