

# 径向槽对涡轮叶间补燃室性能影响的数值研究

李 明<sup>1,2</sup>, 唐 豪<sup>1</sup>, 郑海飞<sup>1</sup>, 李 炎<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中航空发动机研究院有限公司, 北京 100028)

**摘 要:** 为探究径向槽对涡轮叶间补燃室的影响, 设计了两种涡轮叶间补燃室模型. 用计算流体动力学的方法对涡轮叶间补燃室内流动及燃烧进行数值模拟, 数值模拟结果与实验数据基本吻合. 涡轮叶间补燃室性能稳定, 燃烧效率在 97.5% 以上, 绝对压力损失为 5.7%. 叶背径向槽会引起气流在叶背发生分离, 流场遭严重破坏, 叶盆径向槽会减弱分离现象, 改善出口径向平均速度分布. 叶盆径向槽可提高燃烧效率, 降低叶片表面温度, 使叶间、出口温度更均匀. 叶盆径向槽较叶背径向槽能降低 CO、未燃碳氢化合物的排放量, 但会引起 NO 排放量增加.

**关 键 词:** 涡轮燃烧室; 涡轮叶间补燃室; 超紧凑燃烧室; 径向槽; 计算流体动力学

**中图分类号:** V231.2

**文献标志码:** A

## Numerical investigation of influence of radial vane cavity on turbine inter-vane burner performance

LI Ming<sup>1,2</sup>, TANG Hao<sup>1</sup>, ZHENG Hai-fei<sup>1</sup>, LI Yan<sup>1</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,  
College of Energy and Power Engineering,

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

2. Academy of Aeronautic Propulsion Technology,

Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100028, China)

**Abstract:** Two turbine inter-vane burner (TIB) models with different radial vane cavities (RVC) were designed to investigate the influence of RVC on TIB. Computational fluid dynamic method was carried out to simulate the turbulent flow and combustion in the TIB. Comparisons show that the simulation results accord well with the experimental data. TIB performs well with 97.5% or higher combustion efficiency and 5.7% pressure loss. Airflow is detached from the convex surface of the vane with RVC in the same surface and the flow field is changed drastically. The RVC in the concave surface can alleviate the detachment and mitigate the radial profile of velocity distribution at the outlet. In the TIB with RVC in the concave surface of the vane, the combustion efficiency is relatively higher; the vane temperature is lower and the temperature distribution is more uniform in the passage and outlet. The emission of CO and unburned hydrocarbon is lower in the TIB with RVC in the concave sur-

**收稿日期:** 2013-08-21

**基金项目:** 国家自然科学基金(51076064)

**作者简介:** 李明(1986—), 男, 河南固始人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧技术研究.

**通讯作者:** 唐豪(1960—), 男, 江苏苏州人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事新概念动力循环与燃烧研究.

E-mail: hao.tang@nuaa.edu.cn

face. However, the emission of NO will increase.

**Key words:** turbine burner; turbine inter-vane burner; ultra-compact combustor; radial vane cavity; computational fluid dynamic

为提高航空燃气涡轮发动机推质比、降低耗油率,通常采取措施是提高涡轮进口温度,但此方法受材料耐热程度的严格限制,同时带来冷却气流量增加、涡轮工作环境恶化、污染物(尤其 NO<sub>x</sub>)排放增多等问题。Sirignano 等<sup>[1-2]</sup>提出的涡轮燃烧室(turbine burner, TB)概念将提高航空燃气涡轮发动机性能的研究引向一个新的方向。涡轮燃烧室的高焓燃气流经高压涡轮级后,焓值降低,转变为涡轮轴的机械功,而后进入低压涡轮级继续膨胀,此时的燃气做功能力下降,若提高低压涡轮级进口温度,将增大其焓值,增大发动机循环功,提高推力。涡轮叶间补燃室(turbine inter-vane burner, TIB,下文简称补燃室)正是基于此基本理念,即在涡轮导向叶片间的通道内喷油再次燃烧,形成补燃室。

针对增加了补燃室的双轴混排涡扇发动机热力循环过程,程本林等<sup>[3]</sup>分析发现其单位推力明显增加,李建峰等<sup>[4]</sup>研究发现涡扇发动机采用涡轮燃烧技术能提高其效率和推力。然而涡轮内流速高、流程短的特点使涡轮燃烧存在燃料掺混、火焰稳定困难等问题。美国空军研究实验室设计了涡轮叶片顶部带燃烧环的超紧凑燃烧室(ultra-compact combustor, UCC),该技术将涡轮燃烧向实用化推进了一步<sup>[5]</sup>。Zelina 等<sup>[6]</sup>及 Mawid 等<sup>[6]</sup>通过数值模拟发现,该燃烧室有燃烧效率高、压力损失小、污染排放低的特点。Greenwood 等<sup>[7-8]</sup>数值研究了带径向槽(radial vane cavity, RVC)结构的 UCC 特性,发现径向槽利于燃气输运,改善出

口温度分布。Mawid 等<sup>[9]</sup>数值模拟了 3 种不同台阶形式的径向槽对 UCC/TIB 的影响,发现矩形台阶模型能加强气体掺混,但燃烧效率不如向后、向前台阶模型。李明等<sup>[10]</sup>曾数值研究了带辐射模型的补燃室性能,验证了计算方法的准确性,同时发现在直叶片中的径向槽能促进气流混合。

前述的研究中,多采用了直叶片的形式,为了更能准确地模拟发动机内的流动,本文根据 Greenwood<sup>[7]</sup>的 UCC 实验结构及某型涡喷发动机涡轮导向叶片结构,结合 Anisko 等<sup>[11-12]</sup>的研究成果,设计弯叶片的补燃室模型,用计算流体力学(CFD)方法来分析径向槽安装位置对补燃室内燃烧及流动的影响,进一步探究径向槽影响补燃室的机理。

