

文章编号: 1000-8055(2009)09-1923-07

双环预混旋流低污染燃烧室数值研究

颜应文¹, 李红红^{1,2}, 赵坚行¹, 张靖周¹, 刘 勇¹, 党新宪¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 宝山钢铁股份有限公司 宝钢分公司 能源环保部, 上海 200941)

摘 要: 利用 Fluent 软件计算双环预混旋流(TAPS)低污染燃烧室三维两相喷雾燃烧流场, 研究两种燃烧室结构和两种喷油方式对流场与燃烧性能的影响, 采用标准 $k-\varepsilon$ 模型模拟湍流黏性, 离散相模型追踪油珠运动轨迹, 燃烧模型采用非预混平衡化学反应模型. 计算结果表明: 在进口条件不变情况下, 改进燃烧室结构和喷油方式, 能提高出口温度, 同时可大幅降低出口污染物排放; 在相同试验条件下, TAPS 低污染燃烧室燃烧性能优于目前某在研发发动机模型燃烧室.

关 键 词: 双环预混旋流; 离散相模型; 非预混平衡化学反应; 污染物排放; 燃烧性能

中图分类号: V231. 2

文献标识码: A

Numerical study of low emissions for twin annular premixing swirler combustor

YAN Ying-wen¹, LI Hong-hong^{1,2}, ZHAO Jian-xing¹,
ZHANG Jing-zhou¹, LIU Yong¹, DANG Xin-xian¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Energy and Environmental Department, Baosteel Branch,

Baoshan Iron and Steel Company Limited, Shanghai, 200941, China)

Abstract: The influences of different combustor configuration and spray mode on two phase spray combustion flows and combustion performances of twin annular premixing swirler (TAPS) combustors were studied by using Fluent software. Standard $k-\varepsilon$ model was applied to simulate the turbulent viscosity. The fuel droplet trajectories were modeled in Lagrangian frame of reference by using discrete phase model (DPM). Non-premixed combustion model was used to model turbulence-chemistry interaction. The results reveal that exit averaged temperature can be improved and exit pollutant emissions decrease greatly with the change of combustor configuration and spray mode, and the combustion performance of TAPS combustor exceeds conventional model combustor.

Key words: twin annular premixing swirler (TAPS); discrete phase model (DPM); turbulence-chemistry interaction; pollutant emission; combustion performance

随着航空发动机向大气排放的污染物日益增多, 对大气污染也日趋严重. 航空发动机排放的污

染物主要有 CO_2 , NO_x , CO , 冒烟、未燃碳氢化合物 HC 和 SO_x 等, 这些有害物质对人类及其生态

收稿日期: 2008-09-26; 修订日期: 2008-12-27

基金项目: 江苏省博士后科研资助计划项目(091033C); 高等学校博士学科点专项科研基金(20070287041)

作者简介: 颜应文(1978-), 男, 湖南衡山人, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机燃烧室数值仿真与试验研究.

环境造成严重危害.由于飞机是在高空飞行,航空发动机在空中所排放的污染物比地面动力装置排放的污染物对大气影响更为明显,更易导致温室效应和全球气候的变化.为了使我国大型飞机发动机更加具有竞争力和更高的环境友好性,满足世界卫生组织日益严格的环保要求,在提高航空发动机性能同时,必须降低油耗,降低污染物排放;因此开发低污染燃烧技术是促进我国空运事业迅速发展的一项十分重要的关键技术^[1-4].

目前正在研发的低污染燃烧室有:分级燃烧室、贫油预混/预蒸发燃烧室(LPP)、富油燃烧/快速冷却/贫油燃烧室(RQL)、变几何燃烧室(VGC)、催化燃烧室和双环预混旋流(twin annular premixing swirler,简称TAPS)燃烧室^[5-6]等.在这各种先进低污染燃烧室中,TAPS燃烧室是一种新型的、并具有广阔应用前景的低污染燃烧室方案.该燃烧室可在满足其他设计要求同时,进一步降低 NO_x 的排放,比现有的标准低85%.GE公司现将此项技术用在CFM56-7发动机燃烧室上,并准备用于波音新型787、747-8和空客A350飞机上,目前正在研制的GEnx发动机采用了TAPS燃烧室后,其 NO_x 、烟、HC和CO的排放只有航空环境保护委员会(CAEP)标准的45%、10%、5%和30%^[5-6].我国也对低污染燃烧技术进行了研究,并在民用或航空燃气轮机低污染燃烧室方面都取得了一定的进展,例如文献[7]发展了一种贫油燃烧室/驻涡燃烧室(RQL/TVC)低污染燃烧室方案,文献[8]发展了一种分级/贫油预混预蒸发低污染燃烧室方案,实现的分级燃烧与LPP相结合,以达到降低 NO_x 排放水平.但是对TAPS燃烧室研究甚少,几乎尚未开始.因此本文对双环预混旋流(TAPS)燃烧室两相喷雾燃烧流场进行初步研究.

