

LPP 低污染燃烧室两相喷雾燃烧性能 数值研究

朱嘉伟^{1,2}, 颜应文¹, 李 诗¹, 邓远灏¹

(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. 中华人民共和国工业和信息化部 电子第五研究所, 广州 510610)

摘 要: 采用 Fluent 软件对贫油预混预蒸发(LPP)低污染燃烧室两相喷雾燃烧流场、温度场和污染排放性能进行数值计算. 在副模结构保持不变时, LPP 低污染燃烧室头部在相同工况下, 数值研究不同的主模旋流角度对燃烧流场、温度场以及污染排放的影响. 采用标准的 $k-\epsilon$ 模型对湍流黏性进行模拟, 采用离散相模型对油珠颗粒的运动轨迹进行追踪, 采用非预混平衡化学反应模型来模拟化学反应速率. 数值计算结果表明: ①在 LPP 低污染燃烧室头部存在明显的中心回流区、角回流区和唇口回流区; ②中心回流区外形呈橄榄形状, 并且回流区长度都较长, 随着主模旋流角度的增大, 中心回流区逐渐变胖且变短, 角回流区则逐渐变小; ③随着主模旋流角度增大, 压力损失也随之增大; ④热力型 NO_x 生成的速率与燃烧温度超过 1950 K 区域的面积大小和最高的燃气温度有直接的关系, 在副模和主模火焰锋面附近, 由于燃烧温度高, 是热力型 NO_x 的集中分布区域; ⑤出口温度分布系数随着主模旋流角度的增加呈现出先减少后增加的趋势, 且主模旋流角度为 45° (C 方案) 时出口温度分布系数最小, 即 C 方案的出口温度分布最均匀; ⑥在相同的工况下, C 方案燃烧性能相对最优.

关 键 词: 贫油预混预蒸发; 低污染燃烧室; 两相喷雾燃烧; 燃烧性能; 热力型 NO_x

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical investigation of two-phase spray combustion performance for LPP low-emission combustor

ZHU Jia-wei^{1,2}, YAN Ying-wen¹, LI Shi¹, DENG Yuan-hao¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems,

College of Energy and Power Engineering,

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

2. the Fifth Electronics Research Institute,

Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China,

Guangzhou 510610, China)

Abstract: Two-phase spray combustion flow field, temperature field and pollution emission performance of lean premixed prevaporized (LPP) low-emission combustor were calculated by software of Fluent. When the structure of pilot swirler and the inlet condition of LPP low-emission combustor were kept unchanged, influences of different primary swirler angles on combustion flow field, temperature field and pollution emission were investigated.

收稿日期: 2013-02-14

基金项目: 国家自然科学基金(50906040); 航空科学基金(2013ZB52017)

作者简介: 朱嘉伟(1985—), 男, 广东广州人, 硕士生, 主要从事低污染燃烧技术研究.

通讯作者: 颜应文(1978—), 男, 湖南衡山人, 副教授, 博士, 主要从事低污染燃烧技术、燃烧试验与数值仿真等方面研究.

E-mail: yanyw@nuaa.edu.cn

Standard $k-\epsilon$ model was applied to simulate turbulent viscosity; fuel droplet trajectories were modeled by discrete phase model; non-premixed chemical equilibrium model was used to simulate the chemical reaction rates. Numerical results are as follow: (1) There are obvious primary recirculation zone, corner recirculation zone and lip recirculation zone in LPP low-emission combustor head. (2) The shape of primary recirculation zone is olive, and the length of primary recirculation zone is very long. With the increase of primary swirler angle, the primary recirculation zone becomes fatter and shorter, and the area of corner recirculation zone becomes smaller. (3) With the increase of primary swirler angle, the pressure loss will increase. (4) The production rate of thermal NO_x is directly related with the area of temperature over 1950 K and the highest temperature of gas. Near the flame front of pilot swirler and primary swirler, because of the high temperature, it is the main production area of thermal NO_x. (5) With the increase of primary swirler angle, outlet temperature distribution factor increases firstly and then decreases. When the primary swirler angle is 45 degrees (just C project), outlet temperature distribution factor is the least, which means that the outlet temperature distribution is most uniform. (6) Under the same case, the combustion performance of C project is best.

Key words: lean premixed prevaporized; low-emission combustor; two-phase spray combustion; combustion performance; thermal NO_x

随着世界民航业的发展越来越迅速,民用航空发动机排放出来的污染物越来越多,导致其对大气环境带来的污染也越来越严重.因此,世界各国对民用航空发动机的污染问题越发关注,从而导致适航要求中关于民用航空发动机环保性问题的要求就越来越高,而民用航空发动机发展的重点关注对象也逐渐向降低污染以及延长使用寿命上转移^[1].

