

# 燃烧室进口流场对某回流燃烧室性能影响的数值计算

王梅娟, 成胜军, 宋双文, 陈延庚  
(中国航空发动机集团 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

**摘 要:** 为了获得燃烧室进口流场对某回流燃烧室性能的影响规律,通过在轴向扩压器上安装带偏转角度的导向叶片,获得不均匀的燃烧室进口流场。在试验验证的基础上,对均匀进气、导向叶片偏转角度  $25^{\circ}$  及导向叶片偏转角度  $35^{\circ}$  共计三种方案的燃烧室性能进行了数值模拟研究。结果表明:带偏转角度的导向叶片使燃烧室进口流场变得不均匀,燃烧室进口截面的气流具有一定的偏转角度和切向分速度;带偏转角度的导向叶片使主燃孔和掺混孔的进气存在一定的偏转角度,随着导向叶片偏转角度的加大,主燃孔和掺混孔的轴向速度小幅增加,主燃孔和掺混孔的切向速度逐渐加大且增幅较大;随着导向叶片偏转角度的加大,燃烧室总压恢复系数逐渐降低;带偏转角度的导向叶片对燃烧室的燃烧效率影响不大;随着导向叶片偏转角度的加大,燃烧室出口温度分布系数(OTDF)逐渐降低且降低幅度较大;在同一径向高度,随着导向叶片偏转角度的加大,燃烧室出口周向温度分布不均匀度逐渐降低。

**关 键 词:** 回流燃烧室; 轴向扩压器; 导向叶片; 进口流场; 燃烧室性能

**中图分类号:** V231.3      **文献标志码:** A

## Numerical simulation on influence of flow field of combustor inlet on a certain reversed-flow combustor performance

WANG Meijuan, CHENG Shengjun, SONG Shuangwen, CHEN Yangeng  
(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,  
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

**Abstract:** The asymmetrical flow field of combustor inlet was obtained by which the oriented vane was installed in the axial diffuser of a reverse-flow combustor test piece, and how the combustor performance was affected by the variety of the combustor inlet flow field was simulated based on experiments verification, and the scheme included no vane, vane deflexion angle of  $25^{\circ}$  and vane deflexion angle of  $35^{\circ}$ . The results indicate that the unevenness of the flow field of the combustor inlet is caused by the oriented vane with deflection angle. The flow of combustor inlet takes on a certain deflexion angle and tangential velocity. The airflow direction of the primary holes and dilution holes has a deflexion angle. When the deflexion angle of the oriented vane increases, the axial velocity of the primary holes and dilution holes increases to a certain extent, and the tangential velocity of the primary holes and dilution holes increases greatly. The total pressure recovery coefficient decreases when the deflexion angle of the oriented vane increases. With the increase of deflection angle of the oriented vane, the combustion efficiency is in-

**收稿日期:**2018-03-01  
**作者简介:**王梅娟(1979—),女,高级工程师,硕士,主要研究方向为航空发动机燃烧室设计。

**引用格式:**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.

variable basically. The outlet temperature distribution factor (OTDF) decreases greatly, and the temperature circumferential distribution unevenness decreases at the same radial height.

**Key words:** reversed-flow combustor; axial diffuser; oriented vane; inlet flow field; combustor performance

由于压气机工作的不均匀性及叶片引起的尾迹的影响,燃烧室进口流场是不均匀的,进口流场的不均匀性对燃烧室空气流动、燃烧组织会产生一定影响,进而影响燃烧室性能。国内外开展了相关的研究工作<sup>[1-8]</sup>。文献[9]开展了模拟燃烧室进口速度径向分布的试验。文献[10]通过放置流阻棍的方法,得到了特定的燃烧室进口径向速度分布,开展了多种特定速度分布对燃烧室温度场影响的试验研究。文献[11]开展了环形燃烧室进口流场对流量分配和总压损失影响的试验研究。文献[12]开展了燃烧室进口流场畸变对出口温度场品质影响的试验研究,研究了三种径向畸变流场和一种周向畸变流场。文献[13]开展了进口流场畸变对燃烧室性能影响的试验研究。文献[14]对环形燃烧室的三维流场进行了数值计算,研究了四种不同的进口速度分布对扩压器性能的影响。文献[15]研究了入口非均匀流对亚燃燃烧室马赫数分布、温度场、燃油分布及燃烧效率的影响。文献[16-17]研究了燃烧室进口速度分布、燃油成分和旋流叶片位置等对燃烧室不稳定特性的影响。文献[18]通过插板的方法模拟九种径向速度畸变和两种周向速度畸变,分析了燃烧室进口速度畸变对燃烧室流场和温度场的影响规律。研究文献以直流环形燃烧室居多,对回流燃烧室的研究文献较少。

为了获得燃烧室进口流场对某回流燃烧室性能的影响规律,通过在轴向扩压器上安装带偏转角度的导向叶片,获得不均匀的燃烧室进口流场,采用 Fluent 软件数值模拟燃烧室进口流场的变化对燃烧室速度场、总压恢复系数、燃油质量分数场、温度场、出口温度分布、燃烧效率的影响。

1 研究方案

本文研究的某回流燃烧室结构示意图见图 1,主要由燃烧室机匣、火焰筒、燃油喷嘴、燃油总管、轴向扩压器等组成。火焰筒头部没有采用安装涡流器的结构形成回流区,而是在火焰筒头部壁面布置若干道气膜孔,并在内壁焊接若干涡流片,在主燃孔射流共同作用下形成一个大尺度的环涡,环涡内气流速度较低,有利于组织燃烧。

