

不同叶片径向凹槽结构的超紧凑型 涡轮级间燃烧室数值模拟

骆广琦, 孟龙, 刘琨

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 利用流体计算软件, 采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型和 PDF 输运燃烧模型, 分别对无凹槽和 5 种不同径向凹槽叶片结构的超紧凑型涡轮级间燃烧室(ITB) 三维两相燃烧流场进行了数值模拟, 并比较分析了不同 ITB 模型的速度场、温度场和总体性能参数。计算结果表明不同叶片径向凹槽结构内部的速度场、温度场差异较大, 进而影响到富油燃烧产物在主流下游通道进行二次贫油燃烧的完全程度和 ITB 出口截面温度分布。改进叶片径向凹槽结构可以使级间燃烧室总压损失更小、燃烧效率和温升更高、出口污染物浓度更低。

关键词 涡轮级间燃烧室; 径向凹槽; 高温区; 组分浓度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.03.002

中图分类号 V231.2 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)03-0006-05

涡轮级间燃烧室(Interstage-Turbine Burner, ITB)技术^[1]是在航空发动机的高低压涡轮级间加入一个新的燃烧室, 通过再次对高温燃气补油燃烧, 提高高级涡轮燃气进口总温, 发动机循环功增大, 更多的热能转换为气体动能, 从而使发动机具有更高的推力性能。基于 Lewis 提出的高旋流产生的离心加速度提高火焰传播速度的实验研究, 美国空军研究实验室 AFRL 提出了一种集成在低压涡轮导向器叶片上的超紧凑燃烧室结构设计方案(Ultra Compact Combustor, UCC)^[2], 利用周向旋流燃烧代替传统的轴向组织燃烧。通过在涡轮通道外围布置一圈周向腔, 将高速气流以一定角度射入周向腔内从而产生高旋流, 利用高离心过载提高火焰传播速度, 同时延长火焰在燃烧室的滞留时间, 不仅实现了在很短的轴向长度内火焰稳定高效地燃烧, 而且燃烧性能基本达到了设计要求。

目前, 国外对于该 UCC/ITB 方案开展的数值模拟研究主要是针对周向腔几何参数的优化^[3-5], 而对导向叶片凹槽构型研究不多。本文在带有腔中腔结构(Cavity In A Cavity, CIAC)的超紧凑型涡轮级间燃烧室模型^[6]的基础上, 改变叶片径向凹槽结构, 通过数值模拟的方法比较分析了不同径向凹槽结构的 ITB 模型内部流场和总体性能参数, 为 UCC/ITB 方案的结构最优优化设计提供参考。

1 模型结构及网格划分

考虑到结构几何对称性, 为节省计算时间, 本文的计算模型采用 60° 周期性模型, 见图 1。计算域两边的平面相应地分别为周期性边界。主流从前端入口流

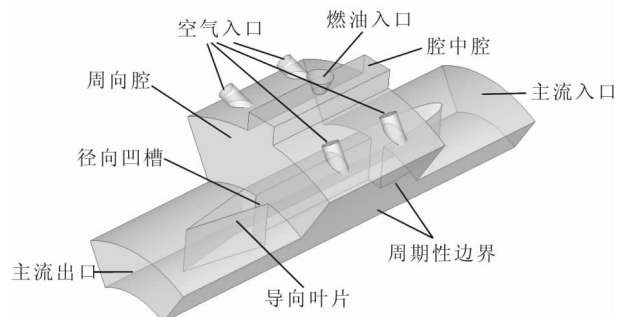


图 1 60° 周期性计算模型示意图
Fig. 1 60° periodic computational model

* 收稿日期: 2012-01-12

基金项目: 空军工程大学学术创新基金资助项目(XS1011004)

作者简介: 骆广琦(1971-), 男, 陕西泾阳人, 教授, 主要从事推进系统总体设计与性能研究。

E-mail: 78758909@qq.com

入,沿轴向流动,经过导向叶片,由后端的出口流出。周向腔设置有1个燃油喷嘴和4个空气入口,空气入口与壁面切线方向成37°。涡轮导向叶片位于主流通道的中间,叶片的一侧开有径向凹槽。