民用航空发动机排出的燃烧污染产物主要包括 CO₂, NO_x, CO, UHC 以及 SO_x 等,而这些都是会对人类及其生态环境造成严重危害.由于飞机主要是在高空飞行,航空动力装置产生的污染物较地面产生的污染物对于大气环境的影响更为直接、更为明显,对全球温室效应和环境气候改变的影响也更大.为了降低发动机对于环境的破坏,并且更好地满足越发严格的环境保护的要求,发动机的研制必须将减少污染物的排放以及降低燃油消耗率作为一个重要的目标,因此低污染燃烧技术的发展将会是促进我国航空事业迅猛发展的一项十分重要的关键性技术^[2].对于低污染燃烧技术欧美各国开展了广泛而深入的研究,主要目的是控制发动机的污染物排放,尤其是 NO_x 的排放.从 20 世纪 70 年代起,美国 NASA 开展了“清洁燃烧计划”^[3],相继研发了分级燃烧室、贫油预混预蒸发燃烧室^[4]、催化燃烧室以及变几何燃烧室等低污染燃烧室,这些研究的主要目的是最大

程度上降低 NO_x 的排放.后来 NASA 开展了 UEET (ultra-efficient engine technology) 计划,对贫油直接喷射 (lean direct injection, LDI)^[5], LPP 和富油/猝熄/贫油 (rich-quench-lean, RQL) 燃烧^[6]等低污染燃烧技术开展了相关研究. Snecma 公司提出的双头部燃烧室污染物 NO_x 排放比 1996 年的标准低了 60%; Rolls-Royce 公司提出了一种贫油单级同轴分级燃烧室,其原理是通过减少混气停留时间、加强油气混合,从而从根本上抑制了 NO_x 的生成,2005 年在发动机上进行了相关试验验证,结果表明其 NO_x 排放比 CAEP (Canadian Association of Emergency Physicians) 4 标准低了 50% 以上.在满足其他性能设计要求的同时,为了能够进一步降低污染物 NO_x 的排放, General Electric 公司在 20 世纪 90 年代提出了双环预混旋流 (TAPS) 燃烧室^[7],使得其污染排放值比目前的污染物排放标准低了 50%. 文献 [8] 对某 LPP 低污染燃烧冷态流场进行了数值模拟和粒子图像测速 (PIV) 试验测量,获得了其冷态流场结构;文献 [9] 对某 LPP 低污染燃烧室两相喷雾燃烧流场及燃烧性能进行了数值计算;文献 [8-9] 均只是研究了 LPP 低污染燃烧室头部在主模结构不变的条件下副模结构的改变对燃烧室的影响.文献 [10] 对直混燃烧与 LPP 组合燃烧室两相喷雾燃烧流场进行了数值计算.文献 [11] 采用数值计算方法对双环预混旋流燃烧室、单环腔

燃烧室和双环腔燃烧室燃烧性能进行对比分析,表明双环预混旋流燃烧室燃烧性能非常好.文献[12]对一种 LPP 低污染燃烧室采用软件 Fluent 进行了三维两相喷雾燃烧流场数值计算,获得其燃烧性能.文献[13]采用数值计算方法研究了中心分级的双环预混旋流燃烧室不同燃油分级比例对燃烧室出口温度分布和燃烧性能的影响.文献[14-15]对中心分级模型燃烧室开展了相关的试验与数值计算研究,获得燃油分级对燃烧性能的影响并分析了贫油熄火机理.

本文对某种 LPP 低污染燃烧室两相喷雾燃烧流场与燃烧性能进行数值计算,在相同的工况下,保持副模结构不变,数值研究 LPP 低污染燃烧室头部不同的主模旋流角度对两相喷雾燃烧流场以及污染排放性能的影响.

1 研究对象

本文的研究对象为 LPP 低污染燃烧室头部方案,是在 TAPS 基础上同时引入多点燃油直接喷射(MLDI)技术,从而提出了多点燃油直接喷射双环预混旋流(TAPS/MLDI)燃烧室头部,简称为 TAPS/MLDI 燃烧室头部或 LPP 低污染燃烧室头部.头部副模采用二级轴向旋流器,旋流器旋向相同,角度不一样;主模为一级轴向旋流器,且主模和副模的旋流器旋向相反,如图 1 所示,并且可以从图中看出,全覆盖气膜冷却孔被布置在火焰筒壁面上,从而达到对火焰筒壁面冷却的目的.

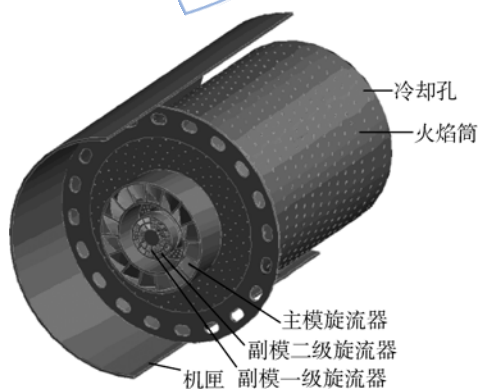


图 1 LPP 低污染燃烧室几何模型

Fig. 1 Geometric model of LPP low-emission combustor

本文数值模拟对象在保持副模结构不变条件下,进口工况和供油量均相同,具体计算工况如表 1 所示,不同方案主模旋流角度如表 2 所示.

