

带不同凹腔结构涡轮间燃烧室数值模拟

莫 姐,唐 豪,李 明,郑海飞

(南京航空航天大学 能源与动力学院,南京 210016)



莫姐(1987),女,在读硕士研究生,主要研究方向为航空发动机燃烧技术。

基金项目:国家自然科学基金(51076064)、江苏省“六大人才高峰”项目资助

收稿日期:2011-07-29

摘要: 为了提高航空燃气涡轮发动机的推进效率和满足低排放的要求,提出了 1 种基于涡轮内补燃增推循环的超紧凑燃烧室——涡轮间燃烧室。建立了 3 种带不同轴向凹腔(AC)结构的 TIB 模型,比较了 3 种模型的流动性能和燃烧性能。计算结果表明:TIB 的燃烧效率高达 99.3%,AC 结构的改变对燃烧效率影响较小,但对温度场分布影响较大。

关键词: 涡轮间燃烧室;超紧凑燃烧室;数值模拟;凹腔结构;温度分布;燃烧性能

Numerical Simulation of Turbine Inter-Blade Burner(TIB) with Different Axial Cavity Shapes

MO Da, TANG Hao, LI Ming, ZHENG Hai-fei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve thrust efficiency of aeroengine and meet the requirement of low emissions, a Turbine Inter-blade Burner (TIB) based on the new Ultra-Compact Combustor (UCC) technology was proposed. Three cases of TIB with different Axial Cavity (AC) were designed and their flowfields and combustion performance were contrasted. The results show the combustion efficiency of TIB is almost 99.3%, which suggests AC has little impact of combustion efficiency, but it affects the temperature distribution.

Key words: Turbine Inter-blade Burner; Ultra-Compact Combustor; numerical simulation; axial cavity; temperature distribution; combustion performance

0 引言

现代航空装备要求燃气涡轮发动机具有较高的推重比、推进效率和较宽的工作范围。提高涡轮前燃气温度在理论上可以改善热力循环性能,而且涡轮内压力较高,燃烧效率也就高。增加涡轮间燃烧室(TIB)^[1-2]是目前提高燃气涡轮发动机性能的常规手段,但其结构庞大,增加质量,应用起来比较困难;Sirignano、Delplanque 和 Liu^[3-5]进行了在涡轮通道内燃烧或 TIB 的热力性能分析,认为涡轮通道内燃烧可以克服涡轮间燃烧室质量增加的局限,但结构应用实施困难;美国空军研究实验室利用超紧凑燃烧室尺寸小、质量轻等特点^[6],率先探索了涡轮间燃烧室的性能与结构的相互影响规律,开展了在涡轮导向器内燃烧的模拟试验,试验表明该燃烧结构所具有的燃烧性能非常适用

于涡轮内补燃,燃烧效率高达 99%。国内关于涡轮内燃烧的研究正在开展,程本林^[7]进行了采用涡轮通道内补燃的热力循环计算方法提高发动机性能研究表明,采用 TIB 方法,单位推力可以明显增大,发动机性能得以改善;Thibaud^[8]研究了涡轮间燃烧室 TIB 的叶片结构对发动机燃烧性能的影响;Greenwood^[9]和 Jonathan^[10]对 TIB 进行了一系列研究。

TIB 利用 AC 稳焰,在燃烧环(Circumferential Cavity,CC)的每个燃油入射口处增加 1 个 AC。燃油从 AC 内喷入和蒸发。当高速气流流经 AC 时,由于黏性作用,AC 内会产生驻涡,燃料在驻涡中燃烧具有很好的燃烧特性,燃烧效率较高,压力损失较小^[11],从而提高燃烧性能^[12-14]。

本文在 Jonathan 模型的基础上,将操作压力由 2.74 kPa 改为 30.0 kPa。通过改变 AC 的结构(如垂直

AC 和倾斜 AC), 使用 UG 软件建模, 采用 ANSYS ICEM 11.0 对其进行结构网格划分, 应用 Fluent 进行数值计算, 利用 Tecplot 和 Origin 等软件进行了结果处理; 并用计算流体力学(CFD)的方法分析凹腔结构对燃烧室燃烧性能的影响; 与文献[10]的结果进行对比分析压力对结果的影响。

