

文章编号:1000-8055(2012)01-0055-08

一种新型涡轮叶间燃烧室的数值模拟

李 明, 唐 豪, 张 超, 程本林, 莫 妲
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为提高燃气涡轮发动机性能, 设计了涡轮叶间燃烧室模型, 利用 FLUENT 软件的 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型、概率密度函数(PDF)燃烧模型、离散坐标(DO)辐射模型和离散相模型对燃烧室的流动及燃烧进行数值模拟。结果表明: 燃烧室燃烧效率高达 98.4%, 绝对压力损失低至 4.2%, 气体温度提高 700 K 左右; 出口径向温度随无量纲高度呈线性分布; 速度、温度、组分分布受高温燃气与主流的掺混程度控制; 径向槽(RVC)对促进掺混及改善出口温度场有着积极的影响, 其结构值得深入研究。与文献实验数据对比发现: 选择的数学模型合理, 计算方法可行, 其结果可为涡轮叶间燃烧室设计提供参考。

关 键 词: 气液两相燃烧; 燃气轮机; 涡轮叶间燃烧; 涡轮级间燃烧; 超紧凑燃烧; 数值模拟; 径向槽
中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Numerical simulation of a novel turbine inter-vane burner

LI Ming, TANG Hao, ZHANG Chao, CHENG Ben-lin, MO Da
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To improve the performance of gas turbine engines, a turbine inter-vane burner (TIB) was designed. The Realizable $k-\epsilon$ turbulent model, probability density function (PDF) combustion model, discrete ordinates (DO) radiation model and discrete phase model (DPM) of FLUENT were used to simulate the turbulent flow and combustion in the burner. It's observed that the TIB can increase the gas temperature by about 700 K with 98.4% combustion efficiency and 4.2% absolute pressure loss. The radial temperature grows linearly with the dimensionless height. The distribution of the velocity, temperature and species are controlled by the degree of mixing of the combustion products and the main flow. Given the radial vane cavity (RVC) plays an important part in improving the outlet temperature profile, its shape deserves more study. Compared to the literature experimental data, it indicates that the mathematical models and numerical methods are reasonable and the numerical results provide an important reference to the design of TIB.

Key words: gas-liquid two phase combustion; gas turbine; turbine inter-vane burner; inter-stage turbine burner; ultra-compact combustion; numerical simulation; radial vane cavity

航空燃气涡轮发动机发展至今, 单纯依靠新 材料、提高涡轮进口温度来提高其性能的方法已

收稿日期: 2011-03-17; 修订日期: 2011-07-03

基金项目: 国家自然科学基金(51076064); 江苏省“六大人才高峰”高层次人才培养对象项目

作者简介: 李明(1986—), 男, 河南固始人, 硕士生, 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, 从事新概念动力循环与燃烧研究。

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

受到限制,如何在现有条件下研制出高单位推力、低耗油率的发动机已成为研究焦点.增加涡轮叶间燃烧室(turbine inter-vane burner, TIB)或涡轮级间燃烧室(inter-stage turbine burner, ITB),即向涡轮叶片间的通道或高低压涡轮间喷油点火再次燃烧,提高燃气温度,成为一个极具挑战性的航空动力热力循环研究领域的热点课题^[1-3].

早在 1987 年, Ramaohalli^[4]就提出了涡轮内燃烧的概念,其基本思想是用涡轮内恒温燃烧取代主燃烧室建立一个比常规布雷顿循环(Brayton cycle)更接近卡诺循环(Carnot cycle)的近似恒温循环(near-constant temperature, CT).理论计算表明,其效率比布雷顿循环高 30%~40%.1997 年, Sirignano, Delplanque 和 Liu 等^[1-2,5]提出了一种比 CT 循环更实际一点的设想,保留了主燃烧室,增加涡轮内燃烧来提高热效率.美国空军研究实验室(AFRL)^[6]依据 ITB 的理念,开发了超紧凑燃烧室(ultra-compact combustion, UCC),并用 FLUENT 软件数值研究了 UCC 内的流动及燃烧性能. Mawid 等^[7]用 STAR-CD 软件数值模拟了 ITB 在一个大气压环境下的燃烧性能. Greenwood^[8]同时用实验和数值模拟的方法研究了不同结构的 UCC 在不同压力下的燃烧及污染排放情况. Thornburg 等^[9-10]研究了 UCC 燃烧环顶部结构及叶片形状对燃烧室性能的影响. Thibaud 等^[11-12]研究了不同结构形式的径向槽对 TIB 的影响.

本文在 Greenwood^[8]实验结构基础上,根据

Anisko^[13]建议,改变其 37°二次气入射角为 45°,建立 TIB 计算模型.首次考虑了燃烧室内辐射传热,用计算流体动力学(CFD)的方法分析了这种燃烧室的性能,得出了其流动及温度分布规律,与文献^[8]的对比,验证选用计算模型及方法准确可行.

