

采用 flamelet 模型分析旋流杯燃烧室 近贫油熄火点

曹文宇¹, 袁怡祥¹, 谢鹏福¹, 余超^{1,2}, 陈聪^{1,2}, 詹德君^{1,2}, 谭春青¹

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 中国科学院大学物理学院, 北京 100190)

摘 要: 针对进口温度 388 K 不变, 不同进气速度下对旋流杯燃烧室常压模化实验得到的贫油熄火油气比数据, 采用带有详细化学机理的非预混 flamelet 燃烧模型进行数值模拟, 对近贫油熄火点的局部热态流场进行了分析. 结果表明: 近贫油熄火点时刻, 随着油气比的下降, 回流涡旋中心和高温度区分离, 回流区内气流温度下降, 着火点后移, 点火距离增加; 进气速度的增加和燃油流量的下降, 使得回流区回流量增加, 回流涡旋中心两侧温差加大, 而着火点更靠后, 增加了对这种变化的耐受性.

关 键 词: 近贫油熄火; 主燃区; 涡旋; flamelet 模型; 燃烧室

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Analysis on swirl cup combustor near lean blow out point with flamelet model

CAO Wen-Yu¹, YUAN Yi-xiang¹, XIE Peng-fu¹, YU Chao^{1,2},
CHEN Cong^{1,2}, ZHAN De-jun^{1,2}, TAN Chun-qing¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences,
Beijing 100190, China;

2. School of Physics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The experimental data on lean blow out fuel/air ratio of a single-dome swirl cup combustor was obtained at 388 K inlet temperatures and atmospheric pressure with different inlet air velocities. Using flamelet combustion model with detailed chemical mechanism, numerical simulations were performed to get the details of local hot flow field. Results show that, near the lean blow out point, with the decline of fuel/air ratio, the vortex core is separated from high temperature zone, and the temperature in recirculation zone drops, and the ignition point moves backward, so the ignition distance increases. With the increase of inlet air velocity and decrease of the fuel mass flow rate, the mass flow rate of the recirculation and the temperature difference between two sides of the vortex core become greater, but the ignition point stays further back, showing that the flame has greater tolerance with their difference.

Key words: near lean blow out; primary zone; vortex; flamelet model; combustor

对于燃气轮机的燃烧室, 其中一项重要的指标是要保证有宽广的稳定工作范围. 影响燃烧室稳定工作的因素有贫、富油熄火边界, 燃烧室总压

损失, 出口平均温度等. 鉴于旋流杯燃烧室是燃气轮机发展的主流, 燃烧稳定性研究中的重要内容是研究旋流杯燃烧室贫油熄火性能. 对于贫油熄

火问题,国内相关人员做了较多相关研究^[1-9],尤其是在实验和理论分析的基础上,Ballal 等^[1,5,7]得到了当工况参数发生变化时预估贫油熄火性能经验的关系式,对于研究燃烧室宏观性能有很大帮助,但是没有涉及和贫油熄火性能有重要关系的燃烧室局部流场分析。

为准确描述流场局部的精细结构,要求燃烧模型采用详细化学反应机理,能够模拟真实的化学反应过程。但是随着化学反应的复杂程度的增加,如果还要保证足够的网格密度,计算成本将急剧增加导致不可承受。因此,需要一种即使采用了精细的计算网格和复杂的化学反应机理,耗费计算资源也较少的燃烧模型,层流小火焰模型就符合此要求。

层流小火焰(laminar flamelet)的概念在1975年被提出,Peters^[10]在湍流燃烧领域首次将其发展成为层流小火焰模型,该模型认为湍流扩散燃烧可以看成由随机分布的一层层很薄的小火焰构成的整体,引入混合分数 Z 坐标来表示各个小火焰层在空间的位置, Z 坐标垂直于火焰面方向。利用层流小火焰结构和整体分布规律使湍流燃烧封闭,使得一维层流小火焰控制方程来代替原来用来描述组分和能量的三维控制方程成为可能,从而减少了计算量,保证详细化学反应机理可以应用于燃烧计算。

本文以简化的旋流杯单头部燃烧室为研究对象,和实验数据对比,采用带有较详细化学反应机理的火焰面模型模拟近贫油熄火点燃烧室热态流场,来分析贫油熄火时刻的温度场、流场及其变化,以期对燃气轮机燃烧室贫油熄火预测提供参考。