1 物理模型

涡轮间燃烧室的几何结构如图 1 所示。中心锥体相当于涡轮的轮毂, 其上均匀分布着 6 个导向器叶片, 在叶背处开有径向凹槽 (Radial Vane Cavity, RVC), 在中心锥体和叶片的上方形成 1 个环形空腔, 即 CC。沿着 CC 的周向方向平均分布着 24 个二次气流入射口和 6 个燃油入射口。每个叶片与燃油入射口相对, RVC 与 AC 相对。燃油垂直入射, 二次气流入射角为 45°。具体结构尺寸参照文献[10]。

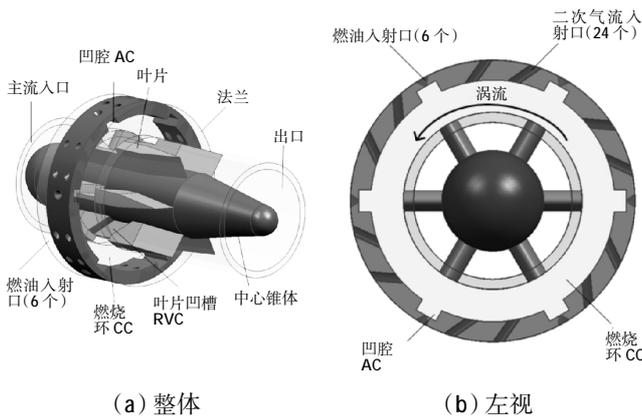


图 1 涡轮间燃烧室的几何结构

TIB 的工作原理是以 AC 供油切向补气, 在 CC 内形成周向燃烧流动, 改善了掺混效果, 延长了燃烧停留时间; 燃烧中间产物被带到 RVC 内, 并以小的当量比继续燃烧; 随后, 燃烧产物流向主流通道, 与主流空气混合。

通过改变 AC 的水平壁面与竖直壁面间的夹角及竖直壁面的倾斜方向, 分析其对燃烧效果的影响。具体几何结构变化情况如图 2 所示。

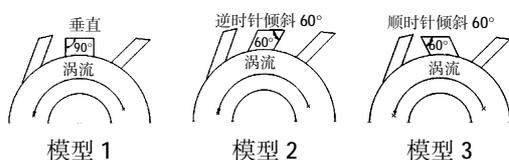


图 2 不同 AC 的几何结构

2 数值模拟

2.1 网格

为节省时间和计算资源, 考虑到几何结构的对称性, 针对 1/6, 即 60°的几何模型进行数值模拟。为了保证网格质量, 应用 ANSYS ICEMCFD 软件对其进行结构化网格划分, 对壁面处进行加密, 近壁网格的 y^+ 控制在 30 ~ 100, 并在叶片周围进行 O 网格划分, 网格总数为 86 万, 网格划分情况如图 3 所示。

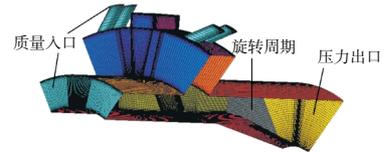


图 3 60°几何模型的结构化网格

2.2 数值方法

应用 FLUENT 软件对流动及燃烧过程进行数值模拟。湍流模型采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型, 在有分离流存在和带二次流的复杂流动计算及在对强旋流湍流模型的模拟上具有显著的优越性^[9]; 辐射模型采用离散坐标, 可以考虑不同离散方向和散射对辐射热交换的影响, 从而更合理的估算辐射对燃烧室壁温和气流温度分布的影响^[10]; 在欧拉框架下求解空气(连续相)的 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 FLUENT 软件中的离散相模型, 通过随机颗粒轨道模型来考虑 2 相间的相互作用; 湍流燃烧模型采用非预混燃烧模型的概率密度函数(PDF)来描述湍流燃烧过程; 污染物考虑了热力型 NO 和快速型 NO; 液态燃油采用与 JP-8+100 热力学特性相同的煤油($C_{12}H_{23}$)。航空煤油燃烧过程中考虑了 11 种成分, 即 $C_{12}H_{23}$ 、 CH_4 、 CO 、 CO_2 、 H_2 、 H_2O 、 H_2O (液)、 O_2 、 OH 、 C (固)和 N_2 。