1 物理模型

1.1 模型结构

TIB 基本结构如图 1(a)所示.中心体(center body)模拟发动机轴,它和前后管组成 1 个环形通道.通道内有 6 个周向均匀分布的叶片,每个叶片的一侧都开有径向槽(radial vane cavity, RVC).叶片的顶部是个由前后法兰和环形盖围成的燃烧环(combustion ring).环形盖上均匀布有 6 个燃油喷口和 6×4 个二次气入射孔,每个燃油喷口底部都开有轴向槽(cavity in a cavity, CIC),燃油垂直喷射,二次气以 45°倾斜入射.主气流流动方向如箭头所示.具体结构尺寸可参考文献^[8].

1.2 基本原理

TIB 的基本原理如图 1(b)所示.液体燃料喷入燃烧环内,二次气倾斜射入燃烧环,做高速的向心运动.喷入的雾化燃料迅速蒸发,与空气掺混形成可燃混气.由于在极高的向心加速度下($1\,000\,g_0 \sim 4\,000\,g_0$),燃料以 bubble burning^[14]方式燃烧,此时火焰传播速度快、反应快,而且燃烧稳定,燃烧程度依赖其驻留时间、混合程度及脱离燃烧

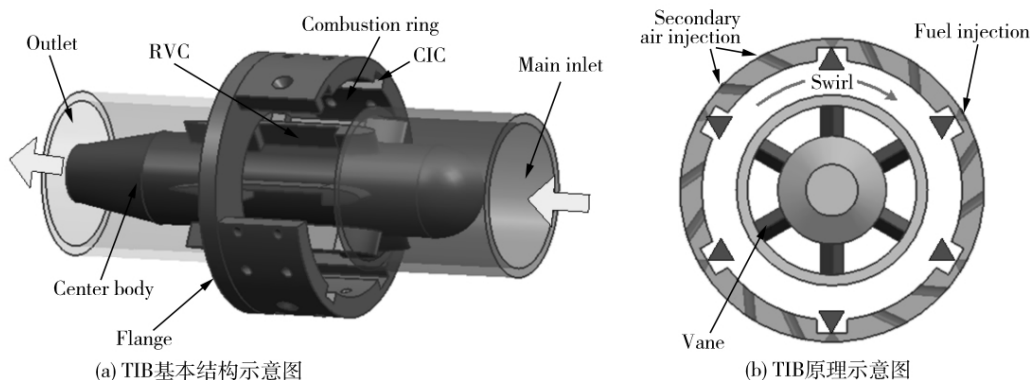


图 1 TIB 的基本机构及原理示意图

Fig. 1 Sketch of the TIB structure and concept

环进入主流的燃料量.燃烧产物离开燃烧环后,进入叶间通道,未燃尽的燃料及其他可燃成分在通道内继续燃烧,高温燃气在通道内与主流空气掺混,发生动量、能量交换,组分扩散,最后排出通道.

2 数值模拟

2.1 网格

TIB 结构是关于中心轴对称的,为了节省计

算时间,本文只选取 $1/6$ 模型,即只对 60° 的扇形域进行计算,Anisko^[13]验证了此方法可行有效。

计算采用结构化网格,如图 2 中大图所示,总共约 115 万。图 2 右下角显示了局部网格的情况,对边界区域采取了加密处理。在计算过程中,还采用了网格自适应方法,最终网格达到近 150 万,近壁网格的 y^+ 控制在 $30\sim 100$ 之间。