1 TAPS 燃烧技术特点

TAPS低污染燃烧技术的特点^[5]是:两个同轴的环形旋转射流(主旋流和值班旋流)分别由其头部的一个主混合器和值班旋流器产生(见图1).主混合器由一个轴向旋流器或径向旋流器、一个空腔构成,值班旋流器由一个高流量数压力雾化喷嘴与两个围绕在其周围同向双级旋流器组成(见图2).它的功用是改善起动和低功率工况下的燃油雾化质量,获得满足点火、起动、贫油燃烧稳定性和燃烧效率等设计要求所需的流场.值班旋流开始主要受燃油喷嘴几何形状控制,后与

主旋流相互作用,形成一个满足燃烧室设计要求的燃烧区.在主混合器入口处还装有一个环形多点燃油喷嘴,喷出燃油形成多股横向射流与主混合器的轴向或径向旋流器的主旋流相互作用,形成均匀分布的预混混气,供起飞、爬升和巡航用.

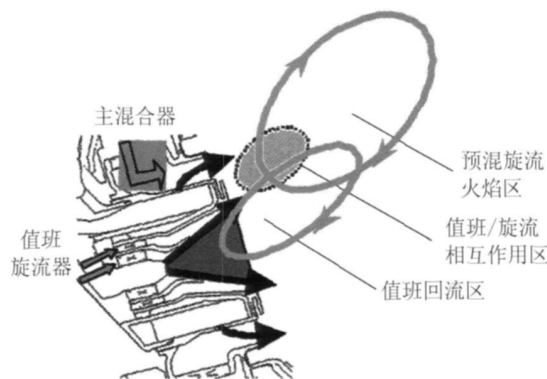


图1 TAPS 燃烧技术原理图

Fig. 1 Twin annular premixing swirler mode schematic

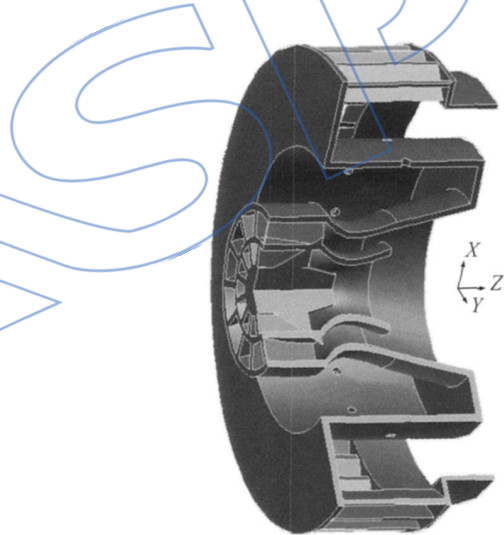


图2 值班旋流器和主混合器装配三维造型图

Fig. 2 TAPS combustor mixers schematic

除了冷却燃烧室头部和火焰筒所需的空气外,其他空气都流经值班旋流器和主混合器,无需在火焰筒壁上开各种大孔(如主燃孔、掺混孔等),同时高温燃烧区也可在火焰筒核心区内,因此火焰筒壁面温度较低,壁面冷却孔也可减少,火焰筒耐热能力提高,从而延长火焰筒寿命.由值班旋流器的中心雾化喷嘴提供值班级供油量可从低功率下的100%到最大功率下的5%~10%.由主混合器的环形多点燃油喷嘴提供主燃级供油量.通过“可控压力燃油喷嘴”控制规律,按预先确定的流量分配,实现值班级和主燃级之间燃油分级.为了使TAPS的空气和燃油在燃烧之前预先混合,从高压压气机进来的空气通过两个围绕在喷

嘴周围的同轴旋流器直接进入燃烧室,喷嘴喷出的燃油在两股同向旋流作用下可使更贫的油汽混合的更均匀,实现贫油预混燃烧。

由此可见,TAPS 燃烧室与传统航空燃气轮机燃烧室的主要区别是:一,在火焰筒壁面上不存在主燃孔和掺混孔,燃烧空气除冷却空气外全部从火焰筒头部值班旋流器和主混合器进入火焰筒;二,燃油喷射方式,除了中心燃油喷嘴外,在主混合器中还装有环形多点喷嘴,燃油分级可按预先确定的流量分配进行调节。