## 1 模型结构

图 1 示意了补燃室的结构。为模拟弯叶片的进口流场,在每个导向叶片前安装了预旋叶片,每个导向叶片的叶背(或叶盆)均带有径向槽,正好位于燃烧环下方。径向槽的前后端面均倾斜一定角度,这样有利于槽内气体向通道底层流动,增加气体混合。其中,燃烧环宽为 25 mm,导向叶片长为 60.5 mm,其余具体尺寸可参考文献[11]的“Inch 45”模型。

图 2 是带径向槽的叶片结构,径向槽长度等于燃烧环宽度,径向槽宽度约为叶片厚度的 2/3,径向槽高度则是叶片高度。下文将径向槽位于叶背、叶盆的补燃室模型分别称为模型 1、模型 2。

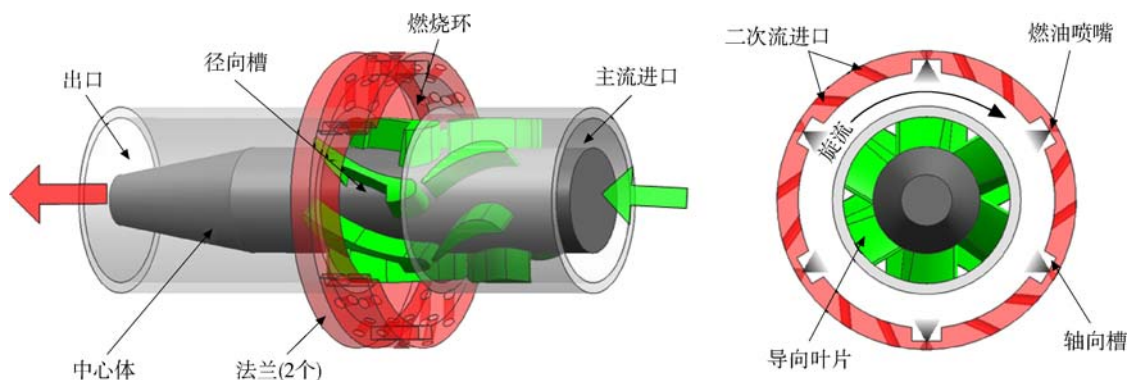


图 1 补燃室结构示意图

Fig. 1 Sketch of TIB structure

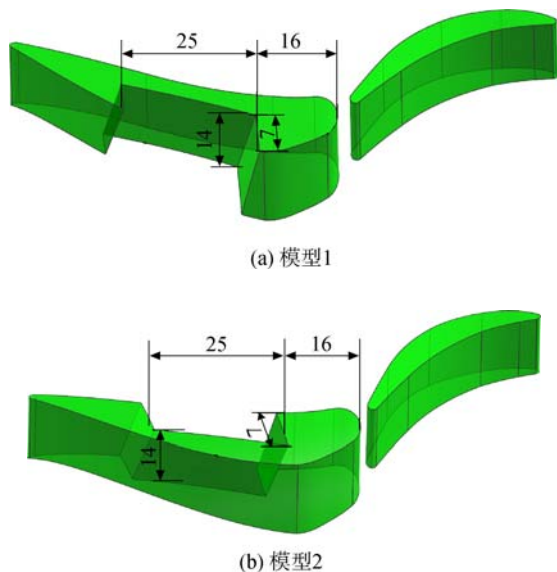


图2 带径向槽的叶片结构(单位:mm)  
Fig. 2 Structure of vane with RVC (unit:mm)

## 2 数学模型

### 2.1 计算域

为减少计算量,只取补燃室的  $60^\circ$  的扇形域进行模拟.将复杂的流域划分为 130 万左右的四面体网格,如图 3 所示.在计算过程中,还采用了网格自适应方法,控制壁面的  $y^+$  在 100 以内,以满足壁面函数的要求<sup>[13]</sup>.

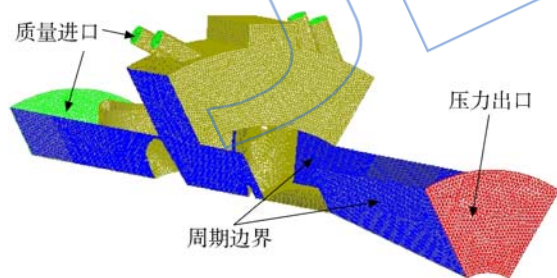


图3 补燃室计算域网格  
Fig. 3 Computational grid for TIB

### 2.2 计算方法及模型选择

采用 FLUENT 软件<sup>[13]</sup>对模型的流动及燃烧进行数值模拟.流动选用较接近航空发动机实验<sup>[14-15]</sup>的 realizable  $k-\epsilon$  湍流模型,对湍流发展不充分的近壁区域,使用非平衡壁面函数处理.燃烧采用适合湍流扩散火焰的  $\beta$  函数描述的概率密度函数(PDF)模型.用煤油作燃料,考虑 11 种组分<sup>[10]</sup>.计算污染物  $\text{NO}_x$  时同时计算热力型  $\text{NO}$  和快速型  $\text{NO}$ <sup>[16]</sup>.鉴于补燃室高温环境,选用离散

坐标(DO)辐射模型<sup>[10]</sup>.计算时,用分离隐式稳态求解器,交错压力格式(pressure staggering option, PRESTO)离散压力项,SIMPLEC(semi-implicit method for press-linked equations consistent)算法处理压力-速度耦合项.

### 2.3 边界条件

对于进口,给定气流质量和温度,出口给定压力,模型两侧为旋转周期面(图 3),考虑补燃室壁面与外界的换热(对流、辐射),工况参数如表 1 所示,其余可参考文献[7].