2.3 边界条件

主气流、二次气流进口为质量进口, 出口为压力出口, 采用旋转周期性边界条件(图 3)。除压力不同外, 其余工况设置和文献[10]的一致, 油滴初速度 30.5 m/s, 详细参数见表 1。燃油入射时的尺寸、流量分配及雾化锥角分布情况见表 2。

表 1 工况参数

参数	数值
主流流量/(kg/min)	2.25
二次流流量/(kg/min)	0.47
燃油流量/(kg/min)	0.053
入口温度/K	541
操作压力/kPa	300
出口压力/kPa	-5
CC 当量比	1.68

表 2 油滴尺寸、流量分配及雾化锥角分布

种类	平均粒径 / μm	流量 /%	半锥角 /($^\circ$)
1	40	10	40
2	50	25	30
3	55	30	35
4	60	25	32
5	70	10	38

3 计算结果与分析

3.1 各截面温度分布

燃烧室内各截面温度分布如图 4 所示。面 $x=66.25\text{ mm}$ 和 $x=78.75\text{ mm}$ 是通过前后二次气流入射口的中心截面。从图 4 中可见,高温区域集中在 CC 下部 and 下游主流通道的叶片顶部。燃烧产物与主流气体的混合情况在叶片两侧截然不同。在叶背一侧温度分布比较均匀,而在叶盆一侧的通道底部温度很低,仍然保持着主流空气入口的温度。这是因为,当 CC 底部燃气流过叶片后,部分燃气流入 RVC 内形成漩涡,加强了燃烧产物与主流的掺混,使叶背一侧温度分布更为均匀。而由于受高速主流空气的影响,高温燃气不能穿透到通道底部,而只能在通道顶部与主流混合。

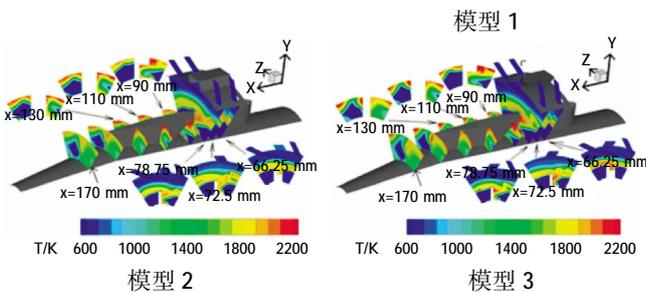


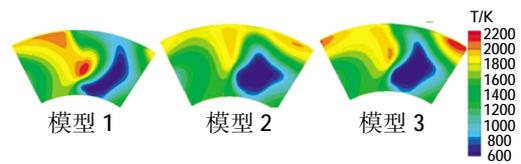
图 4 内部各截面温度分布

从图 4 中还可见,在整个 CC 空间内,模型 1 的燃烧都比较强烈,对燃烧室的温度分布比较有利,而模型 2、3 在 CC 的下半部分区域的燃烧才比较剧烈。由主流通道各截面的温度云图可知,模型 1 在叶盆一侧的温度分布相对均匀,高温燃气与主流气体混合较好,而模型 2 的高温燃气停留在主流通道顶层,掺混效果不好。说明 AC 结构对温度场分布影响较大。

