

文章编号:1000-8055(2012)11-2448-07

直混燃烧与 LPP 组合燃烧室数值研究

刘 强, 索建秦, 梁红侠, 黎 明, 李 瀚
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 设计了直混燃烧与贫油预混预蒸发(LPP)组合的单管燃烧室. 燃烧室头部采用同轴同旋向主模旋流器和副模旋流器结构, 主、副油路分别采用直射式喷嘴和压力雾化喷嘴, 可以在单管燃烧室上掌握和实现低污染燃烧排放控制技术, 并采用 Fluent 软件对设计的单管燃烧室模型进行数值模拟. 计算结果表明: 主副模燃烧区相互独立; 副模是直混燃烧, 主要作用稳定火焰. 主模是预混燃烧, 燃烧区温度分布均匀, 从而实现低 NO_x 排放. 解决了大工况下低 NO_x 排放与慢车贫油熄火之间的矛盾.

关 键 词: 燃烧室; 低污染; 数值模拟; 贫油预混预蒸发; 火焰稳定

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Numerical investigation of combination of direct mixing combustion and LPP combustor

LIU Qiang, SUO Jian-qin, LIANG Hong-xia, LI Ming, Li Han

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A combination of direct mixing combustion and lean premixed prevaporized (LPP) single-module tubular combustor was designed. Numerical investigation of the combustor was conducted with software fluent. The results show that main flame zone is independent from pilot flame zone; pilot module operates as a direct mixing flame for anchoring main flame. Main module operates as a premixed flame, providing a uniform temperature distribution in combustion zone, which reduces NO_x emissions. The contradiction was solved between the low NO_x emissions at high power conditions and flame stabilization at low power conditions.

Key words: combustor; low emission; numerical simulation;
lean premixed prevaporized; flame stabilization

我国已经将研制大型飞机列入国家中长期发展规划中, 为大飞机研制配套发动机的中国商用发动机有限公司已经成立并且开始具体型号的研制. 民用发动机是否符合国际民航组织 (ICAO) 制定的污染排放规定, 是发动机能否取得适航认证的关键之一, 而低污染燃烧室的研制是解决这一关键问题的主要途径之一. 目前国际上的低污染燃烧技术路线主要是富油/淬熄/贫油 (RQL)

燃烧室和贫油预混预蒸发 (LPP) 燃烧室, 典型代表为普惠公司的 TALON X 燃烧室 (RQL) 和 General Electric (GE) 公司的 TAPS (twin annular premixing swirler) 燃烧室 (LPP)^[1-3].

常规燃烧室都采用富油头部设计, 头部进气量少, 燃烧区空气平均速度低, 因此慢车贫油熄火边界一般不是严重问题. 常规燃烧室只有一个燃烧区, 燃烧空气包括头部进入的空气, 40%~50%

收稿日期: 2011-10-26

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.008.html>

作者简介: 刘强 (1986—), 男, 湖北襄阳人, 硕士生, 主要从事发动机燃烧与流动的研究.

的主燃孔空气,头部冷却空气以及部分火焰筒冷却空气.而燃油是从火焰筒轴线附近喷入,油气是逐步混合的^[4],无法满足先进航空发动机要求的低 NO_x 排放.而预混燃烧可以提供很低的 NO_x 排放,但是火焰稳定性差^[5],无法同时满足航空发动机贫油熄火边界和高空点火的要求.

为了解决民用发动机燃烧室大工况下低 NO_x 排放和慢车贫油熄火之间的矛盾,常规燃烧室的燃烧组织方式已经不再适用,必须采用新的燃烧组织方式:燃烧室分区燃烧,将燃烧区分为主模-主油燃烧区和副模-副油燃烧区.同时 2 个燃烧区需要相对独立,因为慢车工况下,主模不供油,只有空气流动,主模空气对副模燃烧不应有严重的淬熄作用.

要实现贫油预混燃烧,燃烧空气质量分数必须大大增加,超过 60%,不能再有主燃孔,燃烧空气全部从头部进入.因此本文设计新型燃烧组织单管燃烧室,火焰筒没有主燃孔.同时由于环形燃烧室上每个头部的燃烧区相对独立,相互之间的影响很小,因此在单管燃烧室上关于燃烧组织的研究结论可以推广到环形燃烧室上.