为了研究叶片径向凹槽结构对ITB性能的影响,本文分别建立了无凹槽和5种不同径向凹槽叶片结构的ITB模型,具体的凹槽结构如图2所示。为了提高网格划分质量,将整个ITB结构模型分成16个小块,均采用cooper方法进行划分,并在壁面处进行局部加密,网格总数约为 1.4×10^6 。

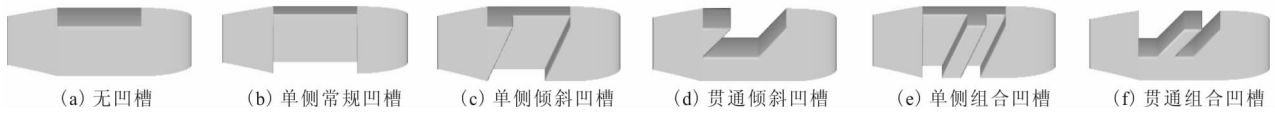


图2 不同径向凹槽结构的导向叶片

Fig. 2 Vanes with different kinds of radial vane cavity shapes

2 数值方法及验证

2.1 数值方法

数值计算采用Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型,该模型适用于计算快速应变、中等涡、强旋流等复杂剪切流动。燃油分子式为 $C_{12}H_{23}$,同时燃烧考虑了 $C_{12}H_{23}$ 、 CH_4 、 CO 、 CO_2 、 H_2 、 H_2O 、 H_2O (liquid)、 O_2 、 OH 、 N_2 及 C (solid)11种组分。湍流燃烧过程采用概率密度函数的非预混燃烧模型(平衡化学反应/PDF模型)模拟。求解器为分离隐式稳态求解器,通过SIMPLE算法求解控制方程,采用二阶迎风格式离散对流项,交错压力格式(PRESTO)离散压力项,控制方程采用亚松弛因子控制收敛。利用离散相模型模拟燃油液滴的流动,该模型通过交互式计算离散相轨迹和气相连续方程,可以得到液滴和空气流动之间的热量、动量传递和质量守恒。污染物考虑了热力型NO和快速型NO模型。

2.2 边界条件

主流和周向腔空气进口均为流量进口,出口为压力出口,两侧壁面为周期性边界条件。主流、周向腔4个空气入口流量分别为0.036 667 kg/s和0.008 067 kg/s,温度均为532 K。利用5个空心圆锥喷嘴来模拟实际喷雾^[7],燃油的总流量为0.000 89 kg/s,喷射速度为30.5 m/s,液滴入射的尺寸、雾化锥角及流量分配情况见表1。

表1 燃油喷雾模型

Tab. 1 Fuel droplet spray model

喷射源	半锥角/(°)	液滴直径/ μm	流量(%)
1	40	40	10
2	30	42.5	25
3	35	45	30
4	32	47.5	25
5	38	50	10

2.3 模型验证

本文采用文献[7]的结果来验证模型计算精度。验证模型为单侧倾斜凹槽结构的60°周期性ITB模型,得到的仿真计算结果分别与文献[7]实验与计算结果进行对比,见表2。从结果来看,验证模型的总压损失 dP/P 略高于文献计算值,但仍低于实验值。 CO 和 NO_x 污染物浓度均较文献计算值低,更接近于实验值。出口 CO_2 和 O_2 组分浓度以及出口温度 T_{exit} 和文献计算值均比较接近。燃烧效率 η_b 较实验值和文献计算值要略高,但仍在可接受的范围之内。通过对比,说明了本文的计算模型是可靠的,能够较好地模拟实验结果。

表2 结果比较

Tab. 2 Comparison of results

类型	dP/P (%)	CO/ppm	CO_2 (%)	O_2 (%)	NO_x/ppm	T_{exit}/K	η_b (%)
实验结果	5.0	1 089	3.2	16.4	37.3	1 254	97.5
文献计算	3.743	1 993	3.79	14.81	47.23	1 166.53	97.53
验证模型	4.52	1 766	3.77	14.85	35.23	1 166	97.86