1 实验结果

所用实验件为旋流杯燃烧室,其旋流杯头部和紧挨头部落的低工况状态火焰如图1所示。

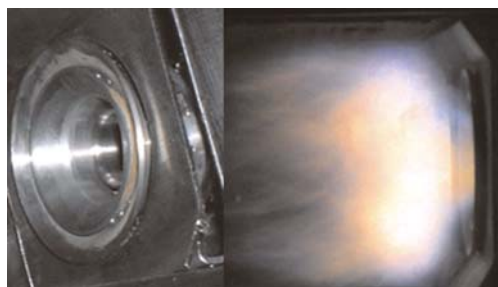


图1 旋流杯头部和低工况状态火焰

Fig.1 Swirl cup dome and flame at low operating condition

实验在常压条件下进行,对其慢车参数进行了模化。贫油熄火实验燃烧室进口空气由离心式风机提供,加热使用电加热器。依据进口参数调节好燃烧室进口气流状态,保持进气温度不变,待燃烧室进口气流稳定后按照特定的油气比进行供油,点火后,缓慢减少燃油流量一直到燃烧室熄火,记下熄火时的油气比,即为贫油熄火油气比。改变空气压力或空气流量,再次得出贫油熄火油气比,直至列出贫油熄火边界线。

图2所示的是燃烧室进气温度为388 K时的不同进气速度(U_{in})下的贫油熄火油气比(f/a),表1是具体实验结果。由图2可知,随着进气速度的增加,贫油熄火油气比开始快速减小,但中途出现拐点,贫油熄火油气比的变化放缓,说明燃烧室进气速度对此时贫油熄火油气比影响很小。

本文着重分析不同进气速度情况下主燃区局部流场细节的变化过程,探索贫油熄火过程变化的机理,故为有更好的对比度,选取工况 S1 和 S5,并进行分析对比。

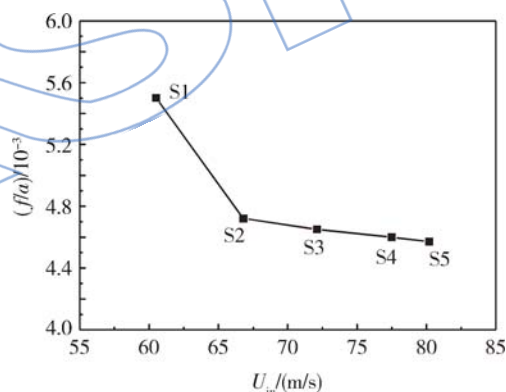


图2 不同进气速度下的贫油熄火油气比

Fig.2 Lean blow out fuel/air ratio at different inlet air velocities

表1 贫油熄火实验结果

Table 1 Result of lean blow out experiment

实验工况	$U_{in}/(m/s)$	f/a
S1	60.5	0.00550
S2	66.8	0.00472
S3	72.1	0.00465
S4	77.5	0.00460
S5	80.2	0.00457

2 数值模拟

计算采用商用软件 CFX,热态数值模拟计算

湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁面的处理采用标准壁面函数.本计算采用 P-1 辐射模型,喷嘴设置为直喷喷嘴,喷嘴半径为 0.5 mm,喷雾张角全角为 80° .离散相的雾化模型包括液滴破碎,破碎模型为 Reitz and Diwakar,液滴的阻力模型选择动力学模型.热态下,湍流燃烧采用稳态 flamelet 模型进行描述.本文中详细反应机理是基于航空煤油 40% 正癸烷 ($n\text{-C}_{10}\text{H}_{22}$) 和 60% 三甲基苯 (TMB- C_9H_{12}) 替代机理,包括 112 个组分,883 个基元反应^[11].

图 3 为模拟计算所用的燃烧室及其网格示意图.该燃烧室与实验所用的燃烧室是一样的.该旋流杯燃烧室模型采用笛卡儿坐标和非结构网格对计算区域进行网格划分,网格基本单元为六面体,在气膜孔、主燃孔、掺混孔和旋流器等小尺寸区域进行局部加密,网格总数约为 170 万.为简化起见,单头部燃烧室的两个侧面处理为固壁.其火焰筒进气开孔面积比例是:头部占 28.8%,主燃孔占 29.4%,掺混孔占 19.4%,冷却气膜孔占 22.4%.本文模拟工况 S1 和 S5,并进行分析对比,分析近贫油熄火点回流区域相关局部参数的变化.