表1 工况参数

Table 1 Parameters of operating conditions

| 参数                     | 数值      |
|------------------------|---------|
| 主流流量/ $10^{-2}$ (kg/s) | 3.67    |
| 二次流量/ $10^{-3}$ (kg/s) | 8       |
| 进口总温/K                 | 528     |
| 燃烧环当量比                 | 1.62    |
| 操作压力/Pa                | 277 523 |
| 出口压力/Pa                | -6 895  |
| 煤油流量/ $10^{-4}$ (kg/s) | 8.89    |

为模拟较真实的油滴分布情况,用 5 种不同油滴直径、半锥角、质量分数的油雾锥群叠加,模拟油滴直径为  $55\mu\text{m}$ ,初速度为  $30.5\text{m/s}$ ,半锥角为  $35^\circ$  的油雾.5 种油雾锥群具体情况如表 2 所示<sup>[7]</sup>.

表2 5种油雾锥群

Table 2 Five injection cones

| 油雾锥群 | 半锥角/ $^\circ$ | 油滴直径/ $\mu\text{m}$ | 质量分数/% |
|------|---------------|---------------------|--------|
| 1    | 40            | 40                  | 10     |
| 2    | 30            | 50                  | 25     |
| 3    | 35            | 55                  | 30     |
| 4    | 32            | 60                  | 25     |
| 5    | 38            | 70                  | 10     |

## 3 计算结果与分析

对两补燃室模型采用以上的方法,得到内部的压力、速度、温度分布特点及其他结果.

### 3.1 压力分布

模型 1、模型 2 内部压力分布如图 4 所示.在燃烧环内,压力变化幅度不大,只在靠近叶片处存在相对低压区.在下游叶间通道内,压力变化大.

如  $y=86$  截面,两模型的压力分布趋势一致,径向槽内压力高,在叶盆侧,离叶片愈远,压力愈小;在叶背侧,愈靠近顶层,压力愈小.  $y=95$  截面则表现出离叶背越近,压力越低,叶背附近存在大面积低压区,特别是模型 1. 两模型出口截面( $y=125$ )的压力分布较为均匀.

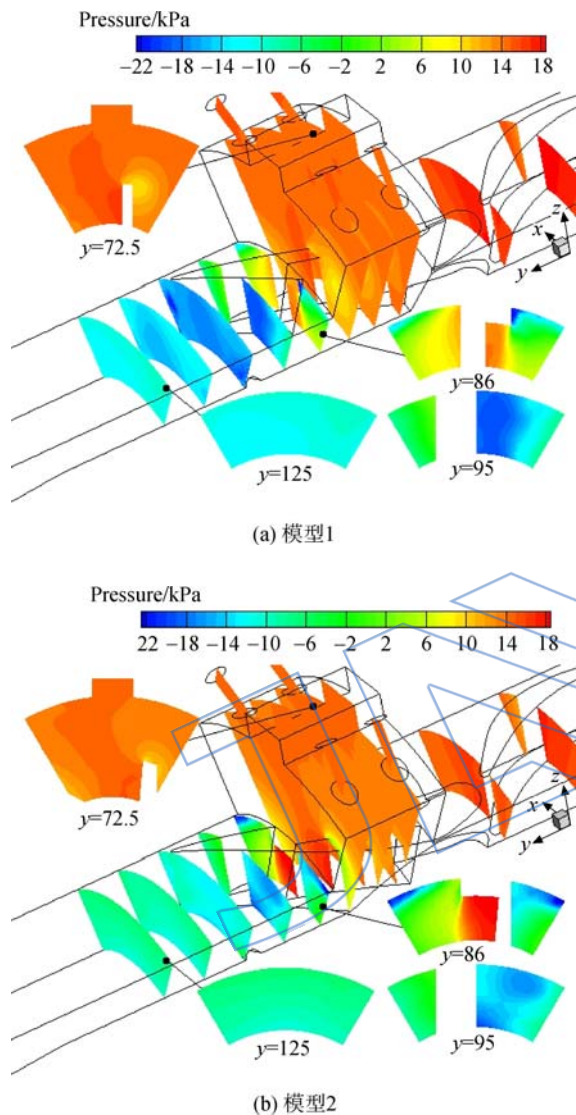


图 4 模型内部压力分布云图

Fig. 4 Contours of pressure in models

图 5 是叶片表面的压力分布,基本上带径向槽的一侧,前段(径向槽上游)及槽内压力高,后段(径向槽下游)压力低,压力在径向槽后端出口发生突变;另一侧的压力分布连续,但都存在压力梯度较大的区域,且位置不同,模型 2 的比模型 1 的靠前,发生在叶片中部.这样的压力分布与下面分析的流动特性密切相关.

### 3.2 速度分布

图 6 显示了两模型不同截面的速度矢量,速

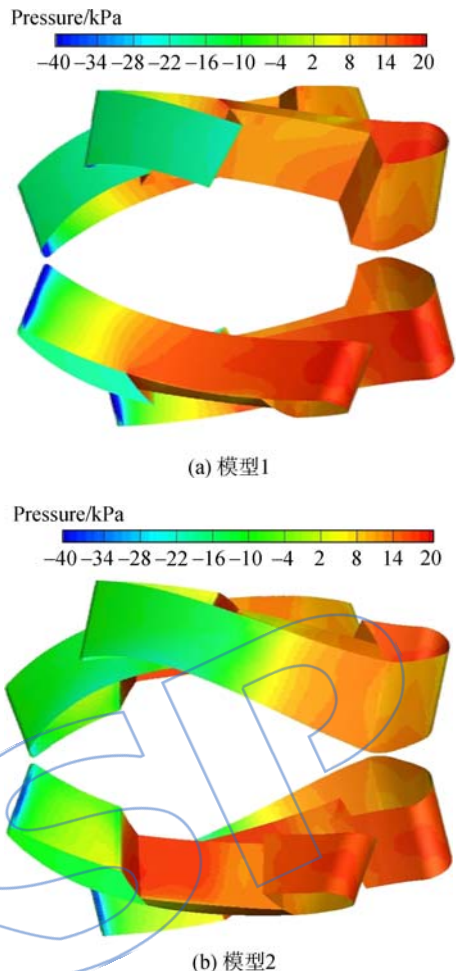


图 5 叶片表面压力分布云图

Fig. 5 Contours of pressure on vane surfaces

度分布极不均匀.在模型 1 的  $y=72.5$ (燃烧环中间)截面,在径向槽的上方及槽内出现了相对高速区,下部叶间通道的速度明显高于燃烧环内的环流.在  $y=86$  截面,由于大量高温燃气在径向槽的后端面集中脱离燃烧环,进入叶间通道,出现了图中的速度在  $240\text{m/s}$  左右的相对高速区.从  $y=95,105$ (叶梢)截面发现,靠近叶背的大部分区域,气体速度低;但在叶盆侧,气体速度极高,为  $310\text{m/s}$  左右.在出口( $y=125$ )截面,中间大部分区域速度高,两侧速度低,速度差高达  $212\text{m/s}$ ,这样的速度分布对下游高速旋转的低压涡轮叶片,会引起不平衡的冲击和周期性的振动.