3 仿真结果及分析

3.1 速度场对比

图3为ITB中心纵向截面的速度矢量图。通过对比可以发现,在无凹槽结构(a)中,周向腔下部气流速度基本保持水平,仅在周向腔后半部,后壁面的阻碍使气流折向径向方向流动。而在有径向凹槽的结构(b-f)中,周向腔下部气流产生了径向分速,径向凹槽后半部的速度大于前半部。这是因为主流从外侧流过凹槽时,凹槽前壁面附近形成低压区,而周向腔内压力相对较高,从而产生了径向压力梯度,将周向腔内燃烧产物引入径向凹槽。随着主流的扩散渗透,凹槽后半部压力开始回升,径向压力梯度减小,而轴向速度逐渐增大,最终凹槽内的掺混气体汇入主流。

对比单侧常规凹槽(b)和倾斜凹槽(c-d)内部流场,常规凹槽前壁面附近形成了小的回流区,凹槽后半部气流径向分速迅速减小,到达后壁面时气流速度方向趋于水平。而在倾斜凹槽前壁面附近没有形成回流区,凹槽内径向分速减小得较慢,在到达后壁面时气流仍保持一定的径向速度。在组合凹槽(e-f)的后凹槽,可以发现径向分速更大,表明更多的周向腔燃物流入凹槽。这是因为凹槽轴向长度较短,主流进入凹槽内部的速度较低,从而使得主流向凹槽内部的扩散渗透作用减弱。对于组合凹槽(e-f),发现前凹槽内速度较低,并出现了回流区旋涡。对比图(e)和图(f),贯通组合凹槽(f)的前凹槽内形成的回流区旋涡强度更大,这必然有利于燃烧产物与主流的掺混。

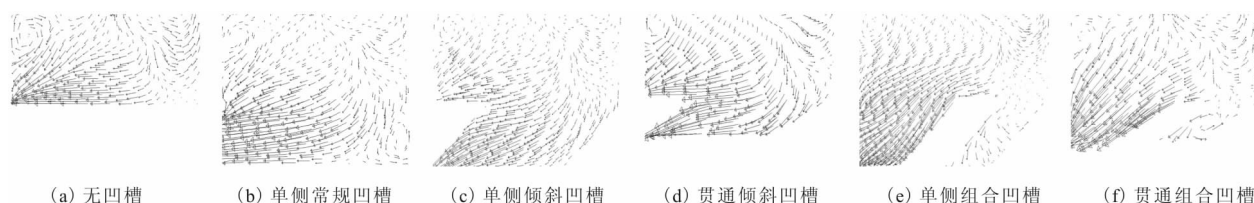


图3 ITB纵向截面的速度矢量图

Fig.3 Velocity vectors on the vertical section of ITB

3.2 温度场对比

图4给出了6种ITB模型主要截面的温度分布云图。从图中可以看出,不同径向凹槽内部温度分布存在明显差异。单侧常规凹槽(b)前半部出现大面积高温区,倾斜凹槽(c-d)没有形成回流区,从而凹槽内部高温区范围明显缩小。组合凹槽(e-f)的前凹槽内形成了局部高温区,结合速度场分析可知,这是由于在前凹槽内形成了驻涡,贯通组合凹槽(f)形成的涡强度更强,因此油气掺混更加均匀,局部高温区相对于单侧组合凹槽(e)温度值更高,表明燃烧产物进入了二次贫油燃烧。在6种ITB模型的出口截面,高温区都集中在导向叶片径向凹槽一侧,而另一侧的温度相对较低,截面底部尚存在低温区。对比6种ITB模型出口截面,高温区面积、位置以及中心温度均不相同。