1 燃烧室设计特点

本文设计了一个直混燃烧与 LPP 组合的低污染单管燃烧室,对应于低污染燃烧室技术成熟度(TRL 3)^[6].以期获得这一类新式燃烧室的燃油喷嘴设计,贫油熄火性能,污染排放,火焰稳定等关键技术.燃烧室由进气段、头部、法兰、火焰筒、机匣等组成.其结构如图 1 所示.

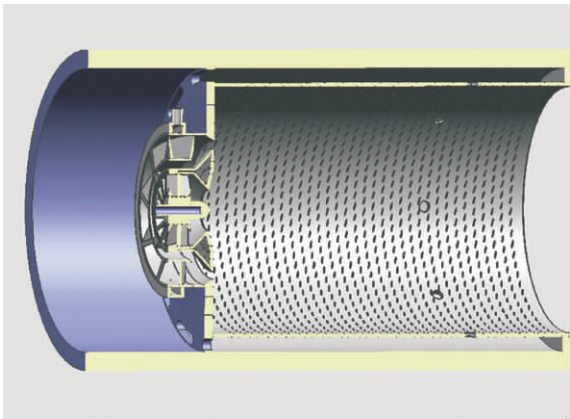


图 1 单管燃烧室
Fig. 1 Single-tubular combustor

图 2 所示燃烧室头部由 2 个同轴同旋向旋流器构成(主模旋流器和副模旋流器).副模采用一

个轴向旋流器,叶片角 30°,旋流器出口有收敛段,喷嘴使用一个小流量数的压力雾化离心喷嘴.主模采用 60°叶片角的旋流器加非旋直段的组合,非旋直段位于主模内壁面,旋流器后有收敛的预混段.主油喷嘴使用直射喷嘴^[7],一共 9 个,每个喷嘴位于主模旋流器两叶片中间,与轴线成 45°角由外向里喷油.试验已经证明这样的燃烧室方案可以生成非常低的 NO_x,该方案的设计者也设计了主油由里向外喷的燃烧室方案(这时主模空气的非旋直段处于主模外壁面),同样 NO_x 非常低.本文只介绍前一种方案的研究结果,而本研究中的副模采用直混燃烧就是解决慢车贫油熄火问题.主模外壁上安装有一个集油环为 9 个主油喷口供油.主副模之间为头部冷却空气通道,这段隔开距离对贫油熄火非常重要.

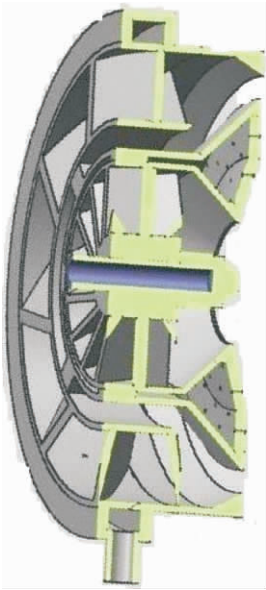


图 2 燃烧室头部
Fig. 2 Combustor dome

火焰筒采用发散小孔冷却方式,小孔采用菱形排列,其特色为切向进气^[8].火焰筒后部开有 8 个掺混孔.

由文献^[9]可知:①在当量比小于 0.7 时,混合越均匀,NO_x 排放越低.②贫油预混燃烧中,当量比越低,NO_x 排放越低.

因此 100%工况下当量比为 0.3847.其中主模空气流量为 47.2%,副模空气流量为 17%,冷却空气量为 25%,头部冷却空气量为 3%,掺混空气 7.8%.计算可得主模当量比 $\phi=0.659$,副模当量比 $\phi=0.3169$.

2 数值模拟

2.1 计算模型及计算方法

使用 Gmbit 对三维模型进行网格划分, 网格总数为 456 万.

采用欧拉-拉格朗日方法计算气液两相流动, 气相采用欧拉法, 液相采用拉格朗日法^[10-11]. 湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型, 近壁面采用标准壁面函数. 燃烧模型采用有限速率涡耗散 (EBU)-Arrhenius(E-A) 模型和概率密度函数 (PDF) 模型. NO_x 排放按“Thermal”计算^[12-13].

2.2 计算工况及边界条件

计算工况为 7% 工况和 100% 工况, 如表 1 所示.