与模型 1 对比发现,模型 2 的高温燃气在进入叶间通道后,同样会形成高速区,但最高速度较模型 1 低;同时叶背侧的低速区面积缩小.受二次气的冲击,进入径向槽的部分低速主流流进燃烧环,增加了环内流量.由于模型 2 叶间通道内的有效流通截面面积增大,速度分布逐渐改善,出口的速度场较为均匀.

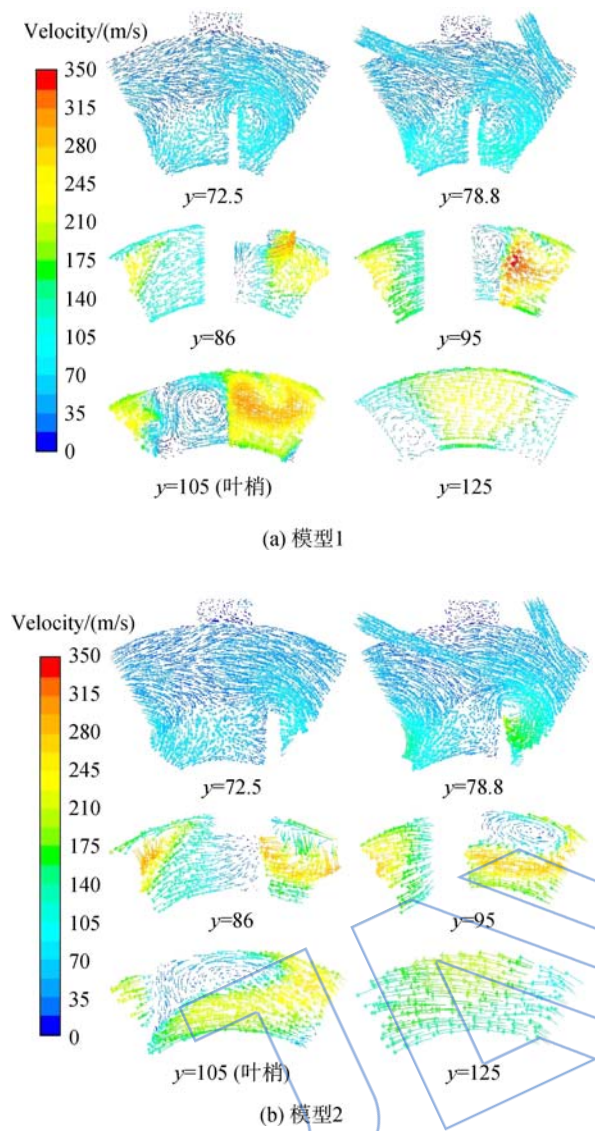


图6 不同截面速度矢量

Fig. 6 Velocity vectors of different crosswise sections

为更详细了解补燃室内流动,图7显示了由模型1主流进口、二次流进口引出的流线。结合图6(a)、图7(a)可见,主流在流经预旋叶片后进入导向叶片通道,大量气体集中到叶盆附近,部分主流越过叶片进入径向槽,然后脱离,与主流再次汇合,主流在径向槽下游的叶背发生严重分离(如图7(a)中圈出部分),大致沿与叶盆平行的方向流向下游。叶盆主流在流经叶盆后段时,受燃烧环流出的燃气冲击,向叶盆靠近,流动加速,压力降低,导致叶盆表面的压力急剧下降。部分叶盆侧主流离开叶梢后,倒流至叶背侧的低压区,形成回流。该回流区就是压力场中的叶背低压区。

结合图6(a)、图7(b)可看出,二次流进入燃烧环后,形成环流,而后或卷入径向槽或直接射入叶背侧通道(如图6(a)中  $y=78.8$  截面),进入径

向槽的二次流大部分在槽的后端面转向排入叶间通道(如图6(a)中  $y=86$  截面),并带有一定切向速度,这就阻碍了二次流靠近叶背,进而导致其附近产生回流(图7(b)中圈出部分),同时切向动量有限,无法穿透主流,因此燃气不靠近叶盆;从图7(b)中的侧视图发现,大部分二次流进入叶间通道时,并未集中在顶层,而是分散在整个叶片高度,说明燃气的径向速度足够大,可以穿透至底层,这利于高低温流体的混合;但随流动进行,又向顶层集中。