表 1 计算工况

Table 1 Calculational case

进口压力/ MPa	进口温度/ K	进口空 气流量/ (kg/s)	供油量/ (kg/s)	主模油 量分配/ %	副模油 量分配/ %
3.33	839	2.528	0.0662	85	15

表 2 不同方案主模旋流角度(单位:°)

Table 2 Primary swirler angle of different projects
(unit:°)

A 方案	B 方案	C 方案	D 方案	E 方案	F 方案
35	40	45	50	55	60

2 数值计算方法

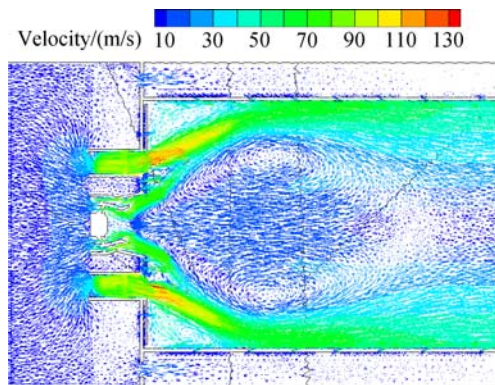
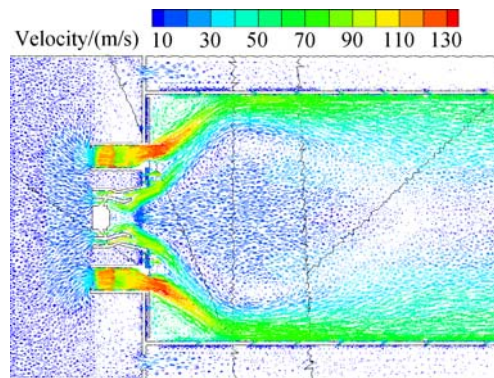
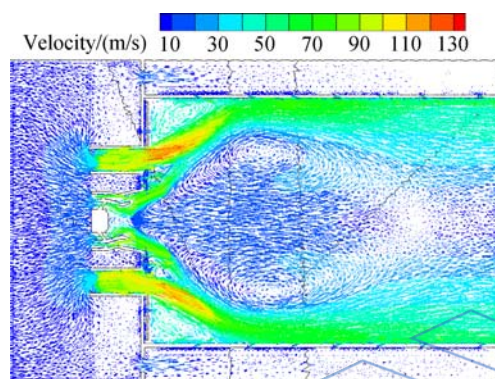
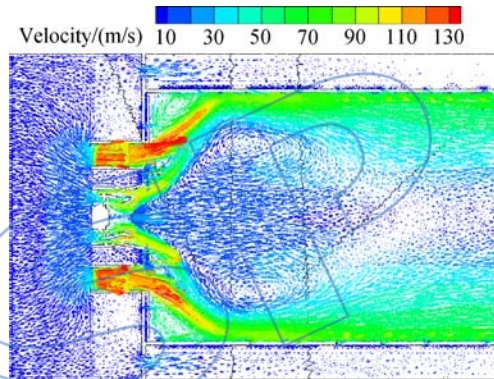
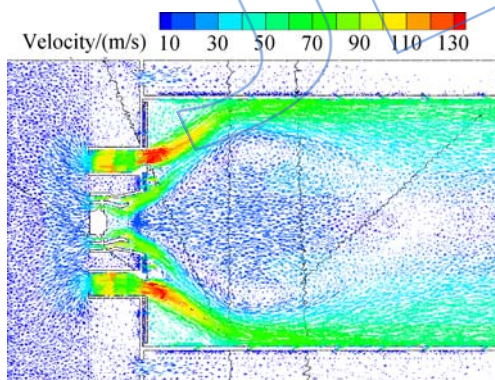
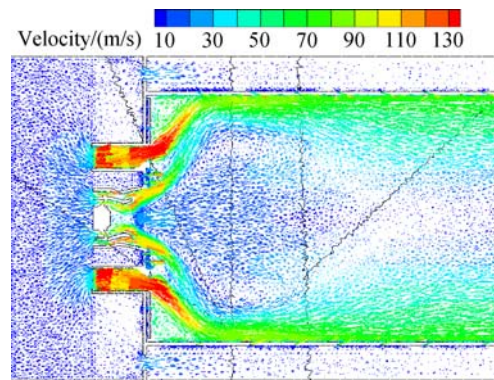
本文对所建立的三维 LPP 低污染燃烧室流动区域进行网格划分,分别采用了区域法和非结构化网格系统对 LPP 低污染燃烧室进行了网格划分,由于采用了全覆盖气膜冷却孔,该形式的冷却孔的特点是孔径小、数量多,并且还与火焰筒壁面有着轴向以及切向的夹角,本文生成的计算网格单元总数为 808 万.

本文利用 Fluent 商业软件对 LPP 低污染燃烧室三维两相喷雾燃烧流场进行了数值模拟,研究不同主模旋流角度对燃烧流场与燃烧性能的影响,LPP 低污染燃烧室流场计算时,近壁面处理采用标准的壁面函数,湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 模型,燃料为航空煤油($C_{12}H_{23}$),燃烧模型选用非预混 PDF(probability density function)模型.求解采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equation)算法,并且采用 2 阶精度对压力方程进行离散,采用 QUICK(quadratic upwind interpolation of convective kinematics)格式对动量、湍流动能和湍流耗散率、能量方程、组分方程等进行了离散;污染物 NO_x 生成模型仅考虑热力型 NO_x ;判断收敛准则按照 Fluent 软件标准进行设置,本文所得的数值计算结果为进出口流量相对误差小于 1%,全部残差都小于 10^{-3} .