2 TAPS 燃烧室几何模型及计算模型

本文研究对象为两种不同结构的 TAPS 燃烧室,图 3 所示为 TAPS 燃烧室 B 结构图,TAPS 燃烧室 A 结构是缺少 TAPS 燃烧室 B 尾部的收缩段,其它结构均没有改变;图 2 为值班旋流器和主混合器相互装配三维造型图,值班旋流器由两个同向的轴向旋流器构成,从里到外分别为燃油喷嘴、文氏管和套筒,轴向旋流器角度为 20° ,主混合器由一个径向旋流器和一个空腔组成,从图中可以看出值班旋流器和主混合器之间装配关系,以及在主混合器上主燃级燃油各喷射点的分布。

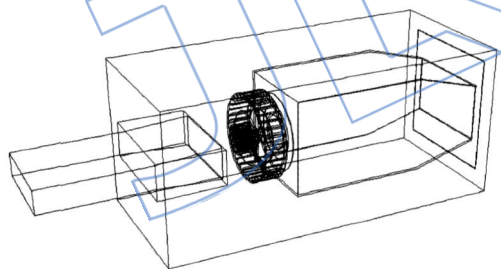
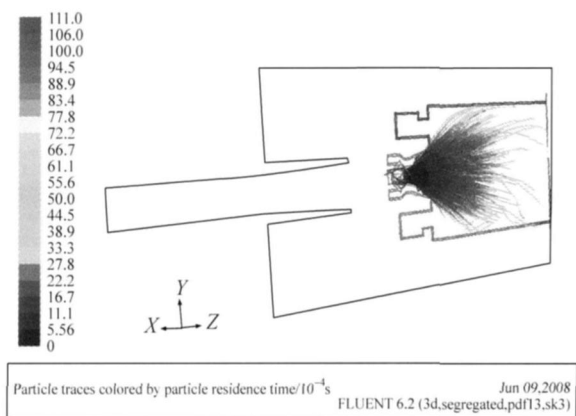


图 3 TAPS 燃烧室 B 结构图

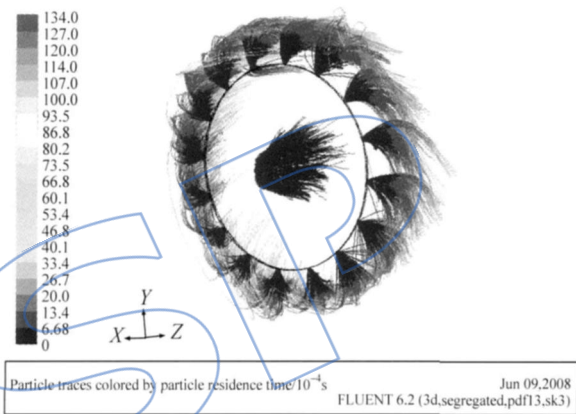
Fig. 3 TAPS combustor B configure schematic

除了研究不同的 TAPS 燃烧室结构外,本文还研究了两种不同燃油喷射方式对燃烧室流场的影响:供油方式 1 为燃油全部从值班旋流器中心油嘴喷油;供油方式 2 为燃油分别从值班旋流器和主混合器环形多点喷嘴,燃油沿周向均布 16 个点喷射(见图 4)。

本文利用 Gambit 软件对所建立的三维几何结构图进行非结构化网格划分,TAPS 燃烧室共生成网格 209 万,使用商业软件 Fluent 进行两相燃烧流场计算,采用非耦合隐式求解器,近壁面采用标准的壁面函数,湍流模型为标准模型,压力方程采用二阶精度进行离散,控制方程离散采用



(a) 供油方式 1



(b) 供油方式 2

图 4 燃油喷射方式

Fig. 4 Fuel spray mode

QUICK 格式,求解采用 SIMPLE 算法。

为了与试验工况对比,计算进口参数与试验状态相同,进口空气流量为 0.23 kg/s ,温度为 543.62 K ,工作压力为 642908 Pa ,燃油流量为 0.0046 kg/s 。