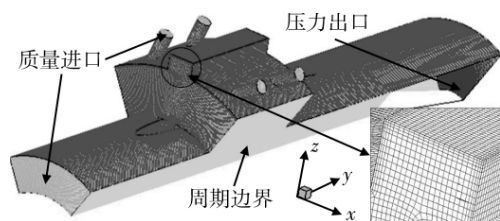


图 2 TIB 的计算网格

Fig. 2 Computational grid for the TIB

2.2 计算方法及模型选择

采用商业软件 FLUENT^[15] 对流动及燃烧进行数值模拟。使用分离隐式稳态求解器,二阶迎风格式离散控制方程中的对流项,中心差分格式离散扩散项,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。采用在处理旋转剪切流航空发动机燃烧室模型中较接近实验^[16-17] 的 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型。近壁面采用非平衡壁面函数处理^[15] 来减少网格数量。燃烧过程采用由 β 函数描述的概率密度函数 (PDF) 模型模拟。该模型十分适合湍流扩散火焰及类似过程的模拟,可以用来计算航空发动机的燃烧室中的燃烧问题^[15]。液体燃料使用的是煤油 ($C_{12}H_{23}$), 燃烧过程考虑了 $C_{12}H_{23}$, CH_4 , CO , CO_2 , H_2 , H_2O , $H_2O(\text{liquid})$, O_2 , OH , N_2 及 $C(\text{solid})$ 等 11 种组分,各组分的比定压热容 c_p 都是温度的多段多项式函数。污染物方面,考虑了热力型 NO 和快速型 NO 模型^[18]。油气混合燃烧是多相流流动,本文在欧拉框架下求解空气 (连续相) 的 Navier-Stokes (N-S) 方程,在拉格朗日框架下求解油滴 (离散相) 的轨迹方程,即采用离散相模型 (DPM),通过随机颗粒轨道模型来考虑两相的相互作用,相间采用耦合计算。目前已有的文献中均未加入燃烧室内辐射换热的影响,但考虑到室内高温环境对离散相有很大影响,辐射不应忽略,并且模型的光学厚度较小,故采用离散坐标 (DO) 辐射模型^[15]。

2.3 边界条件

主气流、二次气流进口都采用质量进口,压力出口 (如图 2 所示)。同时考虑燃烧室与环境的对流和辐射换热,另设有旋转式周期性边界条件。为了便于对比,工况设置和文献^[8]一样,燃油流量为 0.053 kg/min ,油滴直径为 $55\text{ }\mu\text{m}$,油滴初速度为 30.5 m/s ,其余参数如表 1 所示。

表 1 工况参数

Table 1 Operating conditions

参数	数值
主流流量/(kg/min)	2.2
二次气流量/(kg/min)	0.48
操作压力/Pa	277 523
出口压力/Pa	-6 895
进口总温/K	528
燃烧环当量比	1.62

3 计算结果与分析

按照上述物理模型、计算方法及边界条件,得到燃烧室的压力、速度、组分、温度场分布情况,具体如下。

3.1 压力场分布

燃烧室静压分布如图 3 所示,在燃烧环内,气体压力变化幅度不大,保持在操作压力 ($277\,523\text{ Pa}$) 附近,燃烧环下游的叶间通道内,压力降低 $10\,000\text{ Pa}$ 左右。这是由于气体流量变大,同时温度升高,速度变大的缘故。叶片两侧的压力分布不同,

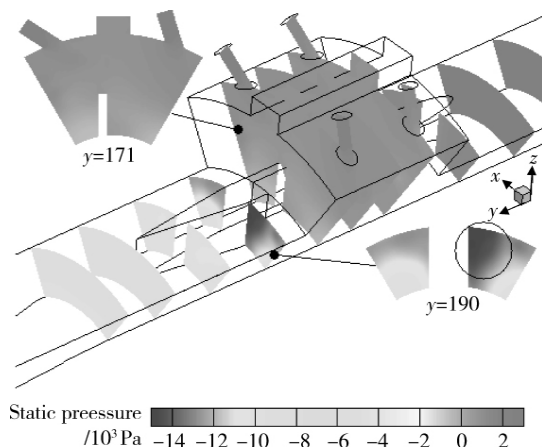


图 3 燃烧室各截面的静压场

Fig. 3 Contours of static pressure along the TIB flow path

吸力面一侧(这里规定:带 RVC 一侧为吸力面一侧,反之为压力面一侧)的压力分布更为复杂,如 $y=190$ 截面中圈出部分,在 RVC 尾部台阶下游附近存在低压区,这样的压力分布与下面所述的流动特性有关。

3.2 速度场分布

图 4 是二次流进口截面以速度大小表示速度矢量图。从中可以看出二次流以 50 m/s 左右的速度倾斜进入燃烧环后,在环内做 $40\sim 50\text{ m/s}$ 的向心运动,引起燃烧环内旋转流动。当燃烧环底部燃气流过叶片后,部分燃气会转向流入压力较低的 RVC 内形成旋涡,同时由于叶片的阻碍,在叶片另一侧也形成旋涡,两旋涡如图 4 中圈出部分所示,大部分燃气会斜射入叶间通道,与主流混合。旋涡加强了燃烧产物与主流的掺混。同时在燃烧环顶部的 CIC 内形成回流区。

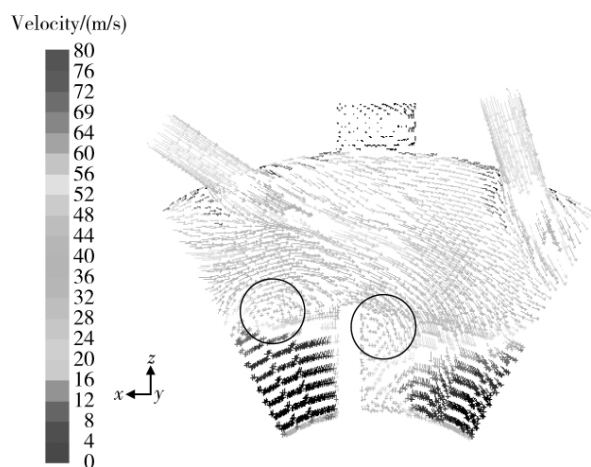


图 4 二次流进口截面速度矢量图

Fig. 4 Velocity vectors by velocity magnitude across the TIB secondary air injectors