为了获得不同的燃烧室进口流场,设计了燃烧

室进气段试验件,进气段试验件由轴向扩压器内环、轴向扩压器外环及导向叶片组成,扩压器内环和扩压器外环的结构及尺寸与发动机压气机轴向扩压器保持一致,导向叶片的偏转方向与火焰筒头部涡流片的旋向一致。进气段试验件共三种方案,分别为:①方案 1,扩压器未安装导向叶片,均匀进气;②方案 2,扩压器安装导向叶片,导向叶片偏转角度( $\alpha$ )为  $25^\circ$ ;③方案 3,扩压器安装导向叶片,导向叶片偏转角度为  $35^\circ$ 。方案 2 和方案 3 的导向叶片数目均为 40,导向叶片沿周向均布。进气段试验件结构示意图见图 2,导向叶片结构示意图见图 3。

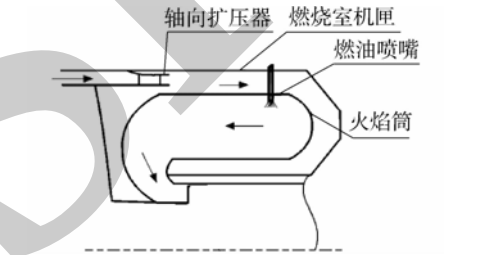


图 1 回流燃烧室结构示意图

Fig. 1 Schematic of reversed-flow combustor

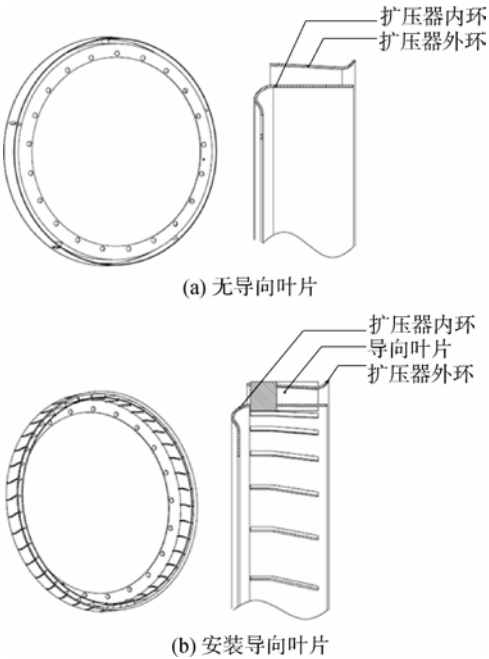


图 2 进气段试验件结构示意图

Fig. 2 Schematic of inlet airflow test piece

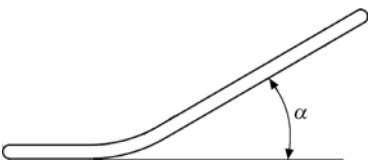


图 3 导向叶片结构示意图  
Fig. 3 Schematic of oriented vane

2 计算模型的建立

采用 UGS NX7.5 软件建模,取单个喷嘴对应的扇形区域为计算域,选取过喷嘴中心和燃烧室中心轴线的平面为基准面,沿燃烧室中心轴线顺时针、逆时针各旋转 18°形成的区域为计算域,计算模型见图 4。将建立的三维模型转换成 Parasolid 格式后导入到网格划分软件 Gambit 中进行网格划分,大部分区域采用 Cooper 类型的结构化网格,对头部进气孔、主燃孔、掺混孔处的网格进行局部加密,总网格数为 390 万。

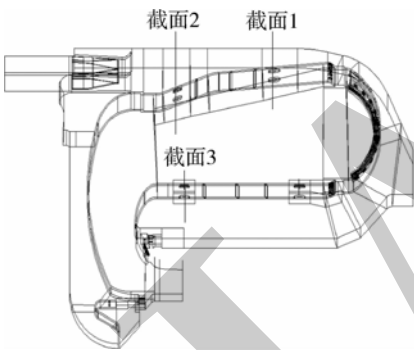


图 4 燃烧室计算模型  
Fig. 4 Calculation model of combustor

3 边界条件及计算方法

3.1 边界条件

三种方案采用相同的边界条件,具体如下:  
①入口边界,速度入口,速度大小为 46.2 m/s,入口总温为 575 K,入口总压为 77 523 Pa;②出口边界,自由出流(outflow);③几何模型的侧壁均设置为旋转周期边界。

3.2 计算方法

三种方案采用相同的计算方法,具体如下:  
①求解器,分离+隐式+稳态;②湍流模型,realizable  $k-\epsilon$  湍流模型;③近壁区处理,标准壁面函数;④差分格式,二阶迎风格式;⑤燃烧模型采用非预混燃烧模型(non-premixed combustion),概率密度函数形状采用  $\beta$  函数,反应组分包括

$C_{12}H_{23}$ 、 $O_2$ 、 $N_2$ 、 $CO_2$ 、 $CO$ 、 $H_2O$ 、 $OH$ 、 $CH_4$ 、 $H_2$ 、 $O$ 、 $H$ 、 $C_2H_2$ 、 $C_6H_6$ 、 $C_4H_2$ 、 $C_2H_4$ 、 $H_2CCCCCH$ 、 $CH_2CHCCH$ 、 $C_4H$ 、 $C_3H_2$ 、 $C_2N_2$ ;⑥辐射采用 P1 辐射模型;⑦速度和压力修正采用 SIMPLEC(semi-implicit method for pressure linked equations consistent)算法;⑧喷嘴设置,采用压力雾化喷嘴(pressure-swirl atomizer),喷口直径为 0.35 mm,燃料初始温度为 350 K,燃料颗粒类型为 droplet。