3 计算结果及分析

3.1 两相喷雾燃烧流场结果分析

图 2~图 7 为 6 个头部方案的两相喷雾燃烧流场计算所得的中心截面($Z=0$)燃烧流场速度矢量计算结果.从这图 2~图 7 中可以看出,副模

图2 A方案 $Z=0$ 截面速度矢量Fig. 2 Velocity vector of A project at $Z=0$ section图5 D方案 $Z=0$ 截面速度矢量Fig. 5 Velocity vector of D project at $Z=0$ section图3 B方案 $Z=0$ 截面速度矢量Fig. 3 Velocity vector of B project at $Z=0$ section图6 E方案 $Z=0$ 截面速度矢量Fig. 6 Velocity vector of E project at $Z=0$ section图4 C方案 $Z=0$ 截面速度矢量Fig. 4 Velocity vector of C project at $Z=0$ section图7 F方案 $Z=0$ 截面速度矢量Fig. 7 Velocity vector of F project at $Z=0$ section

旋流与主模出来的旋流相互作用,形成了一个稳定的中心回流区(PRZ),而该稳定的中心回流区为燃烧过程提供了稳定的点火源,有助于稳定燃烧.主模旋流器出口旋流与副模旋流器出口旋流之间存在由于速度差而形成的剪切层,有利于副模和主模气流的相互掺混,促使更贫的油气均匀混合,实现贫油预混燃烧.同时在燃烧室头部壁面

与火焰筒壁面附近的角落处存在角回流区(CRZ),且6个方案的计算结果均存在明显的中心回流区和角回流区.由于主模与副模的出口气流之间有速度梯度的存在,这对副模与主模之间的动量、能量和组分交换十分有利.从图2~图7还可以看出:随着主模旋流角度的增大,中心回流区逐渐变胖且变短,角回流区则逐渐变小.