二次气流的流线分布如图 5 所示,大部分二次气流流经靠近吸力面的区域,导致吸力面一侧的流量大,流速高。图 6 是用湍动能大小标记的燃烧室内部分流线图,可以看出:气体进入叶间通道后,湍动能增大,部分气体脱离 RVC 后,还出现回流现象,这增大了压力损失。部分气体向通道顶部流动,并有向叶片靠近的趋势,出现正的径向和切向速度,这主要由于低压区引起的。斜射入叶间通道的高温燃气,受高速轴向流动的主流影响,不能穿透到通道底部,只在通道顶层与主流混合,随着流动进行,逐渐向底部扩散、渗透。

燃烧室内的速度及轴向、径向、切向分速度分布如图 7、图 8 所示。由图知,燃烧环内的平均速

度在 60 m/s 左右,主要是切向及径向流动;叶间通道内的平均速度在 120 m/s 左右,主要是轴向流动,切向及径向流动只是局部存在。

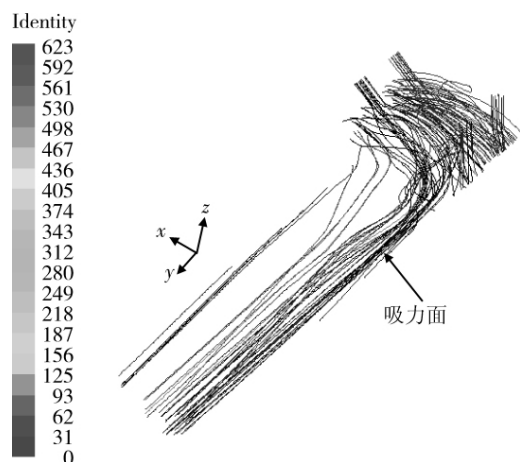


图 5 二次流运动轨迹示意图

Fig. 5 Pathlines by particle identity released from surfaces of secondary air injectors

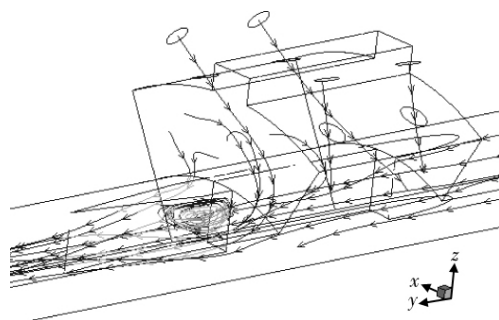


图 6 燃烧室内部分流线示意图

Fig. 6 Streamlines by turbulent kinetic energy released from surfaces of secondary air injectors

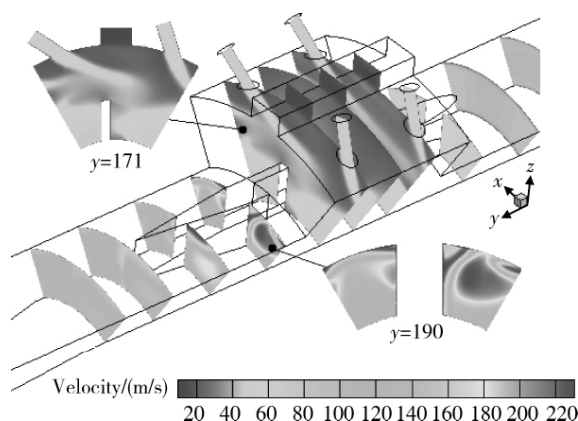


图 7 各截面的速度分布云图

Fig. 7 Contours of velocity magnitude along the TIB flow path

在叶片吸力面一侧,气体脱离 RVC 后,高速射入叶间通道,在切向与主流混合,如图 8(c)中 $y=190$ 的截面存在高速(约 -80 m/s)切向流动区;在另一侧,由于不存在 RVC 的影响,故只在顶层有较小的径向、切向速度.随着流动进行,通道上下层气体的动量交换增加,叶片两侧的速度分布逐渐趋于均匀.