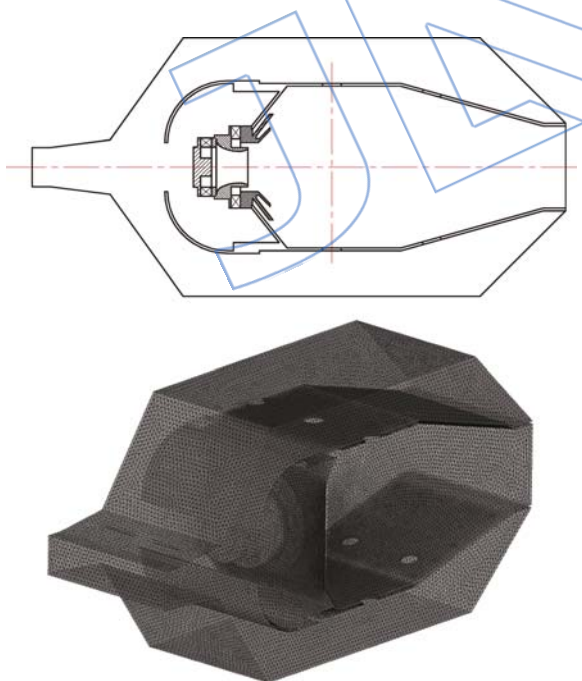


图 3 燃烧室结构和网格示意图

Fig. 3 Schematics of combustor structure and mesh

本文采用的 flamelet 燃烧模型为稳态模型^[12],将流动计算和燃烧计算分离求解,根据不同影响参数的选取预先计算出层流小火焰数据

库,在计算过程中实时调用数据,查得层流小火焰状态,大大减少了计算量.层流小火焰控制方程设定反应瞬间完成.

混合分数是该模型核心变量,引入

$$Z = \dot{m}_f / (\dot{m}_f + \dot{m}_a) \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_f$ 为从燃料侧来的混合物流量, $\dot{m}_a$ 为从空气侧来的混合物流量.

混合分数时均值 $\tilde{Z}$ 和脉动时均方值 $\tilde{Z}''^2$ 的控制方程为

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Z})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{Z})}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\mu_t}{\sigma_Z} \right) \frac{\partial \tilde{Z}}{\partial x_i} \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Z}''^2)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{Z}''^2)}{\partial x_i} = 2 \frac{\mu_t}{\sigma_Z} \left(\frac{\partial \tilde{Z}}{\partial x_i} \right)^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\mu_t}{\sigma_Z^2} \right) \frac{\partial \tilde{Z}''^2}{\partial x_i} \right] - \bar{\rho}\tilde{\chi} \quad (3)$$

其中 x_i 为沿着 i 方向的坐标, u_i 为 i 方向速度分量, μ_t 为湍流黏度,系数 σ_Z 和 σ_Z^2 均取值 0.9.

根据 Jones 和 Whitelaw^[13]于 1982 年给出的模型,湍流场中的平均标量耗散率 $\tilde{\chi}$ 为

$$\tilde{\chi} = C_\chi \frac{\tilde{\epsilon}}{\tilde{k}} \tilde{Z}''^2 \quad (4)$$

其中 $C_\chi = 2.0$, $\tilde{\epsilon}$ 为湍流动能耗散率, $\tilde{k}$ 为湍动能.

将平均标量耗散率 $\tilde{\chi}$ 作为一个独立的参数引入火焰面方程中,求解火焰面方程

$$\tilde{Y}_i = \tilde{Y}_i(\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2, \tilde{\chi}_{st}) = \int_0^1 \tilde{Y}_i(Z, \tilde{\chi}_{st}) \cdot P_{\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2}(Z) dZ \quad (5)$$

本文中将当量比标量耗散率 $\tilde{\chi}_{st}$ 近似为 $\tilde{\chi}$.