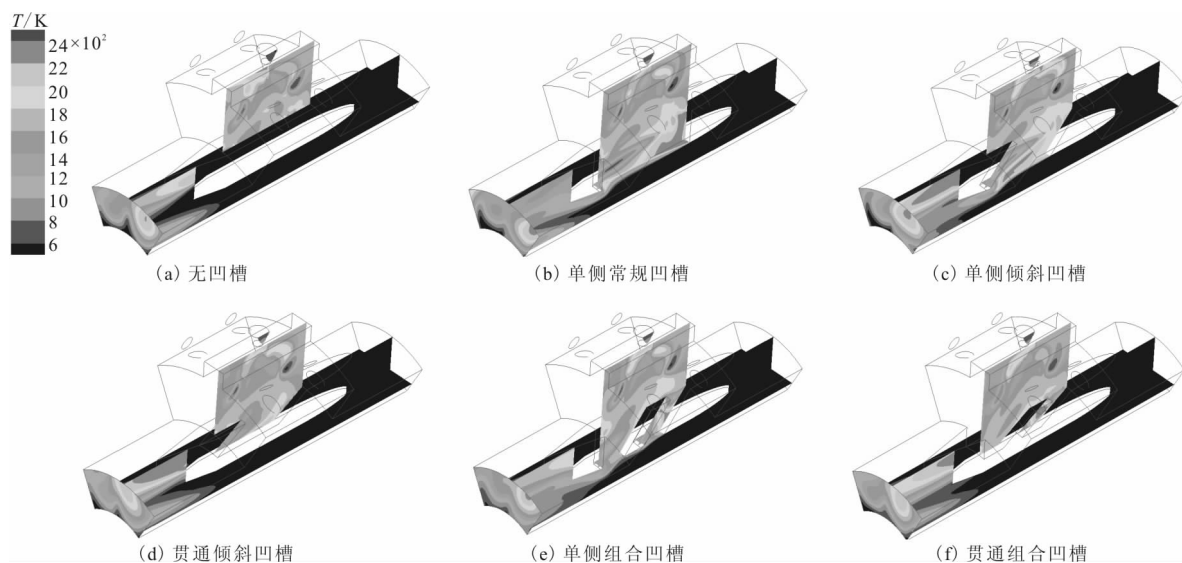


图4 ITB截面温度分布云图

Fig.4 Contours of temperature on the section of ITB

3.3 总体性能对比

为了定量地对研究对象进行评估,本文对6种ITB模型的燃烧效率、总压损失、出口温升以及组分浓度等性能参数进行了对比,见表3。从总压损失来看,倾斜凹槽相对于常规垂直凹槽损失降低,贯通凹槽的压力损失要大于对应的单侧凹槽。污染物浓度方面,组合凹槽结构CO组分浓度较低,而常规凹槽和无凹槽结构较高。这是由于组合凹槽中,主流流入到凹槽内部的速度较其它结构更低,从而延长了火焰滞留时间,燃烧更为完全。 NO_x 浓度值随着凹槽内局部高温区面积的减小呈现递减。而在2种组合凹槽中,燃烧产物在凹槽内的停留时间较长,掺混空气与高温富油燃烧产物在一定区域内会形成接近恰当比的反应区,导致 NO_x 浓度值增加。而贯通组合凹槽的前凹槽驻涡区旋涡强度较大,加快了掺混速度,燃烧更为贫油,故 NO_x 浓度值增加得不多。

表3 不同ITB模型的总体性能参数比较

Tab. 3 Comparison of the overall performance between different kinds of ITB models

类型	dP/P (%)	CO/ppm	CO_2 (%)	O_2 (%)	NO_x /ppm	T_{exit}/K	η_b (%)
无凹槽结构	4.67	2 188	3.70	14.92	54.39	1 160	97.34
单侧常规凹槽	4.80	2 162,3.72	14.89	51.28	1 163	97.37	
单侧倾斜凹槽	4.52	1 766,3.77	14.85,35.23	1 166	97.86		
贯通倾斜凹槽	4.77	1 748,3.75	14.88,32.54	1 170	97.87		
单侧组合凹槽	4.62	1 670,3.80	14.82,45.25	1 174	97.98		
贯通组合凹槽	4.63	1 687,3.78	14.84,36.08	1 173	97.96		