3.3 计算方法的试验验证

为验证本文选用的计算方法,开展了方案 1 和方案 3 的全环燃烧室部件性能试验。压力采用美国 Pressure Systems International(PSI)公司的压力测量系统进行测量,进出口总温分别采用 K 型、B 型热电偶测量,燃油流量采用涡轮流量计测量,空气流量采用标准流量喷嘴测量。燃烧效率采用燃气分析法,通过出口总压管对燃气进行取样,经过计算分析后得出燃烧效率。在相同的参数条件下,燃烧室主要性能参数的计算值和试验值相对误差见表 1。可以看出:①燃烧室总压恢复系数和燃烧效率的计算值与试验值吻合较好;②两种方案的燃烧室出口温度分布系数(OTDF,记为  $f_{otd}$ )的计算值和试验值的相对误差为分别为 9.8%、9.1%,分析原因为计算时无法考虑试验时燃油喷嘴间喷雾的差异,OTDF 计算值比试验值小,考虑喷嘴间喷雾差异的影响,OTDF 值的计算误差是可以接受的。综上分析,本文所选择的模型和数值计算方法是可行的。

表 1 燃烧室主要性能参数的计算值与试验值的相对误差

| Table 1 Comparision of main performance parameter relative errors of combustor between simulation results and experiment results |        |      |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------|------|
| 参数                                                                                                                               | 相对误差/% |      |
|                                                                                                                                  | 方案 1   | 方案 3 |
| 总压恢复系数                                                                                                                           | 0.4    | 0.5  |
| 温度分布系数                                                                                                                           | 9.8    | 9.1  |
| 燃烧效率                                                                                                                             | −0.2   | −0.1 |

4 计算结果与分析

对三种方案的燃烧室进行了三维数值计算,并对各方案的计算结果进行了对比与分析。过外环主燃孔横截面、外环掺混孔横截面、内环掺混孔横截面分别对应图 4 的截面 1、截面 2、截面 3。

4.1 燃烧室速度场计算结果及分析

三种方案的速度场计算结果表明:方案 1 的燃烧室进口截面(即轴向扩压器出口截面)速度场十分均匀,气流方向与二股通道气流方向平行,方案 2 和方案 3 受导向叶片的影响,燃烧室进口截面的高速区和低速区沿周向交错分布,气流呈一定角度偏转。随着导向叶片偏转角度的增大,进气段的速度场变得越来越不均匀,在叶片附近出现局部高速区和低速区。方案 3 的燃烧室进口截面速度场分布及进气段速度场分布见图 5、图 6。三种方案的燃烧室进口截面气流速度及偏转角度平均值对比见表 2,从表中可以看出:与方案 1 相比,增加带偏转角度的导向叶片后,燃烧室进口截面的轴向速度和径向速度几乎没有变化,而切向速度变化较大,随着导向叶片偏转角度的增大,燃烧室进口截面的切向速度逐渐增大,表明导向叶片偏转角度会引起燃烧室进口截面气流沿圆周方向速度的变化。方案 1 的燃烧室进口截面气流偏转角度接近 0°,随着导向叶片偏转角度的增大,燃烧室进口截面的气流偏转角度逐渐增大。

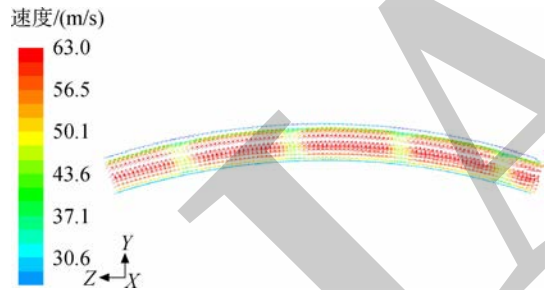


图 5 燃烧室进口截面速度分布(方案 3)  
Fig. 5 Velocity distribution of the combustor inlet  
(No. 3)

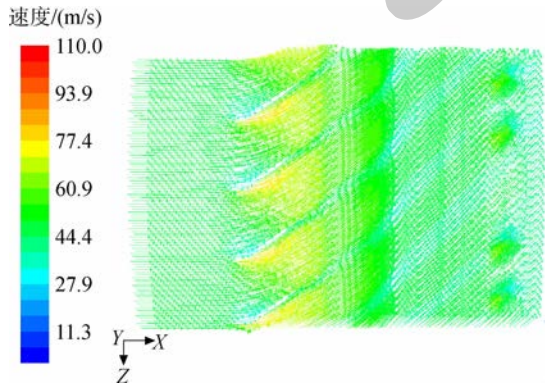
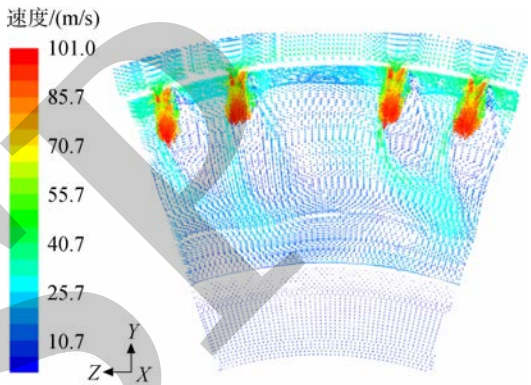