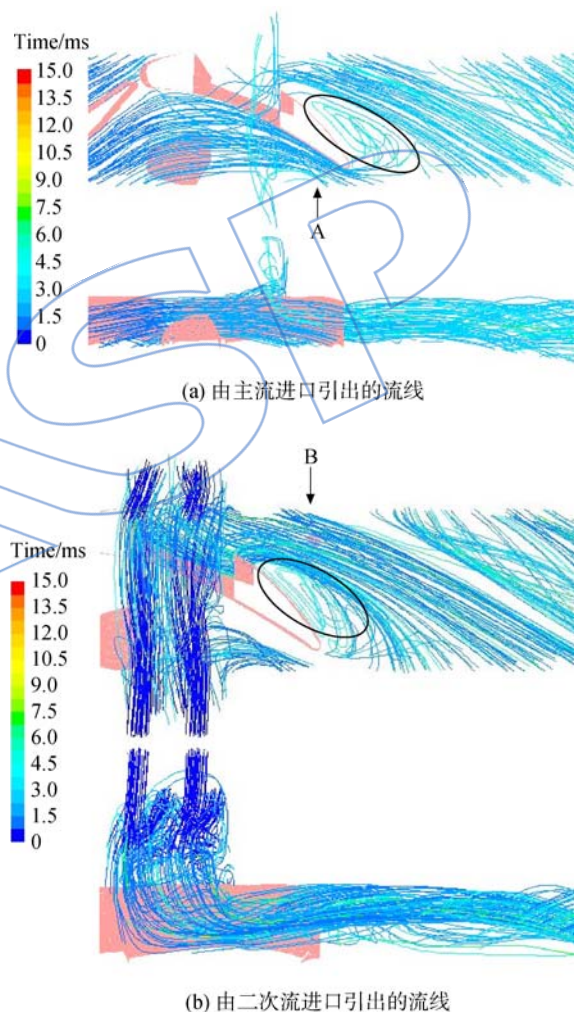


图7 模型1由进口引出的流线

Fig. 7 Streamlines released from inlets of model 1

图8显示了模型2由进口引出的流线。与模型1类似,模型2中,主流在进入叶间通道后,部分气体进入径向槽,受二次流卷吸作用,沿后端面向顶层流动,与燃烧环的环流掺混。由于径向槽内压力高,燃烧环内燃气径向速度有限,故很少穿透主流进入径向槽,多是在靠近叶背侧的燃烧环底部转向流入叶间通道。相比模型1,两股流体与叶

背的分离明显减弱,靠近叶背的回流现象减少。

结合图 7(b)、图 8 可发现,叶盆径向槽的存在在加大了主流冷气在燃烧环底部叶间通道的流通面积,利于环内高温燃气向通道的穿透掺混。

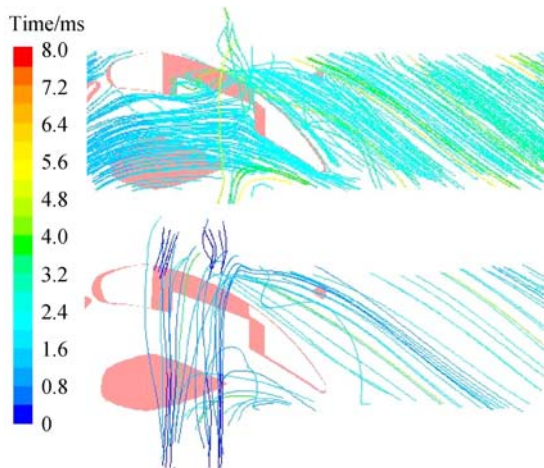
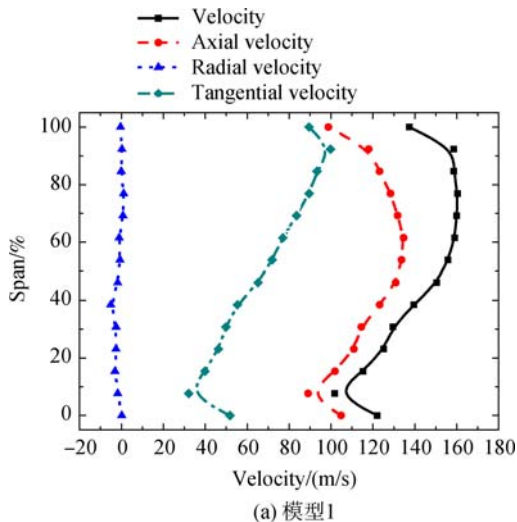


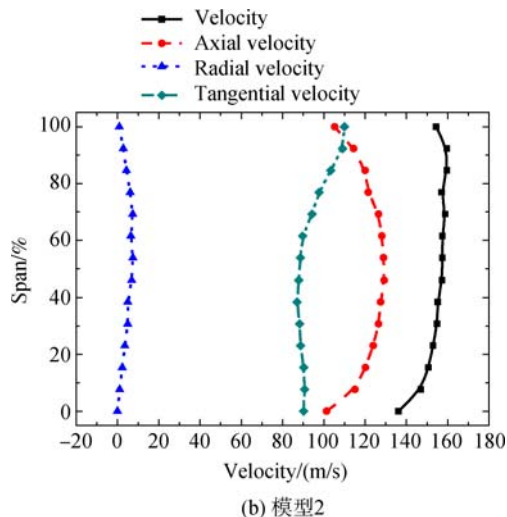
图 8 模型 2 由进口引出的流线

Fig. 8 Streamlines released from inlets of model 2

图 9 显示了出口径向平均速度沿相对叶高的变化. 可发现,两模型的合速度都主要是由轴向分速度及周向分速度组成,径向分速度几乎为零. 模型 1 出口的合速度在下半层(10%~60%叶高)基本随着相对叶高增加而升高,在 60%~90%叶高基本不变,靠近顶层,速度又下降;轴向分速度的分布趋势与合速度一致,且占了主要部分;周向分速度基本随相对叶高增加而增加. 模型 2 中,出口的合速度、分速度基本均匀;出口径向平均速度分布改善较大,下游的涡轮叶片受到的不平衡的冲击将显著下降,使用寿命也会增长。



(a) 模型1



(b) 模型2

图 9 出口径向平均速度沿相对叶高的变化

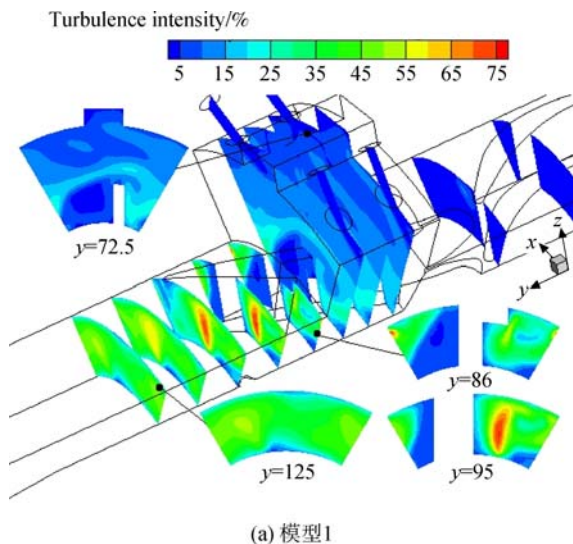
Fig. 9 Radial profile of average velocity at outlet along relative span