对于喷射火焰通常认为 Z 的概率密度分布满足 β 函数,即

$$P_{\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2}(Z) = \frac{Z^{a-1}(1-Z)^{b-1}}{\int_0^1 \phi^{a-1}(1-\phi)^{b-1} d\phi} \quad (6)$$

其中

$$a = \tilde{Z} \left[\frac{Z(1-\tilde{Z})}{\tilde{Z}''^2} - 1 \right] \quad (7)$$

$$b = (1-\tilde{Z}) \left[\frac{\tilde{Z}(1-\tilde{Z})}{\tilde{Z}''^2} - 1 \right] \quad (8)$$

所有标量都可以表示 $\tilde{Y}_i = \tilde{Y}_i(\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2, \tilde{\chi}_{st})$, 将标量与标量耗散率和混合分数的变化关系存入数据文件,生成所谓的火焰面数据库^[14].

3 计算结果和分析

3.1 与实验火焰结构对比

图 4、图 5 分别给出了工况 S1 和工况 S5 条

件下,稳态火焰面模型计算得到的中心对称截面上的温度云图和实验中拍摄到的火焰结构。

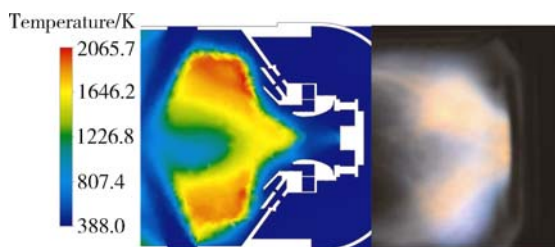


图 4 工况 S1 中心对称截面温度云图和真实火焰结构

Fig. 4 Contour of temperature and the experiment photo on the centrosymmetry plane (S1)

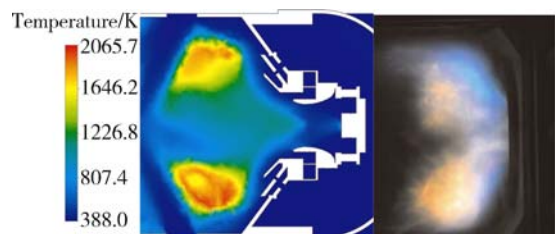


图 5 工况 S5 中心对称截面温度云图和真实火焰结构

Fig. 5 Contour of temperature and the experiment photo on the centrosymmetry plane (S5)

从图 4~图 5 中可以看出在工况 S1 较低进气速度的条件下,高温区集中在旋流器出口和主燃孔进气孔中间靠近火焰筒壁面的位置,上下两部分通过旋流器出口的次高温区桥接,实验中火焰结构也有相似特点;在工况 S5 较高进气速度的条件下,高温区分布和 S1 有相似的地方,也有明显不同的地方,中间火焰较稀薄并且上下有火核的火焰结构和实验结果较为一致。总之,两个工况下计算结果与实验结果是比较吻合的。

3.2 高温区位置和回流涡旋位置

图 6 给出了工况 S1 和工况 S5 条件下,主燃区最高温度位置与回流涡旋中心位置对比(上半部分为 S1)。从图中可以看出,在近贫油熄火点时刻,随着油气比的下降,主燃区温度下降,回流涡旋中心和高温区开始分离。工况 S1 中,回流核心温度为 1461 K,而高温区平均温度为 1900 K 以上;工况 S5 中,回流核心温度低至 1046 K,而高温区平均温度基本和 S1 相同,但是高温区的位置已经不同。相对于 S1,工况 S5 的油气比更低,高温区范围更小,也即新鲜混气的点火可能空间范围更小,回流涡旋中心两侧温差更大,说明随着进气速度的增加,燃烧状况不断恶化,然而点火区域

仍然能够维持存在,燃烧仍然能够维持稳定,能抵抗住燃烧的恶化,一定有更深层次的原因。

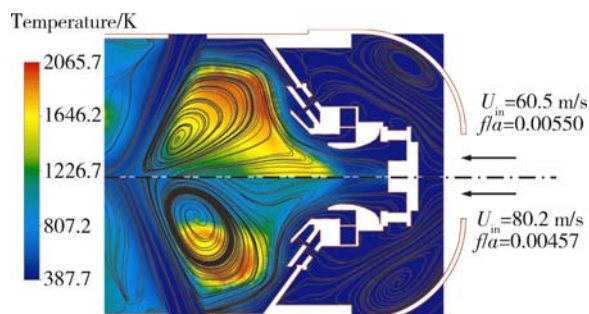


图 6 工况 S1 和 S5 主燃区最高温度位置与回流涡旋中心位置对比

Fig. 6 Comparison of high temperature zone and the vortex core distribution in the primary combustion zone (S1, S5)