3 燃烧模型及污染物生成模型

燃料为煤油,采用非预混两相喷雾燃烧模型,燃油油珠在拉格朗日坐标系下采用离散相模型(DPM),湍流-燃烧相互作用采用平衡化学反应,概率密度函数(PDF)采用 β 型函数,按“热力” NO_x ($T > 1700 \text{ K}$) 计算污染物 NO_x 排放。在非预混燃烧数值模拟方法中需求解混合分数 $\bar{f}$ 和混合分数脉动均方值 $\overline{f'^2}$ 的输运方程。

Fluent 的前置处理软件 prePDF 可根据 $\bar{f}$ 和 $\overline{f'^2}$ 变量,计算出流场中各点的概率密度函数 $p(f)$,各个燃烧产物组分的摩尔分数和温度等参数时均值可根据下式计算:

$$\bar{\phi}_i = \int p(f) \phi_i(f) df$$

4 计算结果分析

本文共计算了两种不同的 TAPS 燃烧室和两种不同的供油方式,因此共分为三种计算工况:工况 1 为 TAPS 燃烧室 A,采用供油方式 1;工况 2 为 TAPS 燃烧室 B,采用供油方式 1;工况 3 为 TAPS 燃烧室 B,采用供油方式 2;分别研究不同燃烧室结构和供油方式对 TAPS 燃烧室流场和出口污染物分布的影响,并与某在研发动机模型燃烧室的试验工况相同情况下的污染物排放进行比较。

4.1 流场计算结果分析

1) 图 5~图 9 为工况 3 时部分两相喷雾燃烧流场计算结果。其中图 5 为轴向速度流线图,从图中可以看出,气流从燃烧室入口流入,经双级扩压器后,分别从值班旋流器中的双级轴向旋流器和主混合器中的径向旋流器流入火焰筒,小部分空气从内外环流出,对火焰筒后涡轮叶片进行气膜冷却,在突扩扩压器中形成一对稳定的涡旋,可以有效的消除燃烧室入口因气流压力脉动对火焰筒燃烧稳定性的影响,在值班旋流器后由于值班旋流器和主混合器的气流相互作用,形成一对稳定的涡旋;图 6 为火焰筒头部局部放大速度矢量图,可以明显的可看到气流在火焰筒头部气流流动的复杂性。按供油方式 2 喷射燃油(见图 4(b))时,其小部分燃油从值班旋流器中心喷出,大部分燃油在主混合器中一个环面上迎着径向旋流器进来的高速旋转空气喷出,由于燃油中心喷嘴和环面上同时喷出,燃油在高速气流作用下,快速雾化,并与新鲜空气进行了充分的掺混,油珠轨迹很短,因此基本上实现了燃油预混燃烧,在主混合器中,由于有径向旋流器高速旋转气流的作用,因此油珠轨迹可以明显的看出受气流影响而偏转。