表 1 进口参数
Table 1 Inlet conditions

	7%工况	100%工况
进口总温/K	511	838
进口总压/Pa	445 560	3 250 260
空气流量/(kg/s)	0.489	2.844
燃油流量/(kg/s)	0.007 33	0.074 4

副模燃油流量为 $q_{m1}=0.010\,42\text{ kg/s}$. 主模有 9 个喷口, 每个喷口流量 $q_{m2}=0.007\,11\text{ kg/s}$.

边界条件选取为质量流量入口, 压力出口, 燃料选取为煤油, 分子式为 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$.

3 计算结果及分析

3.1 燃烧流场计算

计算的燃烧室流场速度流线图如图 3 所示, 副模空气在中心形成一个回流区, 回流区大小比常规燃烧室小很多, 这是因为本文的副模旋流器叶片角为 30° , 旋流强度不大. 主模空气在副模气流外围流动, 没有产生回流区.

图 4 所示为 PIV (particle imaging velocimetry) 测量的燃烧室流场速度流线图, 可以看出, 数值模拟结果与 PIV 测量的燃烧室流场基本相同.

常规燃烧室主燃区空气量一般来说只有全部空气量的 30% 左右, 在本文设计的总油气比条件下, 常规燃烧室起飞状态下主燃区当量比为 1.28, 是富油燃烧, 慢车状态下当量比为 0.73. 同时常规燃烧室主燃区是扩散燃烧, 故贫油熄火一

般不是问题. 而本文的燃烧室没有主燃孔, 燃烧空气全部从头部进入, 燃烧空气占总空气量的 67.2%. 起飞状态下燃烧区当量比为 0.5725, 是很贫的贫油燃烧. 慢车状态时燃烧区就更贫了, 当量比只有 0.327. 而且燃烧空气全部从头部进入, 头部空气平均速度大大提高. 如果采用常规燃烧组织方式, 燃烧室早已经熄火了, 慢车贫油熄火不可能达到要求.

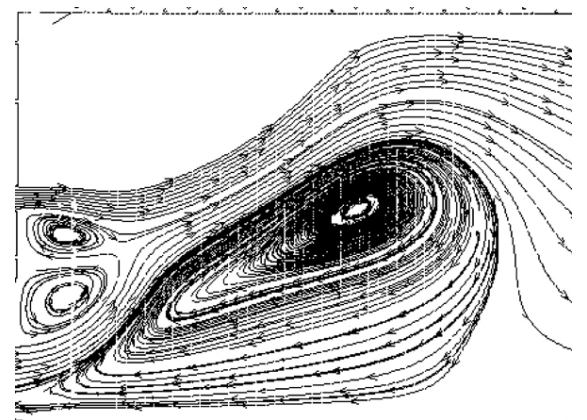


图 3 计算的燃烧室流场速度流线图
Fig. 3 Velocity streamline of combustor

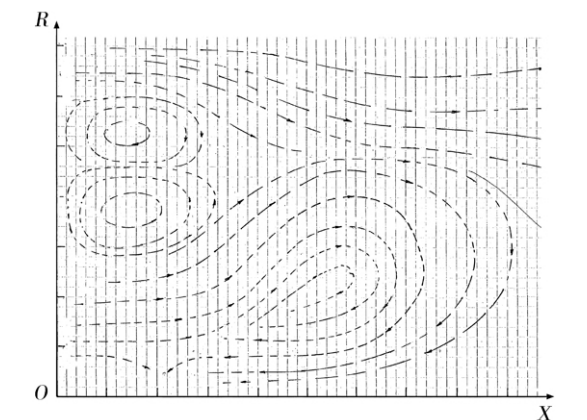


图 4 PIV 测量的燃烧室流场速度流线图
Fig. 4 Velocity streamline of combustor by PIV

图 3 和图 4 则解释了为什么在很低的燃烧区当量比和很高的头部进气质量分数下慢车贫油熄火还能达到要求.

要解决慢车贫油熄火的问题, 只能有计划的使燃烧区油气分布不均匀, 即“局部致富”. 慢车时只有副油喷嘴工作, 本文的燃烧室只有副模产生回流区, 因此需要设计合理的副模空气量, 保证慢车时副模的当量比不至太低, 本文副模当量比慢

车时为 1.29,同时主模空气在副模气流外围,不产生回流区,这样主模空气不会对副模燃烧有什么淬熄作用.从而在整个燃烧区很贫的情况下,提高了局部区域的当量比,使慢车贫油熄火达到要求.

主副模出口之间的区域形成了 2 个小回流区,这对燃烧没什么影响,但会影响头部壁面温度.因此在头部壁面上安排了 5 排冷却空气.