图 6 进气段速度分布图(方案 3)  
Fig. 6 Velocity distribution of inlet airflow test  
piece (No. 3)

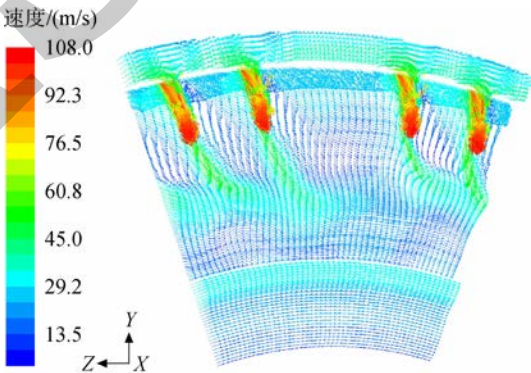
表 2 燃烧室进口截面气流速度及偏转角度平均值对比  
Table 2 Comparison of averaged velocity and deflexion  
angle of the combustor inlet section

| 参数         | 方案 1 | 方案 2 | 方案 3 |
|------------|------|------|------|
| 轴向速度/(m/s) | 41.7 | 42.1 | 42.7 |
| 径向速度/(m/s) | 9.2  | 9.6  | 9.8  |
| 切向速度/(m/s) | 0    | 22.1 | 32.6 |
| 气流偏转角度/(°) | 0.1  | 28.7 | 38.3 |

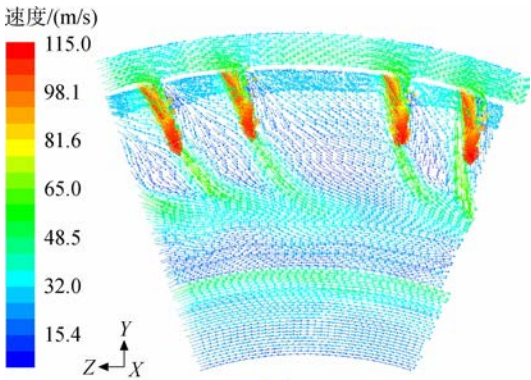
三种方案过截面 1 的速度场分布见图 7,从



(a) 方案1



(b) 方案2



(c) 方案3

图 7 截面 1 的速度分布  
Fig. 7 Velocity distribution on section 1

图中可以看出:①方案 1 的主燃孔进气基本为垂直壁面进气,各主燃孔之间的速度场分布不同,流动方向无规律,局部有旋涡。②方案 2 和方案 3 的主燃孔进气射流存在一定的偏转角度,偏转方向与火焰筒头部涡流片的旋向一致,对形成头部回流区有利。各主燃孔之间的速度场分布很相似,流动方向趋于一致,气流分布较规整。③导向叶片偏转角度越大,主燃孔进气射流偏转角度越大。

三种方案掺混孔和主燃孔进气的轴向速度、径向速度和切向速度平均值对比见图 8,从图中可以看出:①与方案 1 相比,增加带偏转角度的导向叶片后,主燃孔和掺混孔的径向速度几乎没有变化,轴向速度逐渐加大,但增幅较小。②方案 1 的主燃孔和掺混孔的切向速度接近 0 m/s,随着导向叶片偏转角度的增大,主燃孔和掺混孔的切向速度逐渐加大,且增幅较大。③燃烧室进口截面气流的切向速度和偏转角度使主燃孔和掺混孔的进气存在一定的偏转角度,对进气孔的速度分布产生了影响。

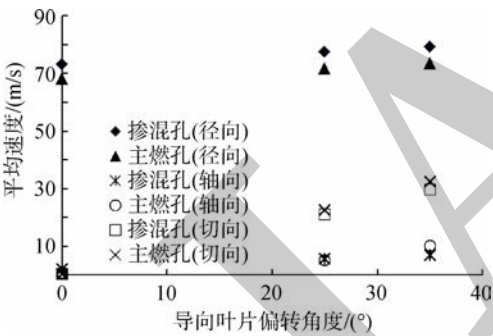


图 8 主燃孔和掺混孔的进气平均速度  
Fig. 8 Averaged velocity of the dilution and primary holes

带偏转角度的导向叶片使燃烧室的进口流场变得不均匀,对燃烧室进口截面的速度分布、速度大小及气流偏转角度均存在影响。燃烧室进口流场的变化使火焰筒进气孔的进气发生变化,进而影响燃烧室内部的燃烧及掺混。

4.2 燃烧室总压恢复系数计算结果及分析

燃烧室总压恢复系数定义为燃烧室出口平均总压与燃烧室进口平均总压之比,定义式如下:

$$\delta = \frac{p_{t4}}{p_{t3}} \tag{1}$$

式中  $p_{t3}$ 、 $p_{t4}$  分别为燃烧室进口截面和出口截面的平均总压。

方案 1、方案 2、方案 3 的燃烧室总压恢复系

数依次为 96.9%、96.5%、96.1%,与方案 1 相比,增加带偏转角度的导向叶片后,燃烧室总压恢复系数呈降低的趋势,随着导向叶片偏转角度的加大,燃烧室总压恢复系数逐渐降低。分析原因为增加带偏转角度的导向叶片后,气流在二股通道中存在较大的切向速度,气流穿过火焰筒进气孔的流动损失增大,造成燃烧室总压恢复系数降低。