4 结论

本文主要对不同径向凹槽叶片结构的ITB模型进行了数值模拟,分析比较了不同ITB模型的速度场、温度场和总体性能参数。可以得出以下结论:

- 1) 叶片径向凹槽结构对气流的径向分速影响较大。径向凹槽结构使周向腔下部气流产生了径向分速,倾斜凹槽和组合凹槽中径向分速更大,更多的周向腔内燃烧产物被引入到径向凹槽。
- 2) 不同径向凹槽结构内部和ITB出口截面的高温区分布存在明显差异。凹槽内高温区面积取决于其内部形成的回流区,不同径向凹槽结构的ITB出口截面高温区面积、位置以及中心温度不同。
- 3) ITB的总压损失和CO、 NO_x 污染物浓度对叶片径向凹槽结构的变化比较敏感。改进叶片径向凹槽结构可以使ITB压力损失更小,燃烧更为充分,总体性能参数得到优化。

由于本文仅从理论上初步研究了叶片径向凹槽结构对ITB性能的影响,尚未考虑叶片加工和结构强度问题,因此在实际叶片径向凹槽结构设计中还需要综合考虑,使ITB整体性能最优。

参考文献(References):

- [1] 尚守堂,程明,刘殿春. 涡轮级间燃烧室技术的研究现状与发展趋势[J]. 航空科学技术, 2011,32(4):5-10.
SHANG Shoutang, CHENG Ming, LIU Dianchun. The status and direction of inter-stage turbine burner technology[J]. Aeronautical science & technology, 2011,32(4):5-10. (in Chinese)
- [2] Zelina J, Ehret J, Hancock R D, Shouse D T, et al. Ultra-compact combustion technology using high swirl for enhanced burning rate[R]. AIAA 2002-3725.
- [3] Jonathan F, Anisko, Ralph A, et al. Numerical investigation of cavity-vane interactions within the ultra compact combustor [R]. AIAA 2006-805.
- [4] Greenwood Roger T, Captain B S. Numerical analysis and optimization of the ultra-compact combustion[R]. US: Department of the air force, air university, AD434747, 2005.
- [5] Greenwood Roger T, Anthenien Ralph A, Zelina Joseph. Computational analysis of the ultra compact combustor[R]. AIAA 2005-220.
- [6] 骆广琦,胡磊,李晓勇,等. 常规结构和“腔中腔”结构的涡轮级间燃烧室数值模拟[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2011,12(4):5-9.

- LUO Guangqi, HU Lei, LI Xiaoyong, et al. Numerical simulation investigation of “cavity in a cavity” structure of inter-turbine burner[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2011, 12(4): 5-9. (in Chinese)
- [7] Moenter David S. Design and numerical simulation of two-dimensional ultra compact combustor model sections for experimental observation of cavity-vane flow interactions[D]. Ohio: Department of the air force air university, 2006.
- [8] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Geometrical parametric studies of inter-turbine burner (ITB) for improved performance [R]. AIAA 2007-5099.
- [9] Briones A M, Sekar B, Thornburg H, et al. Effect of vane notch and ramp design on the performance of a rectangular inter-turbine burner[R]. AIAA 2010-581.

(编辑:徐敏)

Numerical Investigation of Interstage – Turbine Burner (ITB) with Different Radial Vane Cavity Shapes

LUO Guang – qi, MENG Long, LIU Kun

(School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Inter-stage-turbine burner (ITB) with no radial vane cavity and five different kinds of radial vane cavity shapes three-dimensional combustor model on two phase combustion flows are simulated by utilizing a computational fluid dynamics software together with $k-\varepsilon$ model and simplified PDF combustion model. Velocity field, temperature field and overall performance of different kinds of ITB models are compared and analyzed. The result shows that the different radial vane cavity shapes differ on the velocity and temperature field in the radial vane cavity, and then have an influence on the combustion completeness of the rich burn products and outlet temperature. By changing the radial vane cavity shapes, ITB can obtain higher combustion efficiency and outlet temperature, smaller pressure drop and better species concentration standard.

Key words: inter stage – turbine burner; radial vane cavity; high temperature area; species concentration