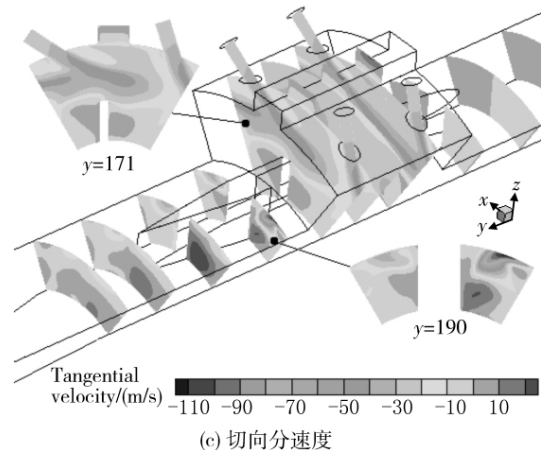
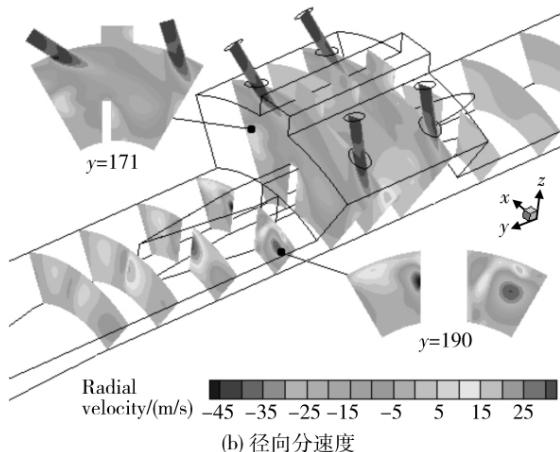
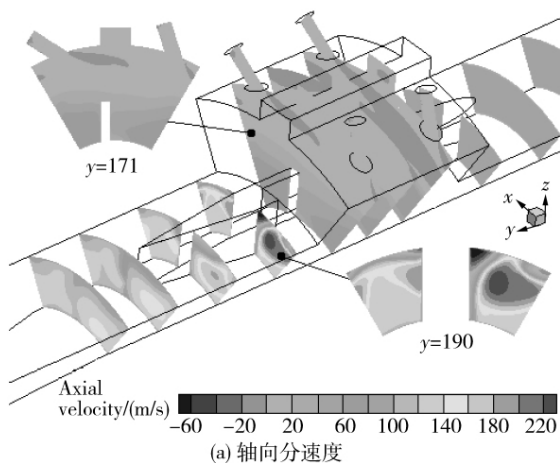


图 8 各截面的三向分速度分布云图

Fig. 8 Contours of velocity components along the TIB flow path

图 9 是出口截面的径向平均速度随出口无量纲高度的变化图.由图知,出口速度在 $90\sim 130\text{ m/s}$ 范围内,轴向速度占绝对主导,其变化曲线几乎与合速度曲线重合,顶部速度小,随高度下降,速度逐渐增大,又在靠近壁面处减小;最大值出现在 23% 的位置.径向速度和切向速度都不大,分别在 $-2\sim 0.5\text{ m/s}$, $-10\sim 5\text{ m/s}$ 范围内变化,其对合速度影响极小.

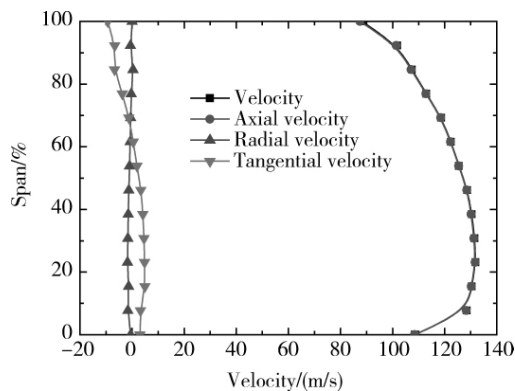


图 9 出口截面的速度

Fig. 9 Radial profile for velocity at outlet

3.3 部分组分分布

部分组分分布情况如图 10 所示.图 10(a)是燃油喷口截面 ($y=159$) 油滴浓度图.由图知,油滴喷入燃烧室后,受到对流和辐射加热,迅速蒸发.受旋流影响,油滴随气流顺时针偏转.油滴在运动到燃烧环底部之前,几乎完全蒸发,与空气形成可燃混气,在燃烧环内做旋流流动,这增加了燃料的驻留时间,使燃烧更为充分.图 10(a)中小图是油滴蒸发的速率图,可看出油滴在燃烧环内中部蒸发最快.