### 3.3 湍流强度

径向槽结构变化对湍流带来的影响主要在燃烧环下游叶间通道,具体湍流强度<sup>[13]</sup>分布如图 10 所示. 模型 1 径向槽内湍流强度较高,在叶背侧,出现局部极高湍流强度区,叶盆附近是低湍流强度区,随流动发展,高低湍流强度区扩散,逐渐消失. 模型 2 由于叶盆径向槽的存在,加强了掺混流动,使槽内湍流强度较模型 1 对应区域高;径向槽降低了叶间通道内最高流速,其湍流强度分布较为均匀,几乎不存在极高湍流强度的区域。

### 3.4 温度分布

图 11 显示了补燃室的温度云图. 两模型的高温区主要集中在燃烧环的右侧(如图 11 视角),即二次流的下游,这是由于燃气受二次流作用,向下游偏转,当地燃气质量分数大,氧气充足,燃烧集



(a) 模型1

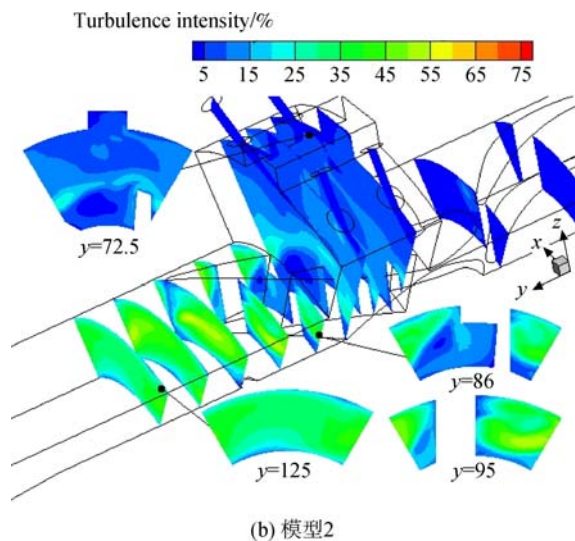


图10 湍流强度云图

Fig. 10 Contours of turbulence intensity

中,温度高.模型1中,靠近叶背的回流区温度也较高,一方面因为部分可燃气体( $\text{CO}$ ,  $\text{UHC}$ (未燃碳氢化合物))在含氧丰富的回流区继续氧化放热;另一方面,回流区气体受到附近高温燃气的持续加热.回流区高温逐渐扩散,导致在出口截面,顶层的温度较高,且底部仍有局部低温区.模型2叶间通道的温度分布与模型1有较大不同,模型2几乎没有较高温区,叶盆径向槽增大了二次流与主流的接触面积,环内燃气在通道内流速低,时间长,混合充分.从叶盆径向槽后端翻过叶背的低温主流射入正在进入叶间通道的高温燃气,不但使可燃物继续氧化放热,而且增强了混合,才能使在叶背侧没有高温区( $y=86$ 截面),温度分布较均匀,品质较好,特别是出口.

两模型出口径向平均温度沿相对叶高的变化如图12所示.模型1的出口径向平均温度在

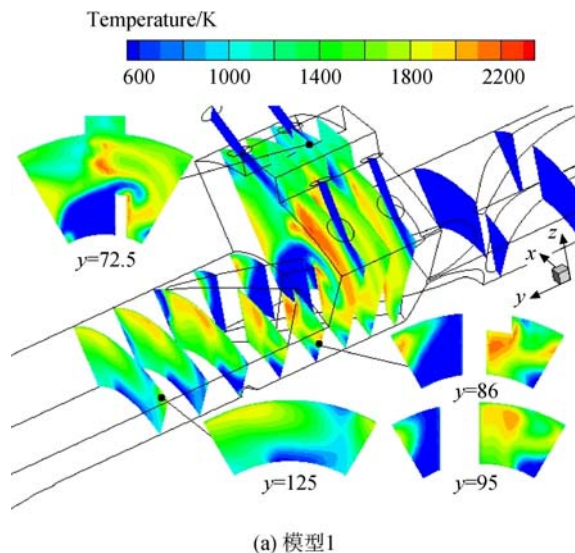


图11 补燃室的温度云图

Fig. 11 Contours of temperature in burner

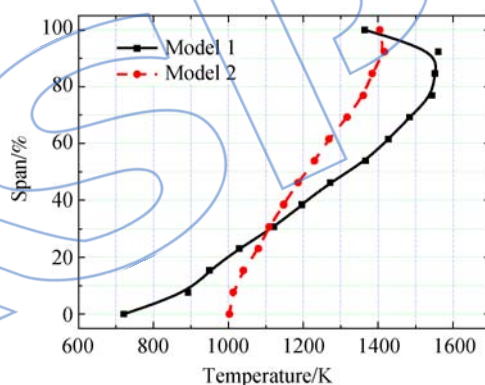


图12 出口径向平均温度沿相对叶高的变化

Fig. 12 Radial profile of average temperature at outlet along relative span

700~1550 K 范围,从叶根沿相对叶高逐渐升高,到90%叶高时达到最大,随后回落约200 K.模型2的出口径向平均温度几乎沿相对叶高直线分布,从1000 K增至1400 K.两者都存在温度变化幅度大、分布曲线不理想、不符合下游涡轮要求的“两端低、中间高”要求等问题,但模型2的出口径向平均温度较模型1变化幅度小,更均匀.