图8~图13为6个方案的中心截面($Z=0$)温度云图。由图可见,6个方案的温度分布情况基本上相似,即高温回流区主要存在于火焰筒副模

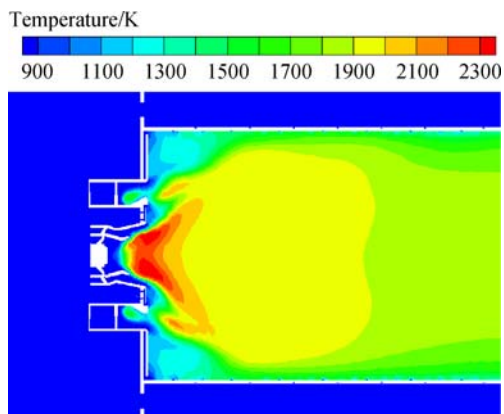


图8 A方案 $Z=0$ 截面温度云图

Fig. 8 Temperature contour of A project at $Z=0$ section

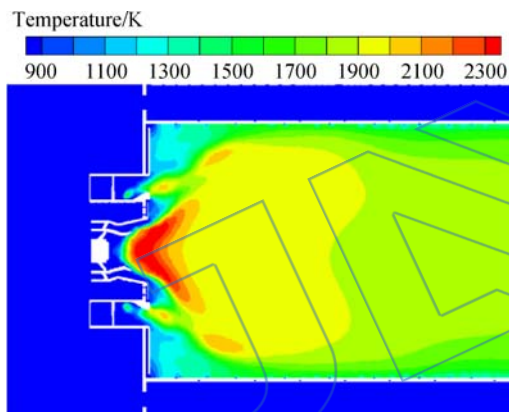


图9 B方案 $Z=0$ 截面温度云图

Fig. 9 Temperature contour of B project at $Z=0$ section

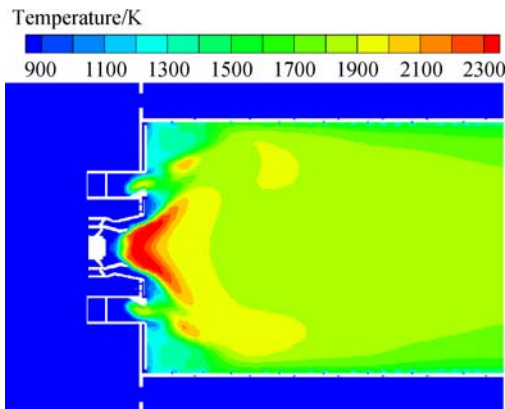


图10 C方案 $Z=0$ 截面温度云图

Fig. 10 Temperature contour of C project at $Z=0$ section

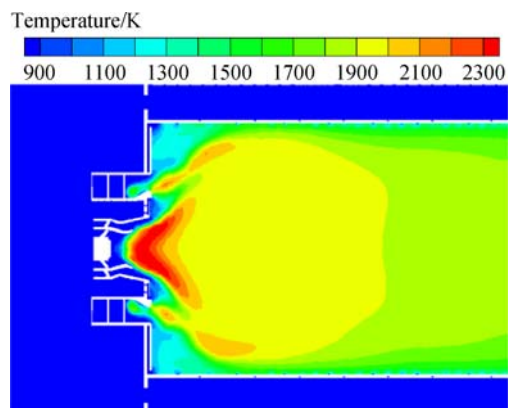


图11 D方案 $Z=0$ 截面温度云图

Fig. 11 Temperature contour of D project at $Z=0$ section

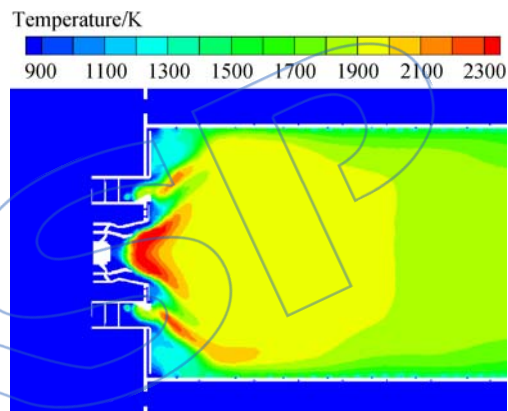


图12 E方案 $Z=0$ 截面温度云图

Fig. 12 Temperature contour of E project at $Z=0$ section

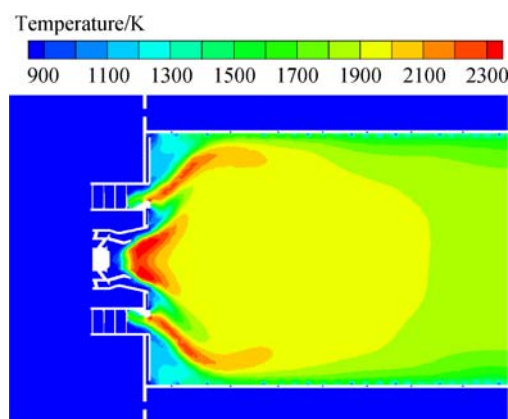


图13 F方案 $Z=0$ 截面温度云图

Fig. 13 Temperature contour of F project at $Z=0$ section

旋流器后面,而在主模旋流器出口存在有脱体火焰,这主要是因为副模旋流器出口位置处的燃烧是属于扩散燃烧情况,局部的燃油质量分数比较高,因此高温回流区在这里形成,从而作为稳定点

火源;而大部分燃油从主模多点直射式喷嘴中喷出,由于主模旋流器轴向进气方向垂直于主模燃油喷嘴的喷射方向,这对于主模单点直射式喷嘴喷出的燃油破碎、雾化与掺混十分有利,同时由于沿圆周方向在主模旋流器内共有 16 个单点直射式喷嘴进行燃油喷射,使得其在周向供油相对比较均匀,从而使得主模旋流器出口位置处油气掺混比较均匀,因此主模出口的燃烧基本上属于预混或半预混状态,所以主模出口位置处的燃烧温度相对比较低,主模出口附近产生脱体火焰。从图 8~图 13 中也可以看出,随着主模旋流角度的增加,高温区域(温度高于 1950 K)经历了先变小后变大的过程,这可能是由于随着主模旋流角度的变化,导致气流旋向变化,进而对燃油雾化轨迹发生影响,共同作用下影响了燃油质量分数的空间分布,从而导致高温区域随主模旋流角度的改变先变小后又变大的过程,且 C 方案时的高温区域最小,燃烧最均匀。

图 14~图 19 为 6 个方案中心截面($Z=0$)的 NO_x 质量分数云图,与图 8~图 13 比较可以看出,污染物 NO_x 的生成速率最大的区域与温度超过 1950 K 的区域重合,并且最大值的 NO_x 的质量分数出现在副模火焰锋面附近以及后面高温区域,随着主模旋流角度的增加, NO_x 质量分数的分布也经历了一个类似于温度分布的变化过程,即高 NO_x 质量分数的区域随着主模旋流角度的增大先减小后增大;在高温区域内(温度超过 1950 K),由于温度高,空气中的 N_2 与 O_2 相互作用生成 NO_x ,该过程是一个强烈的吸热过程,因此该化学反应发生在高温区域内,称为热力型 NO_x 生成,当燃气温度超过 1950 K 之后, NO_x 生

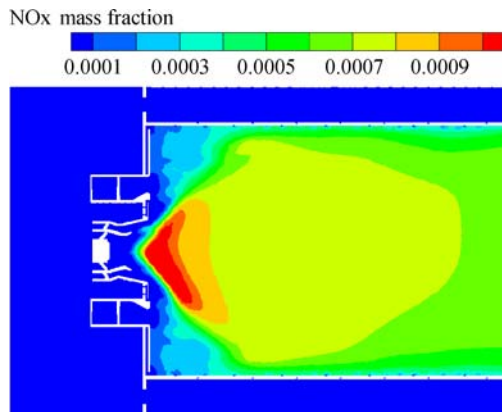


图 14 A 方案 $Z=0$ 截面 NO_x 质量分数云图
Fig. 14 Contour of NO_x mass fraction of A project at $Z=0$ section