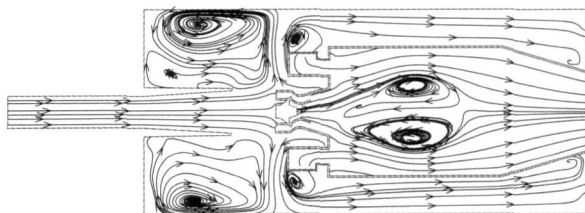


图 5 轴向速度流线图

Fig 5 Velocity streamline of combustor

图 7 为火焰筒内温度等值线云图,由图可知,在值班旋流器后面形成较高温中心回流区可作为稳定的点火源;又因燃油沿周向均布 16 个点喷射

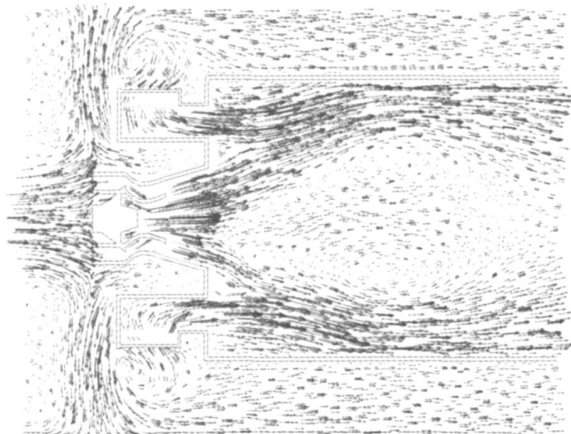


图 6 局部放大速度矢量图

Fig. 6 Velocity vector at middle section

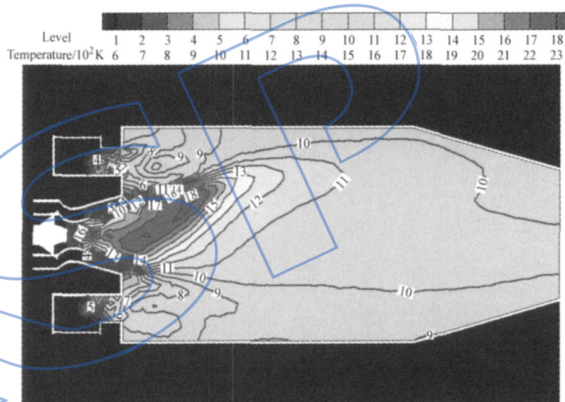


图 7 温度等值线云图

Fig. 7 Temperature contour at middle section

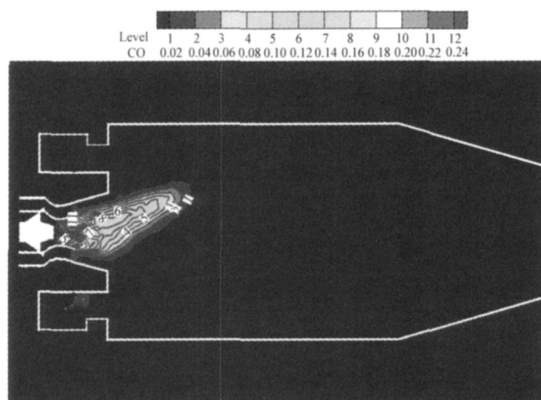


图 8 CO 等值线云图

Fig. 8 CO contour at middle section

入火焰筒内,故油气混合较均匀,因此在火焰筒后部温度场较均匀。图 8 为污染物 CO 质量分数云图,对照图 7 可知,在燃烧室前部高温回流区域,由于高温,大部分燃油都参加燃烧,但因燃烧时间较短,在燃油喷雾锥面及其附近区域上,由于燃油质量分数较大,有一部分燃油因氧气不够充分,还

来不及完全燃烧而生成 CO . 但随着轴向距离增加,燃烧时间加长, CO 与从径向旋流器进来的空气中还未烧完的剩余氧气反应生成 CO_2 ,因此 CO 不断降低,到燃烧室后部 CO 已经很少.

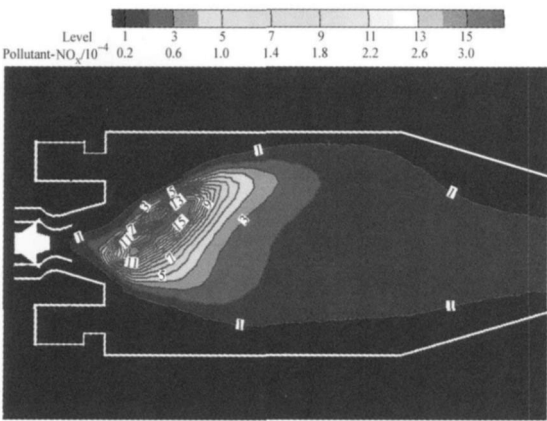


图 9 NO_x 等值线云图
Fig.9 NO_x contour at middle section

图 9 为污染物 NO_x 质量分数云图,由于头部存在较高温回流区域 ($T > 1700\text{ K}$),生成热力 NO_x ,对比温度分布云图,在温度高于 1700 K 区域 NO_x 较高,但随着轴向距离增加至火焰筒尾部,温度有所下降, NO_x 质量分数也相应下降.

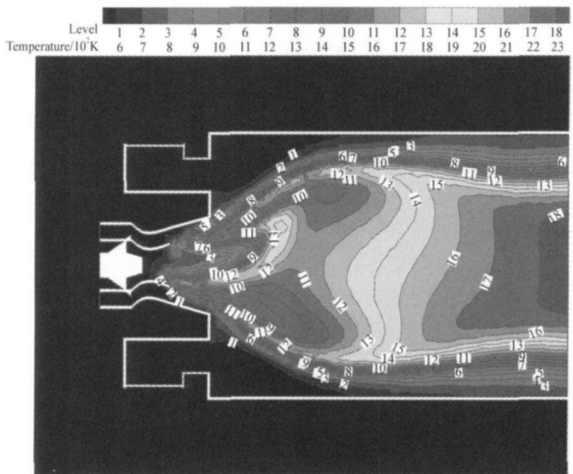
2) 图 10 为工况 1 和工况 2 情况下火焰筒中心横截面温度分布云图,因工况 1 和工况 2 都采用供油方式 1,两者仅是燃烧室结构不相同,而燃烧室 A 和 B 只是燃烧室长度和出口形状不同,其头部结构是相同的,因此燃烧室结构对温度分布影响不大,但对出口气流参数分布影响较大,与燃烧室 A 相比,燃烧室 B 因火焰筒长度增加,气流停留时间加长,燃烧效率提高,出口温度也较高,分布较均匀.