4.3 燃烧室燃油质量分数场计算结果及分析

在燃烧模拟计算前,开展了冷态燃油质量分数场计算(燃油质量分数为  $C_{12}H_{23}$  的质量分数,记为  $w_{C_{12}H_{23}}$ )。三种方案过截面 1 的燃油质量分数场计算结果见图 9,从图中可以看出:①在截面 1,方案 1 的燃油沿周向主要集中在与火焰筒头部涡流片旋向相同的区域,燃油富集区贴近火焰筒外环壁面。②与方案 1 相比,在截面 1,方案 2 和方案 3 的燃油周向分布比较均匀,燃油富集区域向燃气通道中间位置移动。其原因为方案 2 和方案 3 的主燃孔进气射流存在一定的轴向和切向分速度,喷嘴喷射出来的燃油会随着气流沿周向旋转使得燃油沿周向分布比较均匀。主燃孔进气射流存在一定偏转角度,在偏转气流的拖曳挤压作用下使燃油富集区域向燃气通道中间位置移动;③导向叶片对燃油富集区域的分布位置、分布形状、燃油质量分数峰值均存在影响,进而影响燃烧室的点火性能、熄火性能和温度场分布。

4.4 燃烧室温度场的计算结果及分析

三种方案的温度场计算结果见图 10~图 12,从图中可以看出:①方案 1 过截面 1 的高温区主要集中在与火焰筒头部涡流片旋向相同的区域并且靠近火焰筒外环。方案 2 和方案 3 沿周向的高温区范围扩大,在两个主燃孔之间均分布有高温区,并且高温区向燃气通道中间位置移动。原因为主燃孔截面高温燃气在旋转气流作用下沿周向扩散并受到主燃孔射流的冲击形成多个高温区,高温区的分布位置与燃油质量分数分布相关,高温区主要位于燃油质量分数高的区域。②方案 1 过截面 2 的高温区靠近火焰筒外环且被外环掺混射流分割成独立分散的多个区域,高温区基本位于两个掺混射流之间。方案 2 和方案 3 除在靠近外环壁面的区域存在多个高温区外,在燃气通道中心区域也出现了高温区,并且各高温区有相互融合的趋势。分析原因为方案 1 的外环掺混射流方向垂直壁面,外环掺混射流阻止了高温燃气的