图 10(b)显示的是 CO_2 的摩尔分数,在 $y=159$ 截面的 CIC 中, CO_2 摩尔分数最高,说明燃油喷入后立即发生燃烧, CIC 内的回流区提供了稳定的点火源;燃烧环底部的涡轮叶间通道内几乎不存在燃烧.由前面的流动特性分析可知,燃烧产物与主流的混合情况在叶片两侧迥然不同.在叶片吸力面一侧,高温燃气与主流混合较强, CO_2 充分扩散,当离开叶片通道时分布较均匀;而另一侧则存在明显的分层现象. CO 的摩尔分数分布如图 10(c)所示,由图知, CO 主要存在于二次流上下游入射孔中间的区域,这是由于该区域燃油蒸气浓度大,氧气有限,发生富油燃烧引起的.部分未被氧化的 CO 进入富氧环境的叶间通道后,

发生氧化,生成 CO_2 , 这就是图 10(b) 的 $y=190$ 截面出现 CO_2 密集区的原因。

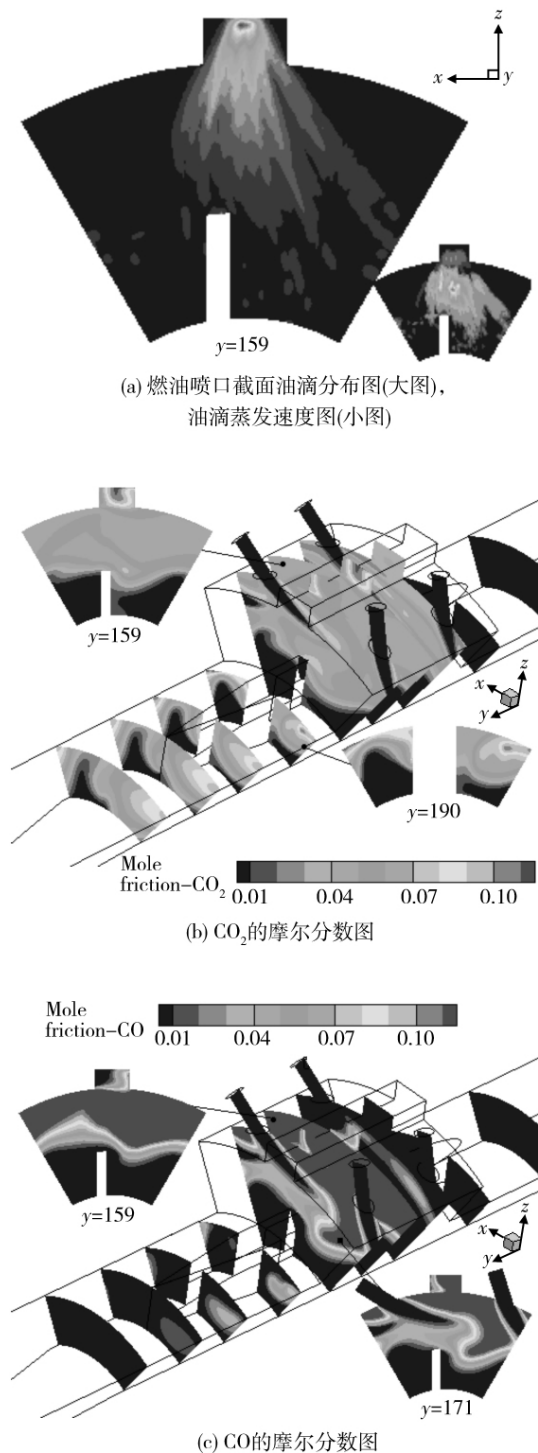


图 10 部分组分分布云图

Fig. 10 Contours of some species along the TIB flow path

3.4 温度场分布

图 11 显示了燃烧室的温度分布情况:最高温度 2213 K,高温区集中在燃烧环的后半部和下游

叶间通道的顶层.主要原因是当地可燃成分(燃油蒸气或 CO)含量高,氧气较充足,燃烧剧烈.叶片两侧的温度分布与 CO_2 摩尔分数分布相似,其中吸力面一侧较均匀,这是希望得到的;而另一侧出现分层现象.因为两者都取决于燃烧强度以及高温燃气与主流的混合程度.混合愈剧烈,组分、温度扩散就愈均匀.