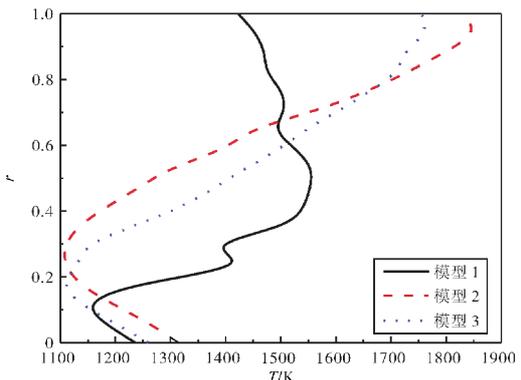
3.2 出口截面温度分布

取截面 $x=170\text{ mm}$ 为出口截面,其温度分布如图

5 所示。从图中可见,在出口截面都有热斑出现。温度沿圆周方向分布不均匀,在右侧区域较低。其中,模型 1 的低温区域沿着叶高方向分布更为均匀,而且左侧的高温区域面积比较大。模型 2、3 的低温区域集中在出口截面右侧的底部,说明主流气体与高温燃气没有充分混合。其中,模型 2 的高温区域集中在出口截面的顶层,模型 3 的高温区域在截面右侧,高温气体仅占据顶层区域的一部分,其温度分布比模型 2 的好些。

图 5 $x=170\text{ mm}$ 截面温度分布

出口截面径向平均温度分布曲线如图 6 所示。横坐标为径向平均温度,纵坐标为无量纲半径,沿叶高方向变化范围为 $0 \sim 1$ 。

图 6 燃烧室出口截面 $x=170\text{ m}$ 的径向平均温度分布曲线

由图 6 中可见,模型 1 的温度变化范围最小,符合燃烧室设计的出口截面温度分布要求。模型 2、3 的

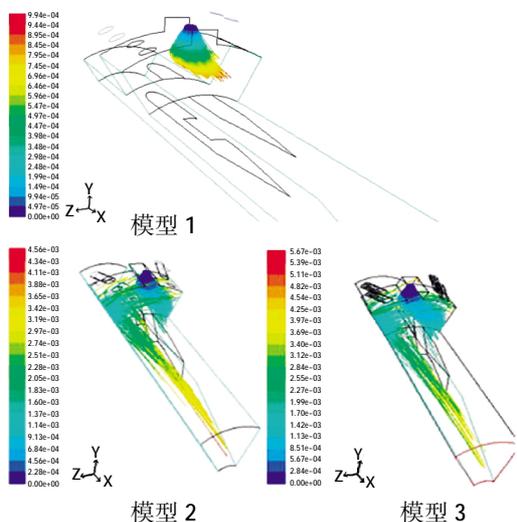


图 7 以停留时间标记的颗粒轨迹追踪曲线

温度分布曲线大致相同,温度变化范围比较大。所以模型 1 的出口截面温度分布比较好。

3.3 燃油颗粒轨迹分布

以停留时间标记的颗粒轨迹追踪曲线如图 7 所示。

从图 7 中可见,模型 1 的燃油颗粒运动轨迹最短,油滴几乎在 CC 内全部蒸发,燃油颗粒停留时间最短,为 0.994 ms,模型 3 的停留时间最长,为 6.67 ms,模型 2、3 的油滴颗粒主要集中在叶盆一侧,在叶背一侧几乎没有,这是因为在叶背一侧燃烧剧烈,油滴运动轨迹甚至延伸到出口截面处,使出口截面处 HC 的含量增加。可见,采用倾斜 AC,油滴蒸发速度变慢。

3.4 排放物含量、总压损失及燃烧效率的比较

采用 3 种 AC 结构 TIB 模型的排放物、总压损失和燃烧效率的比较见表 3。从表 3 中可知,TIB 的燃烧效率高达 99.3%,与美国空军实验室的实验结果相吻合^[6],且总压损失低于 1.10%,也说明了 AC 结构对燃烧效率和压力损失的影响较小。模型 1 未烧完的 HC 的排放量最小,原因是燃油大部分都在 CC 和凹槽内燃烧,主流通道中残留的 HC 比较少。