叶片表面温度影响其使用性能及工作寿命,两模型叶片表面温度云图如图13所示.两模型的叶盆贴近主流冷气,故温度低,基本在700 K附近.但两者叶背温度分布不同:模型1叶背后段温度基本在1600 K附近,而且上层高,底部低,径向槽受燃气加热,有较大面积较高温区(1800 K),这在实用过程中会增加叶片冷却负担,降低叶片的使用时间;模型2叶背温度分为高低两部分,上

部受燃气传热温度高,基本在 1300 K 左右,而且较高温度区(1600 K)面积很小,下部受主流冷气控制,大概为 600 K,整体温度分布较模型 1 得到很大改善。

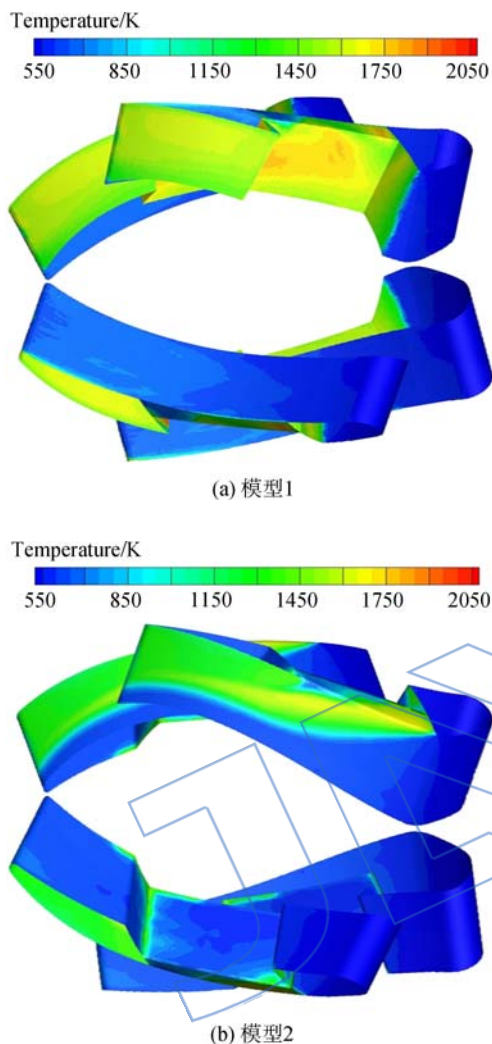


图 13 叶片表面温度云图

Fig. 13 Contours of temperature on vane surfaces

### 3.5 污染物排放及其他性能

两模型 NO 生成速率云图如图 14 所示,NO 主要生成于燃烧环的底部(高低温流体剪切面)及油雾锥的迎风边缘(如两模型中的  $y=72.5, 78.8$  截面)及下游叶间通道的中间区域。油雾锥附近 NO 生成速率高的原因是:雾化燃油喷入补燃室后,先蒸发后燃烧,属于扩散燃烧,在油雾锥的边缘,二次流速度大,油滴对流换热的努塞尔数大,油雾颗粒蒸发常数大,油滴蒸发快<sup>[17]</sup>,油滴直径小,而且当地气多油少,当量比小于 1,易生成 NO<sup>[18]</sup>。燃烧环底部及叶间通道的高低温流体剪切面同样是 NO 的高速生成区,这主要是由于:当

地温度高、氮氧体积分数大,当量比小,燃烧处于贫油模式,同时燃气受主流影响(阻挡、滞留)而减速,停留时间增加。

对比两模型发现,模型 2 的 NO 生成速率较模型 1 对应区域高,特别是剪切面。主要原因是,叶盆径向槽引入了新鲜的主流,一定程度上降低了主流速度,同时主流流入下游叶间通道底层,增加了当地的氮氧体积分数,降低了当量比。

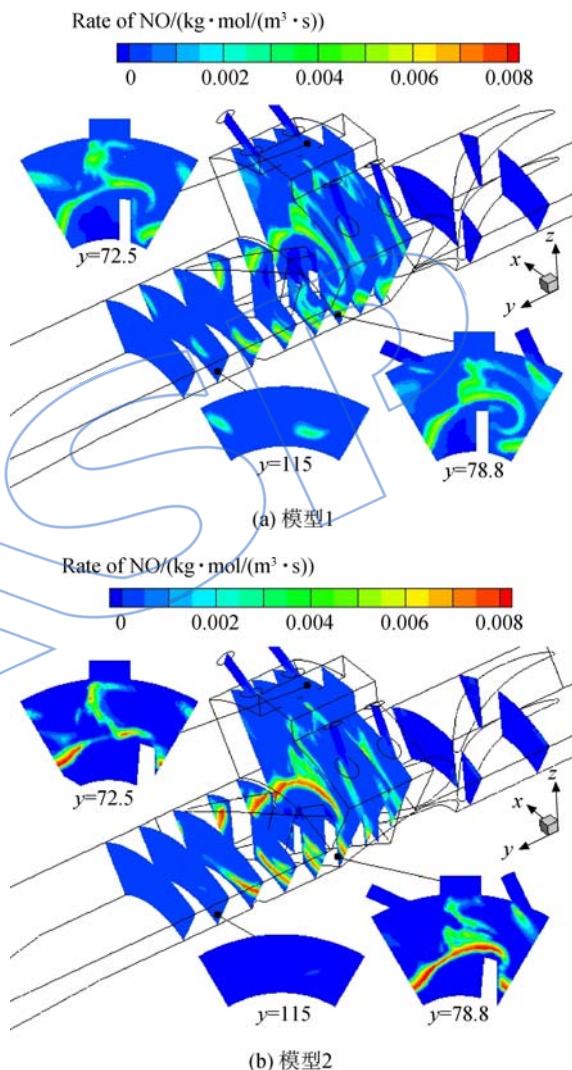


图 14 NO 生成速率云图

Fig. 14 Contours of formation rate of NO

表 3 列出了出口截面上,两模型的主要性能参数。其中  $dp/p$  是绝对压力损失,  $\eta$  为燃烧效率,组分在出口的含量以其体积分数表示。这些值均按质量加权平均求得。各参数的定义,可参考文献[7]。表 3 中同时列出了文献[7]对直叶片形式的补燃室的实验结果。