另外,工况 3 与工况 2 相比,即对比图 7 和图 10 中工况 2,两者燃烧室结构相同,仅是喷油方式改变,工况 3 因采用供油方式 2,燃油雾化、与空气掺混较好,因此其燃烧室温度场也更均匀些.

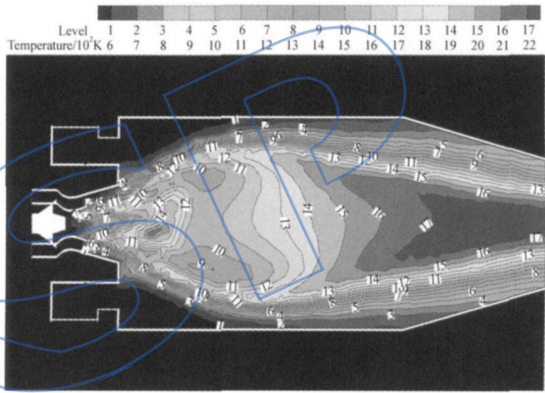
图 11 为燃烧室出口径向温度分布曲线,从图中可以看出,从工况 1 到工况 3,随着结构和供油方式的改变,最高温度逐渐降低,而出口平均温度逐渐增加,出口径向温度分布曲线越来越均匀;图 12 和图 13 分别为火焰筒出口 CO 质量分数和 NO_x 质量分数分布云图,可以看出从工况 1 到工况 3,出口 CO 质量分数和 NO_x 质量分数最大值随工况改变急剧减少,并且分布也更加均匀.

4.2 燃烧室出口平均参数比较

表 1 列出了上述三种工况条件下出口各参数



(a) 工况1



(b) 工况2

图 10 火焰筒温度分布云图
Fig. 10 Temperature contour of different combustors

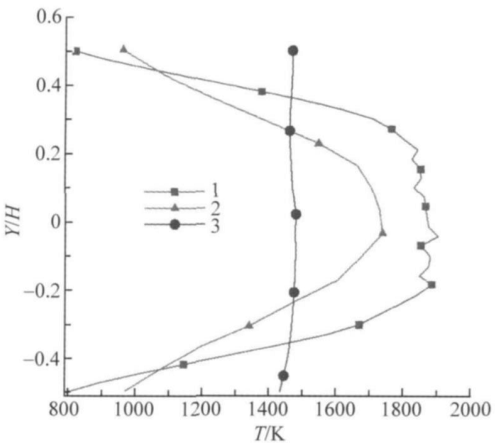


图 11 燃烧室出口径向温度分布
Fig. 11 Exit temperature distribution

平均值与某在研模型燃烧室出口试验结果平均值的比较. 由表 1 可知:燃油喷射方式不变前提下,燃烧室 B 出口温度比燃烧室 A 要略高,出口温度分布系数有所下降, CO 和 NO_x 排放也稍有降低. 其次燃烧室结构不变前提下,与供油方式 1 相