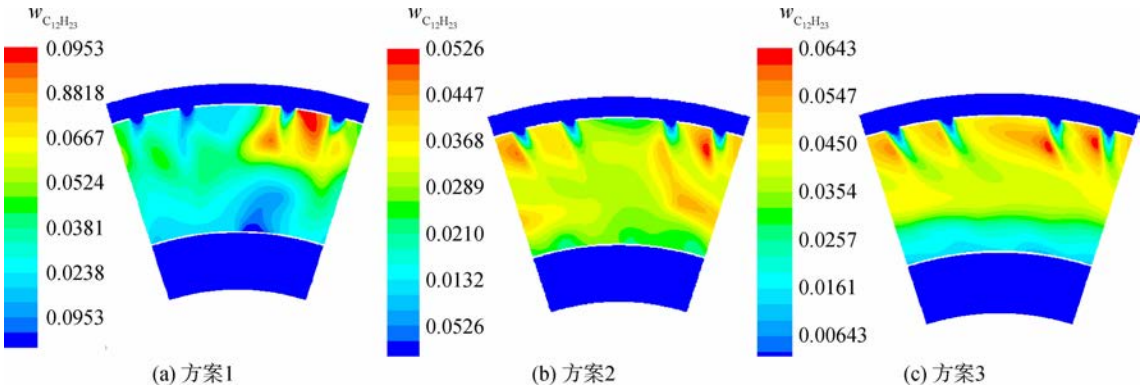


图 9 截面 1 的燃油质量分数分布

Fig. 9 Mass fraction distribution of  $C_{12}H_{23}$  on section 1

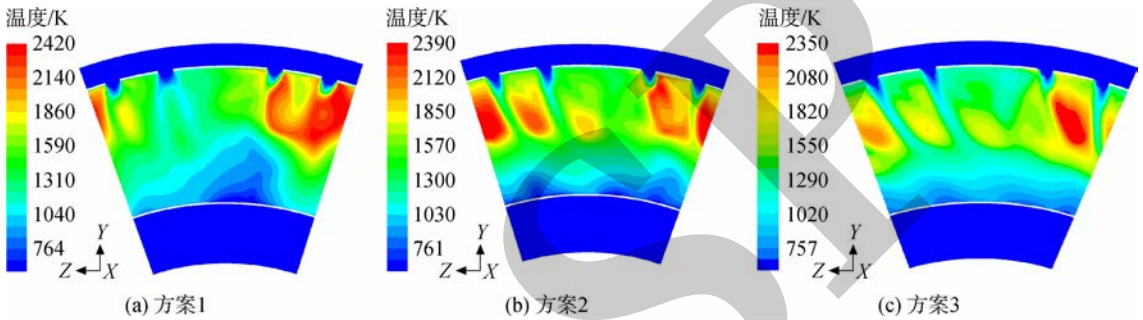


图 10 截面 1 温度场分布图

Fig. 10 Temperature distribution on section 1

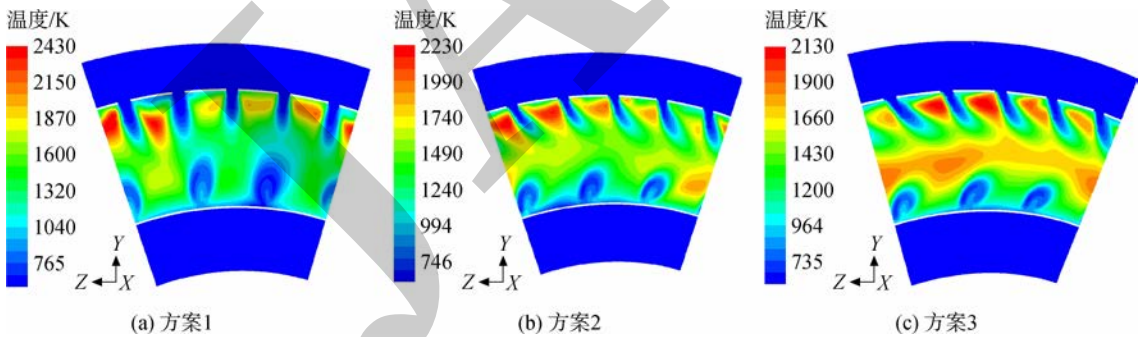


图 11 截面 2 温度场分布图

Fig. 11 Temperature distribution on section 2

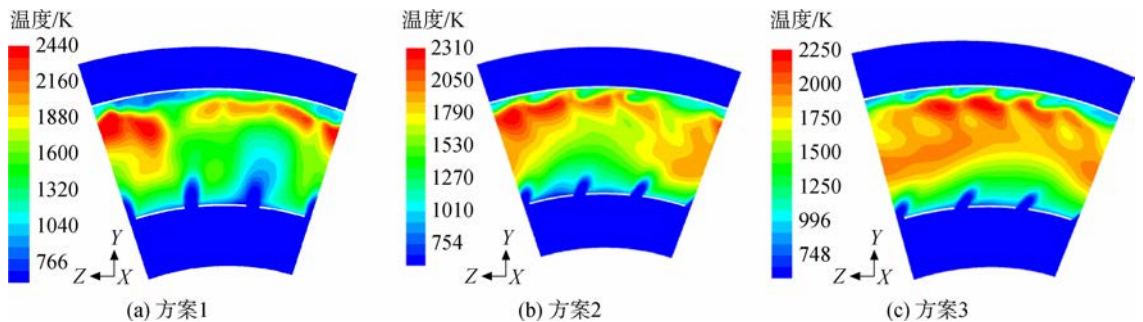


图 12 截面 3 温度场分布图

Fig. 12 Temperature distribution on section 3

周向运动,各高温区呈现独立分散的分布趋势。而方案 2 和方案 3 的外环掺混射流由于存在一定的偏转角度和切向分速度,同时掺混射流的速度高、温度低,相比高温燃气具有更大的密度和动量,外环掺混射流在惯性作用下将高温燃气推向燃气通道中心区域,同时内环掺混射流也阻挡高温燃气靠近内环壁面,因此形成了高温燃气集中在中心区域的现象。另外,在内外环掺混射流的拖曳挤压作用下,高温燃气存在切向速度而沿圆周方向运动,从而使各高温区呈现相互融合的趋势。③随着导向叶片偏转角度的增大,内外环掺混孔的进气射流偏转角度逐渐加大,在偏转气流的作用下,过内外环掺混孔横截面的温度场周向分布越来越均匀,掺混效果越来越好。④随着导向叶片偏转角度的加大,过内外环掺混孔横截面的燃气最高温度逐渐下降。与方案 1 相比,方案 2、方案 3 过外环掺混孔横截面的最高温度分别下降 185.9 K、285.8 K。与方案 1 相比,方案 2、方案 3 过内环掺混孔横截面的最高温度分别下降 121.5 K、176.8 K,下降幅度较大。

4.5 燃烧室出口温度场计算结果及分析

燃烧室 OTDF 的定义式如下:

$$f_{otd} = \frac{T_{t4max} - T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}} \tag{2}$$

式中  $T_{t4max}$  为燃烧室出口最高温度,  $T_{t4}$  为燃烧室出口平均温度,  $T_{t3}$  为燃烧室进口平均温度。

三种方案的燃烧室出口温度分布见图 13, 计算结果表明:①方案 1 的出口高温区周向位于与火焰筒头部涡流片旋向相反的区域。方案 2 的出口高温区周向位于与火焰筒头部涡流片旋向相同的区域。方案 3 在与火焰筒头部涡流片旋向相同和相反的区域均分布有高温区,高温区沿周向分布较均匀。②随着导向叶片偏转角度的增大,燃烧室出口温度场沿周向分布越来越均匀,出口最高温度逐渐下降。③方案 1、方案 2、方案 3 的燃烧室 OTDF 依次为 0.33、0.259、0.17,导向叶片偏转角度对燃烧室 OTDF 的影响较大,随着导向叶片偏转角度的加大,燃烧室 OTDF 逐渐降低且降低幅度较大。与方案 1 相比,方案 2、方案 3 的燃烧室 OTDF 分别下降 21.5%、48.5%。分析原因随着导向叶片偏转角度的增大,掺混孔的射流进气偏转角度逐渐加大,在偏转气流的作用下,使过掺混孔截面的温度场周向分布越来越均匀,掺混效果越来越好,燃烧室出口最高温度逐渐下降,燃烧室 OTDF 随之降低。