LPP 燃烧室有回火和自燃的缺点.在大工况条件下燃烧室进口温度高,压力高,着火延迟时间显著缩短,因此,预混模内燃油停留时间必须小于该工况条件下的自燃时间,否则就会有自燃的危险^[14],即在大工况条件下,预混模里不能有低速区.在本文的预混模内,出口采用收敛段,在收敛折转的位置可能会产生角回流区.

图 5 所示为主模内速度云图,在主模折转的位置,并没有出现低速区.这是因为:对于内壁面折转处,在主模内壁面是非旋气流,紧贴壁面沿轴线流入,防止了角回流区的产生.而且燃油是从旋流器叶片内喷出,非旋气流中没有燃油,在内壁面折转处,实际上旋流空气与非旋流空气并没有完全混合,绝大部分是非旋空气,从而使得此处油气比很低,这样就避免了此处自燃的发生.在外壁面折转处,折转的角度不大,收敛段长度也很小,因此没有角回流区形成的空间.

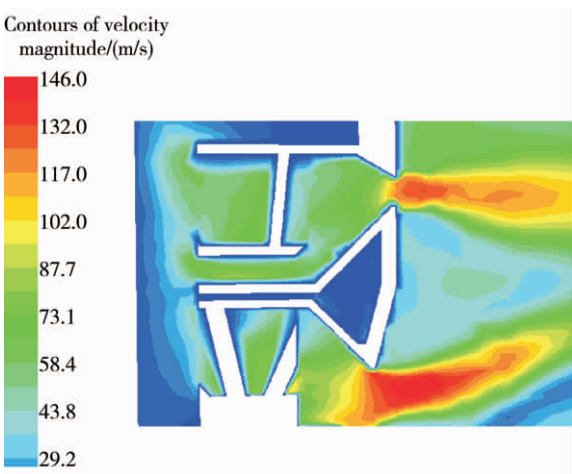


图 5 主模内速度云图

Fig. 5 Contours of velocity magnitude in main tubular

3.2 温度场及分析

图 6 所示为 100% 工况下燃烧室沿轴向温度等值线图,图中可以看出,主模是脱体火焰,离开头部有一小段距离(这已经有试验证明)^[15],本文主模采用旋流与非旋流组合的概念即来自参考文献^[13],火焰离火焰筒壁也有一小段距离.主模燃烧区温度非常均匀,基本处于 1800~2000 K 之间,这是因为主模为预混预蒸发燃烧方式,燃油先在预混模里雾化、蒸发,与空气混合形成均匀混气,然后进入燃烧室燃烧,从而消除燃烧区局部高温点,使燃烧区温度分布均匀.