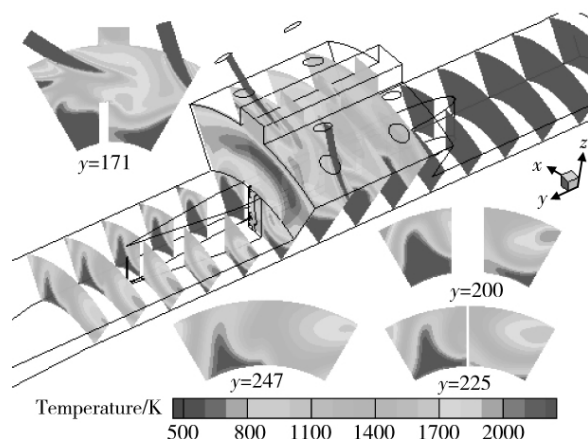


图 11 燃烧室温度场分布云图

Fig. 11 Contours of static temperature along the TIB flow path

出口截面的径向平均温度随出口无量纲高度变化如图 12 所示,底部温度最低,900 K 左右,顶部最高,1500 K 左右,基本上是线性增长,与文献 [7]一致。

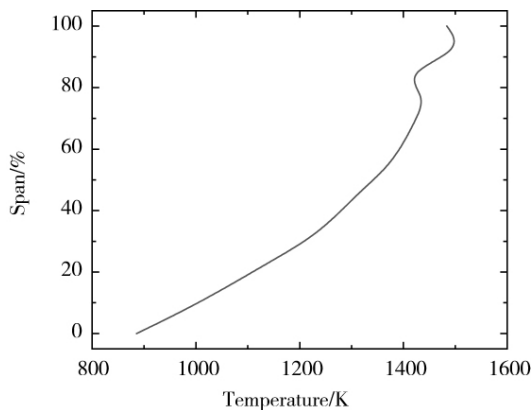


图 12 出口截面径向平均温度图

Fig. 12 Radial temperature profile at outlet

3.5 实验结果验证分析

表 2 是本文计算得到的性能参数值与 Greenwood^[8] 的实验数据和数值模拟结果对比.其中, dp/p 是绝对压力损失, η_b 为燃烧效率,各组分在出口的含量以其摩尔分数表示. T 是出口

平均温度,UHC 代表未燃碳氢化合物. 各参数定义不再叙述,可参考文献[8].

从模拟结果可以看出,燃烧室的进出口绝对压力损失(包含流阻损失和热阻损失)较小为 4.2%,效率较高,为 98.4%,出口平均温度与进口相比,提高了 700 K 左右,污染物排放低,每百万颗粒中有 16 个 NO_x 颗粒,1226 个 CO 颗粒.

表 2 燃烧室性能参数与文献[8]对比

Table 2 Comparison of numerical vs experimental results

参数	本文模拟	文献[8]实验	文献[8]模拟
$(dp/p)/\%$	4.2	5.0	4.4
$\eta_b/\%$	98.4	97.5	96.0
CO ₂ /%	3.8	3.2	5.2
O ₂ /%	14.8	16.4	12.8
CO/10 ⁻⁶	1226	1089	997
NO _x /10 ⁻⁶	16.0	37.3	64.4
UHC/10 ⁻⁶	5.4	45.3	100
T/K	1261	1254	1408

对比发现本文模拟结果与实验结果基本吻合,特别是出口温度值. 由于本模型将文献[8]模型的二次气入射角增大,燃烧环内旋流增强,油滴蒸发系数增大,寿命缩短,故与实验值相比,UHC 比实验值要小;旋流增强同时使反应区的驻留时间减短,NO 生成下降. 与文献的模拟结果对比发现,由于增加了 DO 辐射模型,考虑了辐射换热,同时增加了二次气入射角,UHC 的量大大降低,所以燃烧效率高,同时,本文的数值模拟结果在 CO₂,O₂,NO_x 含量和温度预测上更能接近实际. 这说明本文的计算模型、方法可行有效,能够准确地模拟该燃烧室的燃烧情况.

图 13、图 14 是本文温度场与 Greenwood^[8]的数值模拟结果对比. 图 13(a)为本文结果,图 13(b)为文献结果. 图 14(a)为本文结果,图 14(b)为文献结果.

可以发现两种模拟的温度分布趋势基本相同,但在考虑了辐射的影响后,计算得到的温度总体上要比文献的模拟值低将近 100 K,更接近实验. 文献中出口温度分布较均匀些,可能是因为二次气入射角小,径向动量大,二次气向主流的穿透更深,掺混更均匀.

本算例在 8 核 24G 内存,Linux 系统的工作

站上,采用的双核 FLUENT 软件并行计算近 40h 后,得到以上收敛结果.