4 计算结果与文献结果对比分析

文献 [10] 是在操作压力为 274 kPa 下得到的结果,将本文计算结果与其对比,可以分析压力对结果的影响。

4.1 内部截面温度分布比较

模型 1 和文献[10]的燃油入射口截面温度分布结果对比如图 8 所示。

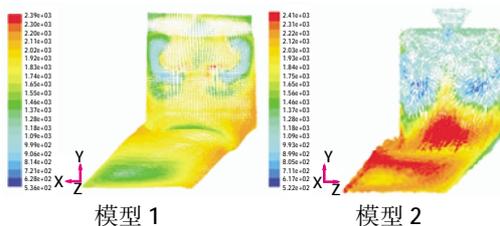


图 8 燃油入射口截面温度分布

从图 8 中可见,文献[10]的温度梯度较大,高温区域主要集中在 CC 下部区域和凹槽内,高温区域的平均温度较高,而本文模型 1 的 CC 的整个空间内温度都比较高,温度梯度较小。由此可知,增大压力可以加

强 CC 内的燃烧。

5 结论

通过改变 AC 的几何结构,分析组分浓度、温度场和颗粒轨迹分布,以及排放物含量、总压损失和燃烧效率等,可以得出以下结论:

(1) 涡轮间燃烧室的燃烧效率高达 99.3%,压力损失低于 1.10%,说明 TIB 的燃烧性能好,燃烧稳定。

(2) AC 结构对燃烧效率和压力损失的影响较小,而对燃烧室内温度场分布影响较大。

(3) 采用垂直 AC 结构的 TIB,燃油在稳焰 AC 内便开始剧烈燃烧,出口截面温度分布曲线符合燃烧室设计要求,即对应的涡轮叶片两端温度低。

(4) 采用垂直 AC 结构的 TIB,HC 的排放量最小。

参考文献:

- [1] Ryder R C, Brankovic A, Bulzan D L, et al. CFD definition study of interstage burners in turbine engine transition duct[R]. ASME 2003-GT-38440.
- [2] Chiu Ya-tien. A performance study of a super-cruise engine with isothermal combustion inside the turbine [D]. Virginia: Virginia polytechnic institute & state university, 2004.
- [3] Sirignano W A, Delplanque J P, Liu F. Sected challenges in jet and rocket engine combustion research[R]. AIAA-97-2701.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] Zelina J, Shouse D T, Neuroth C. High-pressure tests of a high-g, ultra compact combustor[R]. AIAA-2005-3779.
- [7] 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.
- [8] Thibaud V M. Numerical investigation of ultra compact combustor models for Turbine Inter-blade Burner (TIB)[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
- [9] Greenwood R T. Numerical analysis and optimization of the ultra compact combustor [D]. Arlington, Virginia: Air Force Institute of Technology, 2005.
- [10] Jonathan A. Numerical investigation of cavity-vane interactions within the ultra compact combustor [D]. Arlington, Virginia: Air Force Institute of Technology, 2006.

- [11] 刁永发,何伯述,许晋源,等. 四角燃烧器射流向火侧相干结构涡的研究[J]. 中国电机工程学报,2003, 23(3):150-155.
- [12] 赵海亮,徐旭常,李彦,等. 脉动供燃料燃烧技术及火焰频率特征[J]. 燃烧科学与技术,2004, 10(5):459-464.
- [13] 樊未军,孙文超. 气脉冲除灰器工作机理研究[J]. 中国电机工程学报,2002,22(6):137-141.
- [14] 樊未军,孙文超,吴承康. 气脉冲发生器中火焰传播与压力变化的研究 [J]. 中国电机工程学报,2002,22(7):140-144.
- [15] 由长福,祁海鹰,徐旭常,等. 采用不同湍流模型及差分格式对四角切向燃烧煤粉锅炉内冷态流场的数值模拟[J]. 动力工程,2001,21(2):1128-1131.
- [16] 徐旭常,周力行. 燃烧技术手册[M]. 北京:化学工业出版社,2007:1368-1372.