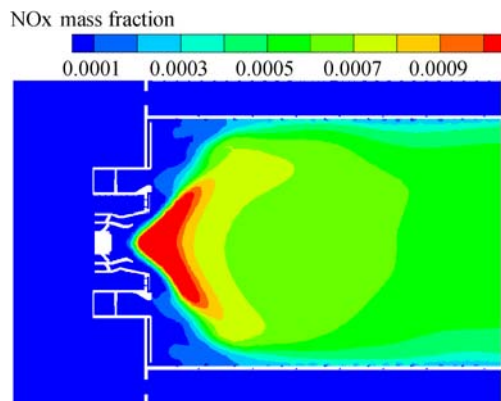


图 15 B 方案 $Z=0$ 截面 NO_x 质量分数云图
Fig. 15 Contour of NO_x mass fraction of B project at $Z=0$ section

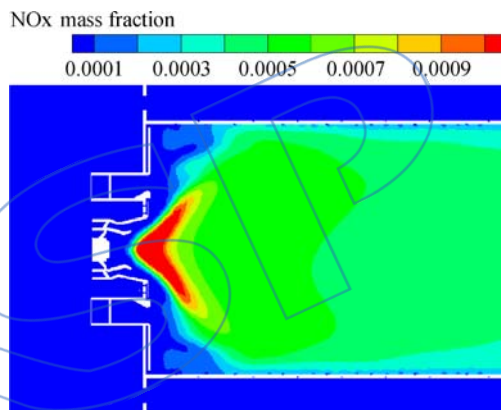


图 16 C 方案 $Z=0$ 截面 NO_x 质量分数云图
Fig. 16 Contour of NO_x mass fraction of C project at $Z=0$ section

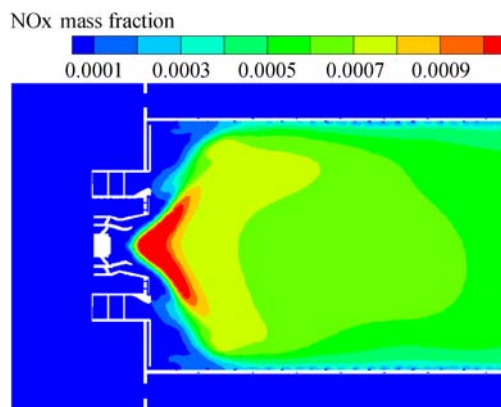


图 17 D 方案 $Z=0$ 截面 NO_x 质量分数云图
Fig. 17 Contour of NO_x mass fraction of D project at $Z=0$ section

成量是温度的指数函数, NO_x 质量分数急剧增加,因此 NO_x 生成速率高的区域均是在燃气温度超过 1950 K 的高温区域。由于采用分级供油,大部分燃油从主模喷出,且头部主模进口空气流量

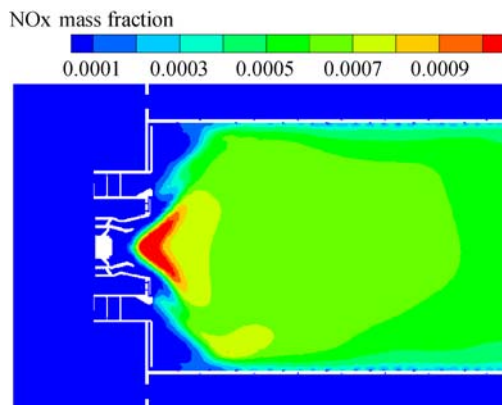


图 18 E 方案 $Z=0$ 截面 NO_x 质量分数云图
Fig. 18 Contour of NO_x mass fraction of E project at $Z=0$ section

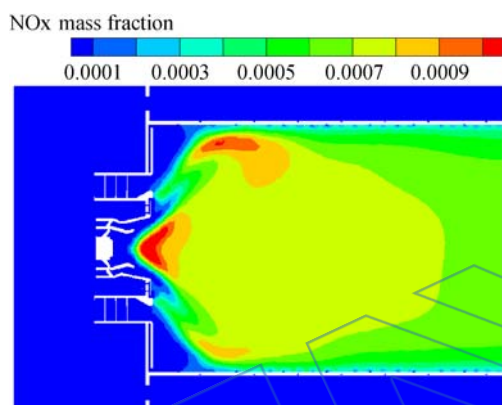


图 19 F 方案中心截面 NO_x 质量分数云图
Fig. 19 Contour of NO_x mass fraction of F project at $Z=0$ section

大,在主模出口形成贫油预混预蒸发燃烧,高温区域基本集中在头部副模出口区域,高温面积不大且最高温度也不是太高,因此 NO_x 生成量相对于

传统燃烧室来说非常低,因此采用这种 LPP 低污染燃烧室头部结构可以大幅度降低 NO_x 生成.随着燃烧轴向的距离增加,大量冷却空气从火焰筒壁面上的气膜冷却孔流入火焰筒,并与高温燃气进行掺混,降低了燃气温度,因此 NO_x 的质量分数随着轴线距离的增加而逐渐变低.从图 14~图 19 也可以看出,C 方案由于中心截面高温区域最少,因此中心截面 NO_x 的质量分数大的区域与其他 5 个方案相比也相对最少.