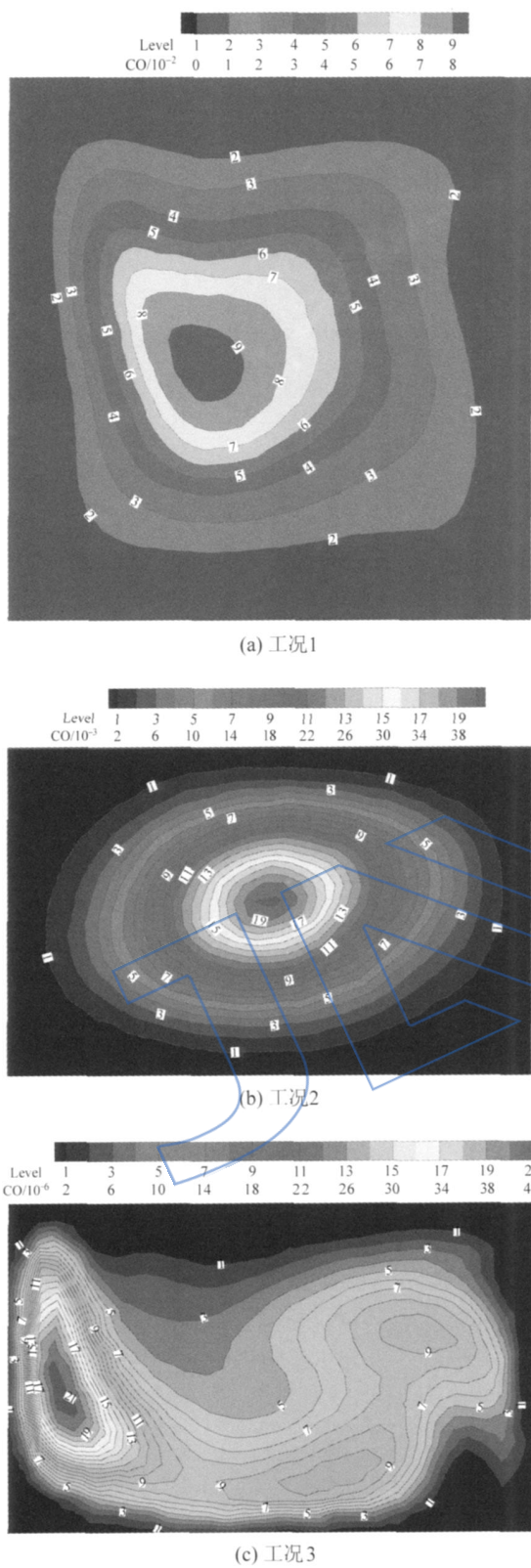


图 12 燃烧室出口 CO 分布云图

Fig. 12 Exit CO concentration contour

比,供油方式 2 的出口温度明显高于方式 1,出口温度分布系数大幅度下降,而污染物 CO 减少了两个数量级, NO_x 质量分数降低了一半以上,因此供油方式 2 大大优于供油方式 1. 在相同进口

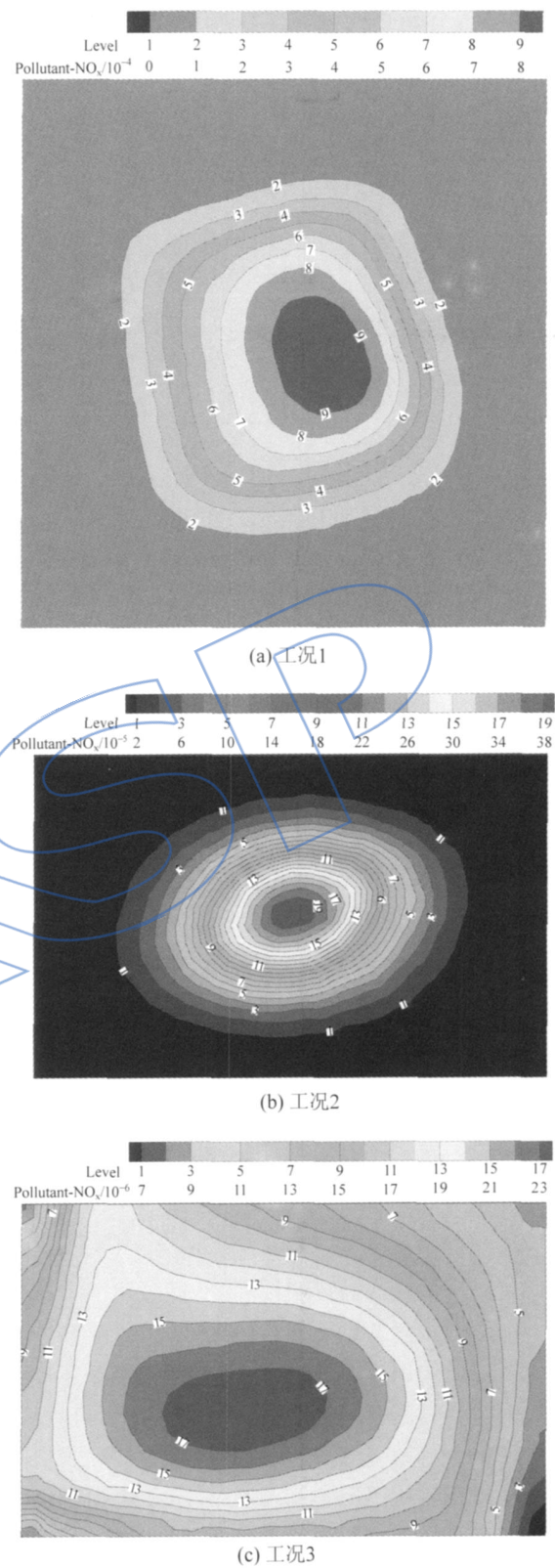


图 13 出口 NO_x 分布云图

Fig. 13 Exit NO_x concentration contour

油气比、进口温度条件下工况 3 的计算结果与国内在研某模型燃烧室试验数据进行比较可知,工况 3 供油方式更有利于燃油与空气的雾化、掺混,相比试验工况中的扩散燃烧,工况 3 燃烧更完全,