对比模型 1、模型 2 发现,模型 2 在绝对压力损失上与模型 1 相当,但 CO, UHC 的排放量均

表3 两模型性能参数对比

Table 3 Comparison of performance parameters of two models

| 模型          | $(dp/p)/\%$ | CO<br>体积<br>分数/<br>$10^{-6}$ | UHC<br>体积<br>分数/<br>$10^{-6}$ | CO <sub>2</sub><br>体积<br>分数/<br>$10^{-2}$ | $\eta/\%$ | NO<br>体积<br>分数/<br>$10^{-6}$ |
|-------------|-------------|------------------------------|-------------------------------|-------------------------------------------|-----------|------------------------------|
| 1           | 5.72        | 1593                         | 18.0                          | 3.80                                      | 97.53     | 20                           |
| 2           | 5.74        | 1302                         | 11.0                          | 3.84                                      | 98.17     | 27                           |
| 文献[7]<br>实验 | 5.00        | 1089                         | 45.3                          | 3.20                                      | 97.50     | 37                           |

比模型1低,燃烧更完全,燃烧效率高。模型2的NO排放量较模型1高35%,与前文的分析一致。

本文模拟结果与文献[7]的实验结果对比发现,结果差别基本不大,主要的不同在于:流体分离叶背、回流等现象造成弯叶片补燃室的压力损失相对高,同时加强了燃烧,降低了UHC的排放量,提高了燃烧效率。弯叶片模型的NO排放量也较实验结果低。

## 4 结 论

通过两种补燃室模型的压力、速度、温度、污染物的结果分析及与文献的对比,主要得到如下几点结论:

1) 弯叶片的补燃室内流线受叶片形状影响,气体在叶背发生分离,分离区有回流现象,导致总压损失比直叶片的大。

2) 补燃室叶背带径向槽会引起燃气在叶背下游发生严重分离,流场遭破坏;叶盆带径向槽可减弱该现象,显著改善出口径向平均速度分布,沿叶片基本均匀。

3) 补燃室叶盆带径向槽能强化燃气与主流的掺混,提高燃烧效率,消除叶间通道下游的局部高温;降低叶片表面温度;减小温度差,提高出口温度场品质;出口径向平均温度沿叶高逐渐升高。

4) 补燃室叶盆带径向槽较叶背带径向槽能降低污染物CO, UHC的排放量,但会引起NO排放量增加。

## 参考文献:

- [1] Sirignano W A, Delplanque J P, Liu F. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research[R]. AIAA 97-2701, 1997.
- [2] Sirignano W A, Liu F. Performance increases for gas-turbine engines through combustion inside the turbine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(1): 111-118.
- [3] 程本林, 唐豪, 徐夏, 等. 带TIB的涡扇发动机性能研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(6): 19-22.  
CHENG Benlin, TANG Hao, XU Xia, et al. Performance study on turbofan engine with turbine inter burner[J]. Aeroengine, 2010, 36(6): 19-22. (in Chinese)
- [4] 李建锋, 吕俊复. 涡轮燃烧技术在涡扇航空发动机上的应用分析[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(3): 358-363.  
LI Jianfeng, LÜ Junfu. Performance study of technology of combustion inside turbine using in fanjet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(3): 358-363. (in Chinese)
- [5] Zelina J, Ehret J, Hancock R D, et al. Ultra-compact combustion technology using high swirl for enhanced burning rate[R]. AIAA-2002-3725, 2002.
- [6] Mawid M, Thornburg H, Sekar B, et al. Numerical analysis of inter-turbine burner (ITB) concepts for improved gas turbine engine performance[R]. AIAA-2005-1162, 2005.
- [7] Greenwood R T. Numerical analysis and optimization of the ultra compact combustor[R]. Department of the Air force, Air University, AD434747, 2005.
- [8] Greenwood R T, Anthenien R. Computational analysis of the ultra compact combustor[R]. AIAA-2005-220, 2005.
- [9] Mawid M, Thornburg H, Sekar B, et al. Performance of an inter-turbine burner (ITB) concept with three-different vane cavity shapes[R]. AIAA-2006-4740, 2006.
- [10] 李明, 唐豪, 张超, 等. 一种新型涡轮叶间燃烧室的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 55-62.  
LI Ming, TANG Hao, ZHANG Chao, et al. Numerical simulation of a novel turbine inter-vane burner[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 55-62. (in Chinese)
- [11] Anisko J. Numerical investigation of cavity-vane interactions within the ultra compact combustor[R]. Department of the Air Force, Air University, AD449336, 2006.
- [12] Anisko J, Anthenien R, Zelina J. Numerical investigation of cavity-vane interactions within the ultra compact combustor[R]. AIAA-2006-805, 2006.
- [13] Fluent Inc. Fluent user's guide[M]. New Hampshire, US: Fluent Inc, 2006.
- [14] 金戈, 张志学, 顾铭企. QD128 航改燃气轮机燃烧室数值模拟[J]. 航空发动机, 2008, 34(2): 30-35.  
JIN Ge, ZHANG Zhixue, GU Mingqi. Numerical simulation of QD128 aero-derivative gas turbine combustor[J]. Aeroengine, 2008, 34(2): 30-35. (in Chinese)
- [15] 蒲宁. 航空发动机燃烧室数值仿真中湍流模型的比较研究[D]. 沈阳: 沈阳航空工业学院, 2009.  
PU Ning. Comparison of turbulent models for aero-engine combustor numerical simulation[D]. Shenyang: Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2009. (in Chinese)
- [16] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册: 第9册 主燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [17] 傅维标, 卫景彬. 燃烧物理学基础[M]. 北京: 机械工业出版社, 1984.
- [18] 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.