3.2 不同方案燃烧室出口平均燃烧性能比较

表 3 表示 6 种不同方案燃烧室出口平均温度、出口温度分布系数、 O_2 质量分数、 CO_2 质量分数、 NO_x 排放指数以及压力损失系数.由表可知,由于进口工况、供油量和燃油分配均相同,6 个方案的出口平均温度、 O_2 质量分数、 CO_2 质量分数几乎相同;但是由于改变了主模旋流角度,导致燃烧温度分布产生差异,尤其是温度高于 1950 K 的区域大小,从上面对 6 个方案的数值模拟分析可以看出,随着主模旋流角度的增大,温度高于 1950 K 的区域经历了一个由大变小再变大的过程,且主模旋流角度为 45° (C 方案) 时温度高于 1950 K 的区域最小,此时的出口 NO_x 质量分数也最小,所以出口 NO_x 排放指数的变化规律也经历了一个由大变小再变大的过程;由于燃烧室头部主模旋流器角度不同,出口温度分布系数随着主模旋流角度的增加呈现出先减少后增加的趋势,且主模旋流角度为 45° (C 方案) 时出口温度分布系数最小;由于主模的旋流角度逐渐增加,气流流过燃烧室头部时的流动阻力损失逐渐增加,所以压力损失系数也逐渐增加.

表 3 不同方案燃烧室出口平均燃烧性能比较

Table 3 Comparison of combustor exit average combustion performance for different projects

方案	出口平均温度/K	出口温度分布系数	O_2 质量分数	CO_2 质量分数	NO_x 排放指数/(g/kg)	压力损失系数
A	1697.5	0.183	0.140 234	0.080 6925	22.184	0.030 2
B	1697.7	0.173	0.140 228	0.080 6991	17.481	0.033 9
C	1698.0	0.157	0.140 232	0.080 6967	14.503	0.038 7
D	1697.9	0.190	0.140 170	0.080 7460	18.093	0.043 5
E	1698.0	0.194	0.140 159	0.080 7547	18.120	0.051 4
F	1698.2	0.208	0.140 111	0.080 7925	20.722	0.061 0

3.3 两相喷雾燃烧性能数值计算方法验证

本文对文献[8]中装有B方案的LPP低污染燃烧室进行了高温高压燃烧试验,采用温度耙、取样耙测量燃烧室出口温度和NO_x体积分数,采用压力耙测量燃烧室进出口压力损失。表4为具体的试验工况进口参数。采用与上述6个头部方案相同的数学模型和计算方法对该燃烧室试验工况进行数值计算,并把试验结果与数值计算结果进行对比,从而验证上文所采用的数学模型和计算方法的正确性。

表4 试验工况燃烧室进口参数

Table 4 Combustor inlet parameters of experimental case

油气比	进口空气总压/kPa	进口空气总温/K
0.0242	2712	608

表5为该燃烧室在试验工况时,数值计算得到的燃烧室出口平均温度、NO_x排放指数以及压力损失,并与试验结果进行比较,由该表结果可以看出,数值计算结果稍低于试验数据,特别是NO_x排放指数与试验数据误差较大,这是由于试验数据是对出口截面上温度耙或压力耙有限个测点测量数据的算术平均,而数值计算结果是对整个出口截面平均,靠近火焰筒壁面附近,温度很低,NO_x基本可以忽略,因此整个截面经过平均后,数值计算结果会比试验结果要稍低。由该表可知,数值计算结果和试验结果基本上是吻合的,说明本文中所采用的燃烧模型、污染物生成模型和数值计算方法基本合理可靠,并且可用于该类型的LPP低污染燃烧室两相喷雾燃烧性能的预估。

表5 燃烧室出口平均燃烧性能比较

Table 5 Comparison of exit average combustion performance of combustor

	出口平均 温度/K	NO _x 排放指数/ (g/kg)	压力损失/ %
计算工况	1445	2.245	5.00
试验工况	1516	3.050	4.56
误差/%	4.7	26.000	9.60

4 结 论

本文采用Fluent商业软件数值分析了某LPP低污染燃烧室两相喷雾燃烧流场和燃烧性能,并且探讨了在相同工况下,6种不同头部结构

对LPP低污染燃烧室燃烧流场和燃烧性能的影响,数值计算结果表明:

1) 6种方案的计算结果均存在明显的中心回流区和角回流区,由于主模与副模出口旋流之间有速度梯度的存在,这样对于副模与主模之间的动量、能量和组分交换十分有利。

2) 6种不同方案的中心回流区的外形基本相似,呈橄榄形状,由于没有主燃孔进来的射流对中心回流区长度的截断,因此中心回流区长度都较长,随着主模旋流角度的增大,中心回流区逐渐变胖且变短,角回流区则逐渐变小。