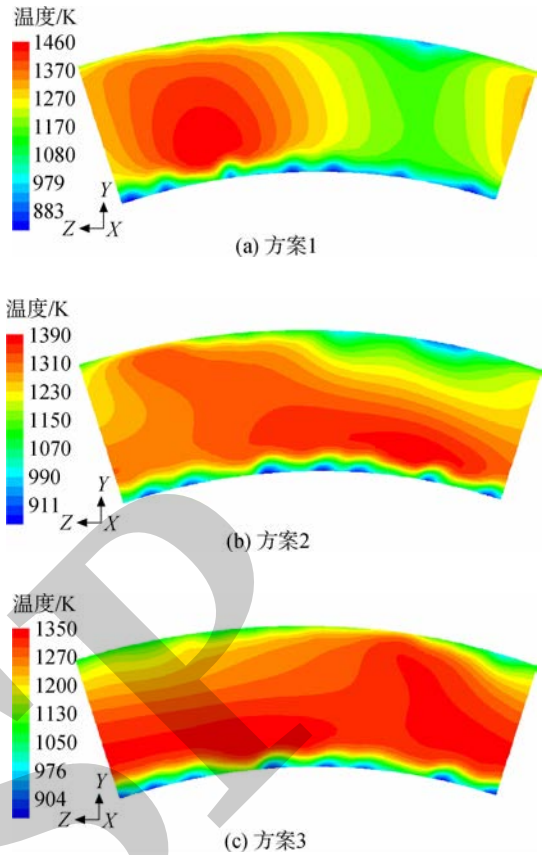


图 13 燃烧室出口温度分布

Fig. 13 Outlet temperature distribution of combustor

三种方案的无量纲出口径向温度分布对比见图 14,图 14 中横坐标为无量纲出口径向温度,由叶高同一径向位置平均温度与出口平均温度之差再除以温升所得,纵坐标为无量纲径向高度,由各径向高度与通道内环半径之差再除以通道高度所得。从图中可以看出:在靠近叶根和叶尖的区域,三种方案的无量纲出口径向温度分布曲线形状基本一致。在 22%~65%叶高区域,分布形状有差异,方案 1 在 22%~65%叶高区域的无量纲温度差别很小,最大值与最小值仅差 0.02,分布形状近似直线。方案 2 和方案 3 在 25%~65%叶高区域的无量纲温度差别较大,方案 2 的最大值与最小值相差 0.1,方案 3 的最大值与最小值相差 0.07,分布形状为曲线。

燃烧室 OTDF 只用到了出口测量截面上一点的信息,只能反映出口截面温度峰值与平均温度的偏离程度。出口径向温度分布系数(RTDF)只能反映径向位置平均温度峰值与出口平均温度的偏离程度,而采用对各点温度求平均值的方式,会使高温点与低温点相互抵消,导致特征温度点被掩盖。因此,仅用 OTDF、RTDF 等全局指标作为温度场的评价标准存在一定的局限性。为了更

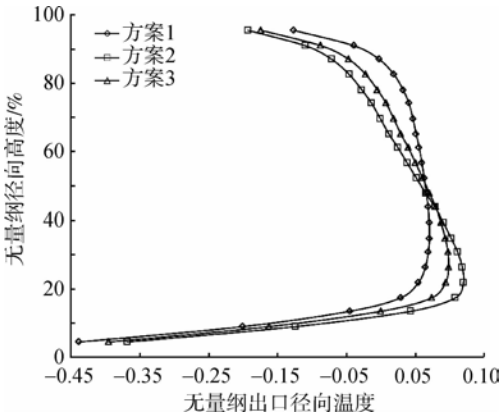


图 14 无量纲出口径向温度分布  
Fig. 14 Dimensionless outlet radial temperature distribution

细致地研究燃烧室进口流场对燃烧室出口温度场的影响,本文对燃烧室出口截面同一径向高度的周向温度分布不均匀度进行了统计分析。沿径向高度共取 20 组数据,同一径向高度的每组数据沿周向取 100 个温度点,每组数据的周向温度分布不均匀度定义为该组温度的最大值与最小值之差除以最大值。三种方案在不同径向高度的周向温度分布不均匀度对比见图 15,图 15 中横坐标为周向温度分布不均匀度,纵坐标为无量纲径向高度。从图中可以看出:①三种方案的出口周向温度分布不均匀度的分布趋势基本一致,沿叶高方向,出口温度周向分布不均匀度呈现先减后增的分布趋势。②在同一径向高度,随着导向叶片偏转角度的加大,周向温度分布不均匀度逐渐降低。与方案 1 相比,在靠近叶根和叶尖的区域,方案 2 和方案 3 的周向温度分布不均匀度降低幅度较小,在 13%~85% 叶高的区域,方案 2 和方案 3 的周向温度分布不均匀度降低幅度较大,方案 2 的最大降幅为 15.1%,方案 3 的最大降幅为 18.5%。

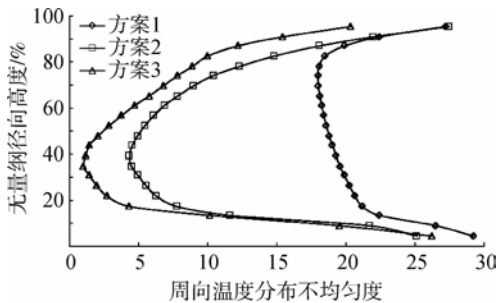


图 15 不同径向高度的周向温度分布不均匀度对比  
Fig. 15 Comparison of uneven value of circumferential temperature distribution of different radial heights