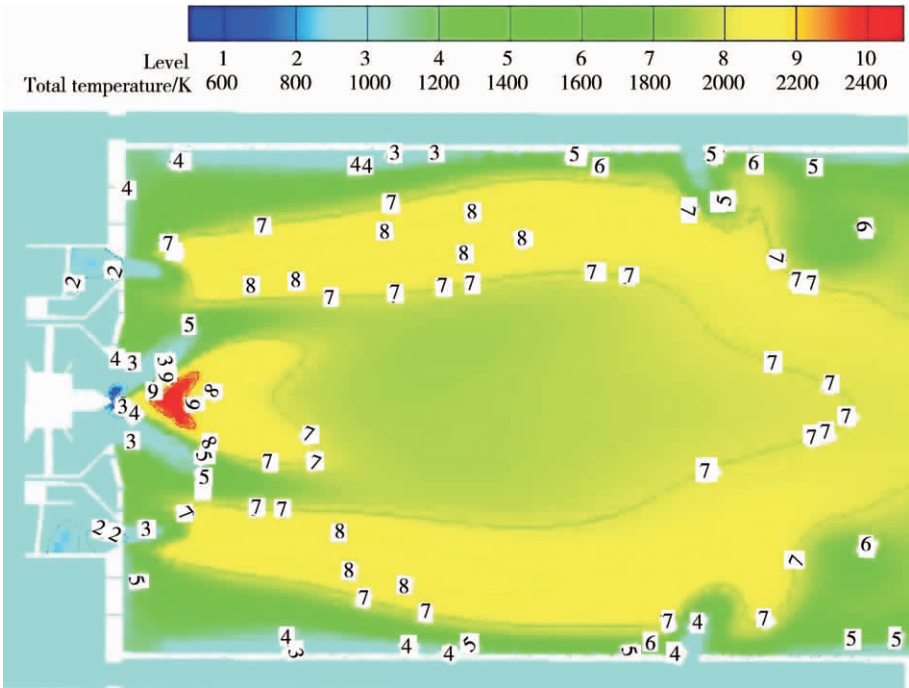


图 6 100% 工况下燃烧室沿轴向温度分布

Fig. 6 Contours of total temperature axial distribution at 100% condition

可以看到,在预混模里没有温度升高的区域,说明主模内部没有燃烧发生,这也说明主模采取的防止自燃和回火的措施非常有效。

图 7 所示为起飞工况下燃烧室轴向 33 mm 截面处温度场,主模火焰呈圆环形分布在副模燃烧区外围,可以看到有 9 个高温点,对应于主模的 9 个主油喷嘴.主模燃烧区温度并不是完全均匀,局部温度最高有 2 100 K.这是因为在主模出口,燃油并没有蒸发、混合完全,如图 8 燃油颗粒轨迹所示.理论上来说在相同油气比的贫油燃烧情况下,完全的预混预蒸发燃烧可以带来最低的 NO_x 排放,如果仅从降低 NO_x 角度讲,在主模出口需要将燃油完全蒸发并与空气完全混合均匀,但是燃烧室涉及很多方面的问题,很多问题是相互矛盾的,只能在各种设计上采取折中的方案.如果要完全的预混预蒸发,预混模长度必然很长.预混模过长,在进口高温高压条件下,油气混合物很容易发生自燃和回火,这就需要限制预混模长度不能太长,不能保证完全的预混预蒸发.由图 8 燃油颗粒轨迹可以看出主模出口燃油绝大部分已经蒸发,同时因为火焰脱体,火焰与主模出口之间还有一段距离,燃油在这段距离继续蒸发,这也有点直混燃烧的意思。

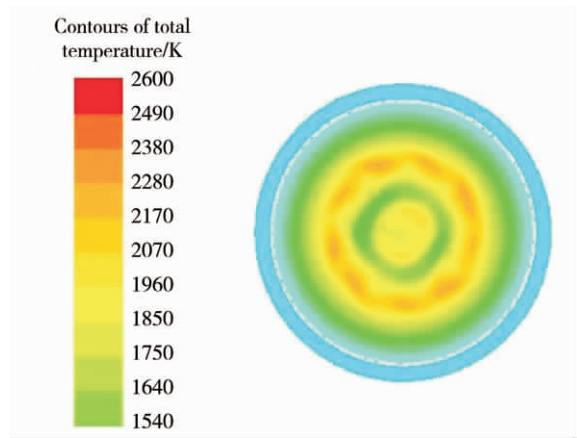


图 7 燃烧室 33 mm 处温度场

Fig. 7 Total temperature of combustor at 33 mm

副模在各个工况下都工作,起到长明灯的作用,主要用于稳定火焰,尤其是慢车工况下的火焰稳定.由图 6 可以看出,副模燃烧区部分区域温度最高达到 2 500 K.这是因为副模采用压力雾化喷嘴直混燃烧模式,燃烧区中有部分化学恰当比的区域.虽然化学恰当比区域对 NO_x 排放不利,但是对慢车状况下的火焰稳定非常有好处.而且在大工况下,设计的副油流量只占总燃油流量的

14%,而空气流量为总的空气流量的 17%,这样副模燃烧区油气比更低一些,化学恰当比区域非常小,依然可以得到很低的 NO_x 排放。

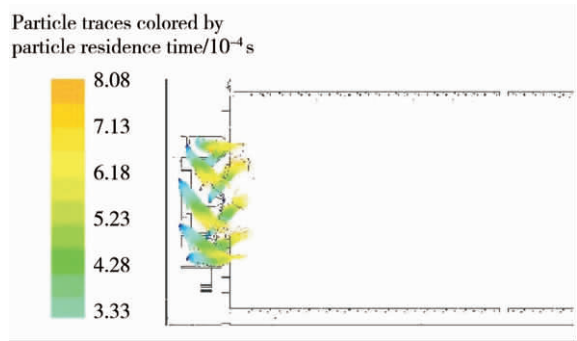


图 8 燃油颗粒轨迹

Fig. 8 Fuel trajectory droplet

副模燃烧区位于副模出口燃烧室轴线位置上,主模燃烧区环绕在副模燃烧区外围.因为起飞工况下副模燃烧区油气比比主模燃烧区低很多,所以副模燃烧区平均温度要比主模低.如图 6 所示,副模燃烧区平均温度比主模温度低,主副模燃烧区之间有很明显的分界线,这说明主副模燃烧区相对独立,达到了分区燃烧的目的。