表 1 燃烧室出口各参数平均值比较

Table 1 Comparison of different combustor exit parameters

燃烧室结构	供油方式	温度/ K	出口温度分布系数	CO ₂	CO/ 10 ⁻⁶	NO _x / 10 ⁻⁶
TAPS A	方式 1	1214. 3	1. 69	0. 05540	8552	42. 81
TAPS B	方式 1	1264. 7	1. 41	0. 06031	6146	36. 89
TAPS B	方式 2	1465. 4	0. 0557	0. 07825	10. 51	17. 10
某在研模型燃烧室试验值	方式 1	1311. 8		0. 06020	743. 46	36. 74

因此 CO 质量分数低,而 CO₂ 高,出口平均温度稍高,同时避免了常规燃烧室中头部区域局部高温区,因此 NO_x 排放也大大降低,计算中 CO 质量分数与试验数据相差比较大,这主要是由于 Fluent 软件中对化学动力学处理比较简单,因此低估了 CO 质量分数;TAPS 燃烧室的性能均稍优于目前在研某模型燃烧室,但从出口温度分布系数来看,工况 1 和工况 2 数值太大,不能满足燃烧室设计要求,而工况 3 虽然各项性能指标均比试验结果要稍好,但是出口温度分布系数太小,不能满足燃烧室出口涡轮叶片温度分布要求,因此对于工况 3 出口温度分布还有待进一步改善。

5 结 论

本文对双环预混旋流低污染燃烧技术进行了初步数值研究,初步结果表明燃烧室结构改变对双环预混旋流燃烧性能有所改善,而燃油喷射方式的改变能大大改善燃烧性能,其中 TAPS 燃烧室 B 采用供油方式 2 时,即工况 3 性能最优,但出口径向温度分布曲线还有待进一步改善;本文所研究的双环预混旋流低污染燃烧技术方案基本能实现低污染排放目标。

参考文献:

[1] 尚守堂,程明,张军峰,等. 低排放长寿命燃烧室关键技术分析[C]//中国航空学会 2007 年学术年会动力专题 5. 深圳:中国航空学会,2007.

[2] 赵坚行. 民用发动机污染物排放及低污染燃烧技术发展趋

势[J]. 航空动力学报,2008,23(6):986-996.

ZHAO Jianxing. Pollutant emission and development of low emission combustion technology for civil aero engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6):986-996. (in Chinese)

[3] 史家荣,徐华胜. 民机发动机燃烧室设计特点与研制的关键技术[C]//中国航空学会 2007 年学术年会动力专题 57. 深圳:中国航空学会,2007.

[4] 颜应文,赵坚行,张靖周,等. 大涡模拟模型环形燃烧室污染特性[J]. 航空动力学报,2008,23(7):1161-1167.

YAN Yingwen, ZHAO Jianxing, ZHANG Jingzhou, et al. Large eddy simulation of pollution formation in model annular combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7):1161-1167. (in Chinese)

[5] Mongia H C. TAPS-A 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA 2003-2657.

[6] Stouffer S D, Ballal D R, Mongia H C. Development and combustion performance of a high-pressure WSR and TAPS combustor[R]. AIAA 2005-1416.

[7] 樊未军,严明,杨茂林. 富油/快速淬熄/贫油驻涡燃烧室低 NO_x 排放[J]. 推进技术,2006,27(1):97-100.

FAN Weijun, YAN Ming, YANG Maolin, et al. Low NO_x emission of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1):97-100. (in Chinese)

[8] 林宇震,刘高恩. 分级/预混合预蒸发贫油燃烧低污染方案排放初步研究[J]. 航空动力学报,2003,18(4):492-497.

LIN Yuzheng, LIU Gaoen. A preliminary study of NO_x emission of staging/premixed and prevaporized lean combustion low emission combustor scheme [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4):492-497. (in Chinese)