3.3 局部当量比和流线对比

根据回流区火焰稳定理论,在贫油熄火过程中,保证进口流量不变,随着燃油流量下降,燃烧效率下降,主燃区温度下降。进入回流区的混合气体有部分未完全燃烧成分,使回流区内气流温度降低,点火距离增加(因为同样温度、同样大小的油珠微粒从喷嘴喷出,经过温度水平更低的区域,客观上需要更长的经过距离才能达到同样着火温度)。若再减小燃油流量,点火距离将继续延长,回流区内部气流温度也相应再降低,使着火点随之更加后移。当点火距离超过回流区范围,从头部进入的新鲜混气不能得到回流区内的高温燃气加热,着火点无法成功建立,从而导致回流区内进入大量新鲜混气,回流区温度迅速降低,导致贫油熄火发生^[15]。图 7 为工况 S1 和 S5 局部当量比(ϕ)与主燃区流线对比(上半部分为 S1),从图中可以看出,近贫油熄火点时刻,回流核心当量比已经低至 0.5 左右,当量比为 1 区域可以看作最有可能的稳定着火位置,两工况当量比为 1 区域大小和位置不太一致。相比工况 S1,工况 S5 着火点位置整体上靠后,说明了在减少油气比的过程中,着火点后移的现象。近贫油熄火时着火点位置靠后表明,进气速度的增加使得燃烧稳定的难度加大。旋流杯喷射出来的油雾环与当量比为 1 最开始相交的那一位置是最可能开始着火的位置,测量该处的气流速度值,工况 S1 为 30 m/s,工况 S5 为 21 m/s,这说明随着燃烧的恶化,工况 S5 的开始着火位置已经不能位于工况 S1 的开始着火位置,客

观上要求必须位于气流速度更低一些的地方,才有可能维持着火和燃烧.因而,工况 S5 的着火点在更靠近主燃孔射流附近的位置才建立起来.

从图 8(图中上部的线对应工况 S5)可以看出,工况 S5 的文氏管出口速度全面高于工况 S1.旋流杯头部文氏管出口速度的增加对燃油雾化质量有直接影响,有利于着火点的建立,可能是贫油熄火油气比下降的原因之一.

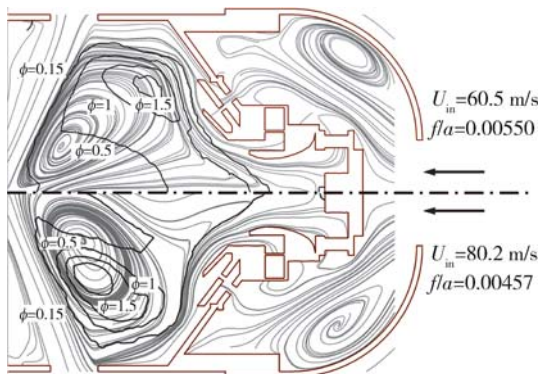


图 7 工况 S1 和 S5 局部当量比与主燃区流线对比

Fig. 7 Comparison of local equivalence ratio and the streamline distribution in the primary combustion zone (S1, S5)

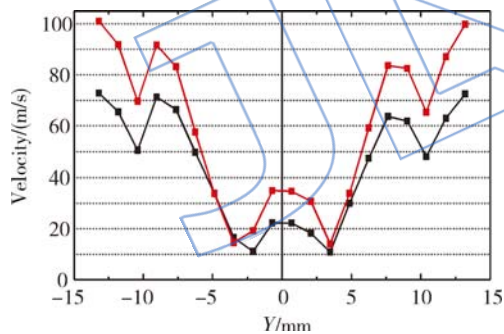


图 8 工况 S1 和 S5 文氏管出口速度分布

Fig. 8 Venturi tube exit velocity distribution (S1, S5)

3.4 回流区对比

图 9 给出了工况 S1 和工况 S5 条件下,回流区速度与主燃区当量比的对比(上半部分为 S1).可以看出:工况 S1 和工况 S5 回流区大小相差不是很大,但工况 S1 回流区速度分布较为均匀,工况 S5 回流区内速度梯度较大.考察回流区最大位置处的回流量,工况 S1 为 0.006 25 kg/s,工况 S5 为 0.008 24 kg/s,说明随着进气速度的增加,回流量明显增加.