副模空气全部供副油燃烧,主模空气全部供主油燃烧,两路空气互不干涉,这样有 2 个好处:①在慢车工况下,燃油全部从副油路供入,这样可以使燃油分布局部富油;②主副模温度分布可以看出主副模燃烧区相互独立,也说明主模气流不会对副模燃烧产生严重淬熄作用.从这两方面使慢车贫油熄火达到要求.图 9 所示为 7% 工况下燃烧室沿轴向温度场,可以看到有相当的区域温度在 1 700 K 以上。

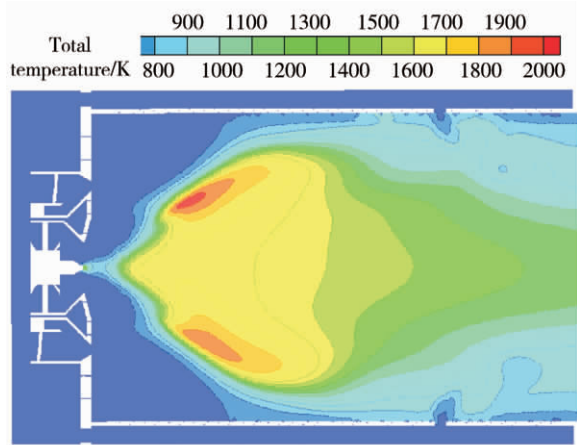


图 9 7% 工况下燃烧室沿轴向温度场

Fig. 9 Contours of total temperature axial distribution at 7% condition

3.3 出口温度分布

图 10 为燃烧室出口温度分布,出口温度最高的区域在火焰筒出口截面中心的位置,与涡轮要求的温度分布大致相符,这样在环形燃烧室上应用本文设计的直混燃烧与 LPP 组合头部,就可以减少甚至取消掺混空气.

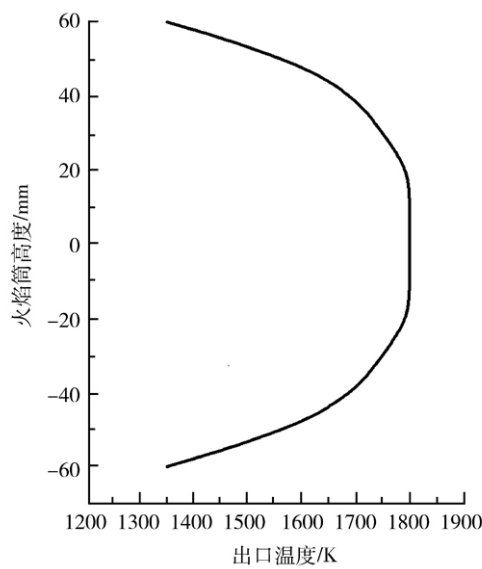


图 10 100%工况下燃烧室出口径向温度分布
Fig. 10 Combustor exit temperature distribution at 100% condition

3.4 NO_x 排放

使用 Fluent 自带的 NO_x 模型计算了 Thermal 型 NO_x 的生成. 限于 NO_x 生成计算上困难和 Fluent 自带 NO_x 模型的限制, NO_x 的预测量并不是很精确,可以预测 NO_x 的变化趋势. 因此计算出的 NO_x 的量仅供参考. 在 LPP 燃烧室中, NO_x 主要为 Thermal 型 NO_x, 主要与燃烧温度有关,生成物主要是 NO. 由于主模是贫油预混预蒸发燃烧,燃烧温度非常均匀,整个燃烧区温度基本处于 1800~2000 K 之间,同时主模没有回流区,燃气流速快,因此 NO 生成很低. 副模采用压力雾化离心喷嘴,在化学恰当比区域,燃烧区温度较高,因此 NO 质量分数较高,但是因为副模当量比很低,燃烧区中高温的区域非常小,而整个副模燃烧区的平均温度很低,所以 NO_x 生成量依然处于较低水平. 图 11 所示为 NO 质量分布云图,计算的出口 NO_x 质量分数为 4.033×10^{-5} , 换算排气污染指数 (emission index, EI) 为每千克燃油 NO_x 生成 1.5 g, NO_x 生成量非常低. 实验中在 2

026 500 Pa 压力下本文相同结构的单管燃烧室 NO_x 生成量可做到 2 g/kg.