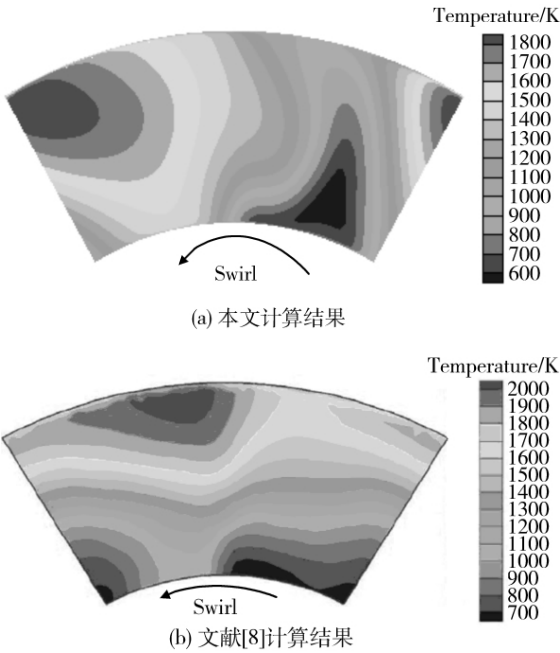


图 13 出口截面温度分布对比

Fig. 13 Comparison of Static temperature contours at outlet

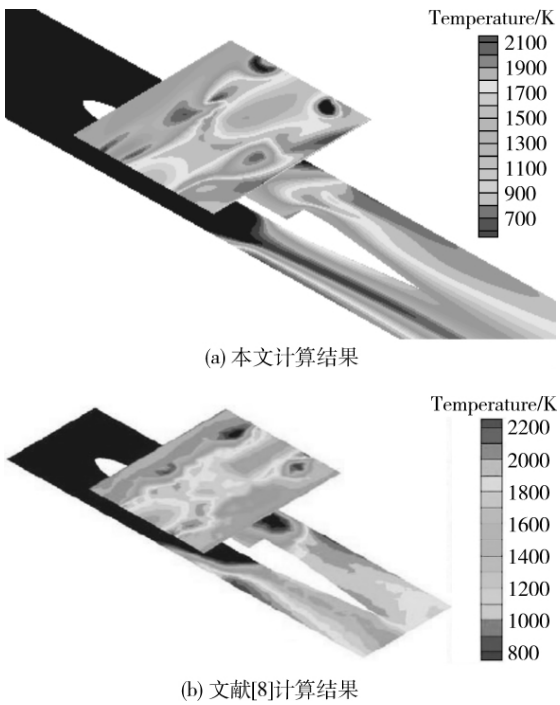


图 14 燃烧内部横截面温度分布对比

Fig. 14 Comparison of cutaway static temperature

4 结 论

通过对压力场、速度场、化学组分场、温度场

的结果分析和与文献的比较,主要得有以下结论:

1) 本文选取的带有 DO 辐射模型的数学模型和采取的计算方法可以准确地模拟这种涡轮叶间燃烧室的流动及燃烧情况,对叶间燃烧室设计存在一定价值,可以为深入研究做参考;若要将本模型应用到实际燃机中,需要采取相应措施来加强高温燃气与主流气体间的混合,改善出口温度温分布。

2) 此涡轮叶间燃烧室的燃烧效率高,接近 99%,能有效地提高涡轮内气体温度(700 K),同时造成的压力损失较小(4.2%),污染排放低。

3) 出口径向平均温度分布总体呈线性分布:顶部温度高,底部温度低,同时存在局部低温区。

4) 出口温度分布主要受高温燃气对主流穿透深度的控制,即掺混程度的影响,掺混愈剧烈,能量及动量交换、组分扩散愈强,速度、温度、浓度分布愈均匀。

5) 减小二次气入射角可以加强二次气流与主流的掺混,改善出口温度分布。

6) 叶片的 RVC 能有效地促进高温燃气与主流的混合,RVC 的形状及大小值得深入研究。

参考文献:

- [1] Sirignano W A, Delplanque J P, Liu F. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research [R]. AIAA-1997-2701, 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] Ramohalli K N R. Isothermal combustion for improved efficiencies[R]. AIAA-1987-1999, 1987.
- [5] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 695-705.
- [6] 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.
- [7] Mawid M, Thornburg H, Seker B, et al. Numerical analysis of inter-turbine burner (ITB) concepts for improved gas turbine engine performance[R]. AIAA-2005-1162, 2005.
- [8] Greenwood R T. Numerical analysis and optimization of the ultra compact combustor[R]. Ala., US: Department of the Air force, Air University, AD434747, 2005.
- [9] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Geometrical parametric studies of inter-turbine burner (ITB) for improved performance[R]. AIAA-2007-5099, 2007.
- [10] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Numerical study of an inter-turbine burner (ITB) concept with curved radial vane[R]. AIAA-2007-649, 2007.
- [11] Thibaud V M, Tang H. Numerical investigation of turbine inter-blade (TIB) concepts with two different radial vane cavity shapes[R]. Nanjing: 7th International Conference on Computational and Experimental Engineering and Sciences, 112010227112, 2011.
- [12] Van Moe T. Numerical investigation of ultra-compact combustor models for turbine inter-blade burner (TIB) [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [13] Anisko J. Numerical investigation of cavity-vane interactions within the ultra compact combustor[R]. Ala., US: Department of the Air Force, Air University, ADA449336, 2006.
- [14] Lewis G D. Centrifugal-force effects on combustion[J]. Symposium (international) on Combustion, 1973, 14(1): 413-419.
- [15] Fluent Inc. FLUENT User's guide[M]. New Hampshire US: Fluent Inc., 2006.
- [16] 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)
- [17] 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)
- [18] 徐旭常, 周力行. 燃烧技术手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2008.