4.6 燃烧效率计算结果与分析

采用燃气分析法计算燃烧效率,燃烧效率 ( $\eta_b$ ) 的计算公式如下:

$$\eta_b = \frac{\varphi_{CO_2} + 0.531\varphi_{CO} - 0.319\varphi_{CH_4} - 0.397\varphi_{H_2}}{\varphi_{CO_2} + \varphi_{CO} + \varphi_{uhc}} \quad (3)$$

式中  $\varphi_{CO_2}$ 、 $\varphi_{CO}$ 、 $\varphi_{CH_4}$ 、 $\varphi_{H_2}$ 、 $\varphi_{uhc}$  依次为燃气中二氧化碳、一氧化碳、甲烷、氢气、未燃碳氢化合物的体积分数。

方案 1、方案 2 及方案 3 的燃烧效率计算值依次为 0.998、0.998、0.999,可以看出导向叶片偏转角度对燃烧效率影响不大,各方案的燃烧效率大致相当。对于该种结构形式的燃烧室,导向叶片偏转角度会使火焰筒内部旋流增强,进而加强空气与燃油的掺混强度,从理论分析看导向叶片偏转角度的加大对提高燃烧效率是有利的,但是,由于均匀进气(方案 1)时燃烧室的燃烧效率已达到 0.998,燃烧效率的提升空间有限,因此导向叶片偏转角度对燃烧室效率的影响不明显。

5 结 论

在某回流燃烧室试验件的基础上,通过在轴向扩压器上安装带偏转角度的导向叶片,获得不均匀的燃烧室进口流场,数值模拟燃烧室进口流场的变化对燃烧室性能的影响,主要结论如下:

- 1) 带偏转角度的导向叶片使燃烧室的进口流场变得不均匀,受导向叶片的影响,燃烧室进口截面的气流具有一定的偏转角度和切向分速度。
- 2) 随着导向叶片偏转角度的加大,主燃孔和掺混孔的轴向速度小幅增加,切向速度逐渐加大且增幅较大。
- 3) 随着导向叶片偏转角度的加大,燃烧室总压恢复系数逐渐降低。
- 4) 带偏转角度的导向叶片使燃油富集区向燃气通道中间位置移动,使燃油周向分布变均匀。
- 5) 带偏转角度的导向叶片使燃烧室内高温区向燃气通道中间位置移动,使各截面的温度场周向分布变均匀。
- 6) 带偏转角度的导向叶片对燃烧室的燃烧效率影响不大。
- 7) 随着导向叶片偏转角度的加大,燃烧室 OTDF 逐渐降低且降低幅度较大。在同一径向高度,随着导向叶片偏转角度的加大,燃烧室出口周向温度分布不均匀度逐渐降低。

参考文献:

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

[2] 金如山. 燃烧室进口流场的几个问题[R]. 北京航空学院科学研究报告 BH-C 241, 1977.

[3] CLARKE J S, JACKSON S R. General consideration in the design of combustion chambers for aircraft and industrial gas turbines[R]. SAE Technical Paper 640009, 1962.

[4] CARROTTE J F, MCGUIRK J J. Enhanced external aerodynamic performance of a generic combustor using an integrated OGV/pre-diffuser design technique[R]. ASME Paper GT2006-90184, 2006.

[5] WALKER A D, CARROTTE J F, MCGUIRK J J. Compressor-diffuser-combustor aerodynamic interactions in lean module combustors [R]. ASME Paper GT2007-27872, 2007.

[6] SHADOWEN J H, EGAN W J J. Evaluation of circumferential airflow uniformity entering combustors from compressors[R]. NASA CR-121009, 1972.

[7] 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)

[8] 李继保, 金如山. 燃烧室出口径向温度分布试验及分析模型[J]. 航空动力学报, 1989, 4(1): 37-40.

LI Jibao, JIN Rushan. Test and model for analyzing thermal temperature distribution at the outlet of a combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1): 37-40. (in Chinese)

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

[10] HUMENIK F M. Performance of short length turbojet combustor insensitive to radial distortion of inlet airflow [R]. NASA TND-5570, 1970.

[11] 莫礼孝. 燃烧室进口流场对流量分配和总压损失的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1991, 4(1): 223-229.

MO Lixiao. Influences of the combustor inlet field on the flux distribution and total pressure loss [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1991, 4(1): 223-229. (in Chinese)

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

GU Mingqi. Experiment study on influences of the combustor inlet field distortion on outlet temperature distribution factor [J]. Aeroengine, 1994(2): 1-11. (in Chinese)

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

YANG Rui. Influences of the combustor inlet field distortion on combustor performance [J]. Aeroengine, 1994(3): 28-33. (in Chinese)

[14] 雷雨冰, 赵坚行. 进口速度分布对短突扩压器性能的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 3(2): 209-213.

LEI Yubing, ZHAO Jianxing. Influence of inlet velocity distribution on dump-diffuser performance [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 3(2): 209-213. (in Chinese)

[15] 王枫, 张贵田, 黄日鑫. 入口非均匀流对亚燃燃烧室性能影响数值研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(2): 223-228.

WANG Feng, ZHANG Guitian, HUANG Rixin. Numerical investigation on performance of a ramjet combustion chamber with nonuniform inlet flows [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(2): 223-228. (in Chinese)

[16] JANUS M C, RICHARDS G A, YIP M J, et al. Effects of ambient conditions and fuel composition on combustion stability [J]. ASME Paper 1997-GT-266, 1997.

[17] STRAUB D, RICHARDS G, YIP M J. Importance of axial swirl vane location on combustion dynamics for lean premix fuel injectors [J]. AIAA 98-3909, 1998.

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

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

(编辑: 陈 越)