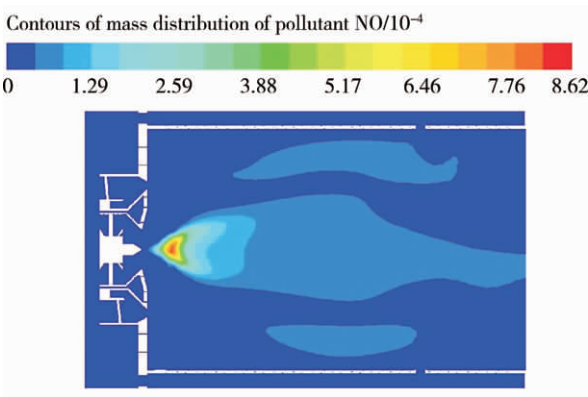


图 11 NO 质量分布云图
Fig. 11 Contours of mass distribution of NO

4 结 论

本文对直混燃烧与 LPP 组合的燃烧室进行了数值研究. 结论如下:

- 1) 副模空气在中心线处产生一个回流区,主模气流在副模空气外围,不产生回流区.
- 2) 预混预蒸发主模采用直射式喷嘴,周向分布,在主模出口,燃油大部分已经蒸发混合完毕,形成均匀混气.
- 3) 有 2 个燃烧区,副模直混燃烧,燃烧区在中心,主模燃烧区在副模燃烧区外围,2 个燃烧区相对独立. 主模是预混燃烧,火焰脱体,温度分布均匀.
- 4) 主模温度分布非常均匀,具有非常低的 NO_x 生成量.

参考文献:

[1] Bulzan D, Lee C M. NASA propulsion system emissions reduction research[R]. AIAA-2011-3529, 2011.

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

[3] Mckinney R G, Sepulveda D, Sowa W, et al. The pratt & whitney TALON X low emissions combustor: revolutionary results with evolutionart technology[R]. AIAA-2007-386, 2007.

[4] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.

[5] 严传俊, 范玮. 燃烧学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.

[6] 张川, 索建泰, 金如山. 民用飞机低污染燃烧室的技术成熟度划分[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 85-89.

ZHANG Chuan, SUO Jianqin, JIN Runshan. Technology

readiness level scale for low emission combustor of civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2010,1(1):85-89. (in Chinese)

[7] Becker J,Hassa C. Liquid fuel placement and mixing of generic aero enging premix module at different operating conditions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power,2003,125(10):901-908.

[8] 汪涛,索建泰,梁红侠,等. 火焰筒切向进气发散小孔冷却数值模拟[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1052-1058.
WANG Tao,SUO Jianqin,LIANG Hongxia,et al. Numerical study of tangential effusion cooling for combustor liner[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(5):1052-1058. (in Chinese)

[9] Lyons V J. Fuel/air nonuniformity:effect on oxide emissions[R]. AIAA-81-0327R,1981.

[10] 颜应文,宋双文,胡好生,等. 折流燃烧室两相喷雾燃烧流场数值模拟[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1003-1010.
YAN Yingwen,SONG Shuangwen,HU Haosheng,et al. Numerical investigations of two-phase spray combustion flow fields in slinger annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(5):1003-1010. (in Chinese)

[11] 颜应文,李红红,赵坚行,等. 双环预混旋流低污染燃烧室数值研究[J]. 航空动力学报,2009,24(9):1923-1929.
YAN Yingwen,LI Honghong,ZHAO Jianxing,et al. Numerical study of low emissions for twin annular premixing swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(9):1923-1929. (in Chinese)

[12] Nicol D G,Steele R C,Marinov N M,et al. The importance at the Nitrous Oxide pathway to NO_x in lean-premixed combustion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power,1995,117(1):100-111.

[13] 岑可法,姚强. 高等燃烧学[M]. 杭州:浙江大学出版社,2000.

[14] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2008.

[15] Chigier N A,Chervinsky A. Aerodynamic study of turbulent burning free jets with swirl[J]. Symposium (International)on Combustion,1967,11(1):489-499.