3) 由于逐渐增加主模旋流角度,使得火焰筒的流动阻力损失也逐渐增加,从而使得压力损失系数一直在增加。

4) NO_x质量分数的分布与温度高于1950K的区域大小和最高燃烧温度相对应,温度越高,NO_x的生成量也越大。

5) 出口温度分布系数随着主模旋流角度的增加呈现出先减少后增加的趋势,且主模旋流角度为45°(C方案)时出口温度分布系数最小,即C方案的出口温度分布最均匀。

6) 因为进口工况、供油量和油量分配相同,所以6个方案的出口平均温度、O₂质量分数、CO₂质量分数差异不大。

7) 总体来说,C方案的出口NO_x质量分数和燃烧室内高温区域相对比较小,出口温度分布也最均匀,因此C方案在6个头部方案中燃烧性能和排放指标最优。

8) 数值模拟了某LPP低污染燃烧室在试验工况下的燃烧性能,并对比了数值计算结果与试验数据,两者结果比较吻合,说明本文中所采用的数学模型与数值计算方法是合理可靠的,并且可用于该类型LPP低污染燃烧室两相喷雾燃烧性能的预估。

本文通过数值模拟所获得的计算结果可为民用航空动机低污染燃烧室的设计与优化提供一定的参考依据。

参考文献:

- [1] 刘大响,金捷,彭友梅,等.大型飞机的发展现状和关键技术分析[J].航空动力学报,2008,23(6):976-980.
LIU Daxiang, JIN Jie, PENG Youmei, et al. Summarization of development status and key technologies for large air plane engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6):976-980. (in Chinese)
- [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

- 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] Bahr W W, Gleason C C. Experiment clean combustor program: phase I final report[R]. NACA-CR-134737, 1975.
- [4] Imamura A, Yoshida M, Kawano M. Research and development of a LPP combustor with swirling flow for low NOx[R]. AIAA-2001-3311, 2001.
- [5] Huh J, Cernansky N, Choi K. Mixing of axially injected liquid jets and pre-atomized sprays in a lean-direct-injection (LDI) mode[R]. AIAA 98-3831, 1998.
- [6] Rizk N K, Mongia H C. Low NOx rich-lean combustion concept application[R]. AIAA 91-1962, 1991.
- [7] Dodds W. Twin annular premixing swirler (TAPS) combustor[R]. Berkeley, US: The Roaring 20th Aviation Noise and Air Quality Symposium, 2005.
- [8] 颜应文, 徐榕, 邓远灏, 等. 贫油预混预蒸发低污染燃烧室头部流场研究[J]. 航空学报, 2012, 33(6): 965-976.
- YAN Yingwen, XU Rong, DENG Yuanhao, et al. Flow field study of a lean premixing prevaporizing low-emission combustor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 965-976. (in Chinese)
- [9] 邓远灏, 颜应文, 朱嘉伟, 等. LPP低污染燃烧室两相喷雾燃烧数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 353-361.
- DENG Yuanhao, YAN Yingwen, ZHU Jiawei, et al. Numerical study of two-phase spray combustion for lean premixed prevaporized low-emission combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 353-361. (in Chinese)
- [10] 刘强, 索建秦, 梁红侠, 等. 直混燃烧与 LPP 组合燃烧室数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2448-2454.
- LIU Qiang, SUO Jianqin, LIANG Hongxia, et al. Numerical investigation of combination of direct mixing combustion and LPP combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2448-2454. (in Chinese)
- [11] 李锋, 程明, 尚守堂, 等. 双环预混旋流与单、双环腔燃烧室性能对比[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1681-1687.
- LI Feng, CHENG Ming, SHANG Shoutang, et al. Capability compare of twin annular premixing swirler with the single annular and dual annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1681-1687. (in Chinese)
- [12] 马存祥, 邓远灏, 徐华胜, 等. 一种模型低污染燃烧室三维两相数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(2): 28-32.
- MA Cunxiang, DENG Yuanhao, XU Huasheng, et al. Numerical simulation of three-dimensional nonreactive and reactive flow in a low emission combustor model[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(2): 28-32. (in Chinese)
- [13] 程明, 尚守堂, 刘殿春, 等. 燃油分级比例对 TAPS 燃烧室性能的影响[J]. 航空发动机, 2012, 38(4): 6-10.
- CHENG Ming, SHANG Shoutang, LIU Dianchun, et al. Influence of fuel-staging ratio on TAPS combustor performance[J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 6-10. (in Chinese)
- [14] 邹博文, 许全宏, 曹文宇, 等. 中心分级燃烧室耦合回流区贫油机理[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1759-1763.
- ZOU Bowen, XU Quanhong, CAO Wenyu, et al. Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1759-1763. (in Chinese)
- [15] 付镇柏, 林宇震, 张驰, 等. 中心分级燃烧室进场工况燃油分级方式试验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 77-86.
- FU Zhenbai, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Experimental investigation on fuel-staging mode of internally-staged combustor under approach condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 77-86. (in Chinese)