从图 4、图 5 可以看出,工况 S5 回流区温度

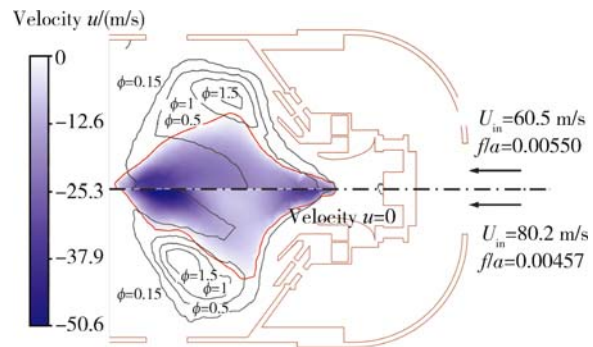


图 9 工况 S1 和 S5 回流区速度与主燃区当量比对比

Fig. 9 Comparison of the recirculation zone velocity distribution and equivalence ratio in the primary combustion zone (S1, S5)

更低,从实验数据知道,回流区核心温度和平均温度的减少可能主要是由于总油气比减少而造成的,这也导致回流区密度增加.

这说明在近贫油熄火点时刻,温度水平更低的、速度更快的、流量更大的气流进入了回流区域,这倾向于恶化燃烧,有使贫油熄火油气比上升的趋势;另一方面,尽管进气速度的增加有利于燃油的雾化,有利于燃烧,但是程度有限,因而贫油熄火油气比不能更进一步地明显降低.

4 结论

本文针对实验得到的温度保持定值为 388 K 时不同进气速度下的旋流杯燃烧室常压模化实验贫油熄火油气比数据和火焰形状,采用 flamelet 模型对其进行数值模拟,对其近贫油熄火点的局部热态流场进行分析,结果表明:

- 1) 近贫油熄火点时刻,随着油气比的下降,主燃区温度下降,回流中心旋涡区和高温度区分离.
- 2) 减少油气比的过程中,回流涡旋中心两侧温差加大,回流区回流量明显增加,燃料着火距离增加.点火点后移能够增加对这种改变的耐受性.

参考文献:

- [1] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. Journal of Engineering for Power, 1979, 101(3): 343-348.
- [2] Sturgess G J. Isothermal flow fields in a research combustor for lean blowout studies[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992, 114(2): 435-444.
- [3] 张宝诚, 纪友哲, 王平. 航空发动机燃烧室熄火特性的研究[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2004, 21(3): 1-3.
ZHANG Baocheng, JI Youzhe, WANG Ping. Study on blowout characteristic in aeroengine combustor[J]. Journal

- of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2004, 21(3):1-3. (in Chinese)
- [4] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1):142-147.
- YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The research of combustor dome design with three swirlers on widening the operation stability range[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1):142-147. (in Chinese)
- [5] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999.
- [6] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustor[R]. AIAA 85-1292, 1985.
- [7] Mellor A M. Design of modern turbine combustor[M]. New York: Academic Press, 1990.
- [8] 许全宏, 林宇震, 刘高恩, 等. 航空发动机高温升燃烧室贫油熄火及冒烟性能研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 636-640.
- XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Research on the high-temperature rise combustor lean blow-out and smoke emission characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 636-640. (in Chinese)
- [9] Adel M, Michael B. A new hybrid air blast nozzle for advanced gas turbine combustors[R]. ASME Paper 2000-GT-0117, 2000.
- [10] Peters N. Turbulent combustion[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
- [11] ZHANG Man, FU Zhenbo, LIN Yuzhen, et al. CFD study of NO_x emissions in a model commercial air craft engine combustor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(6):854-863.
- [12] 王慧汝, 金捷, 柳杨. 采用详细化学反应机理的火焰面模型模拟煤油两相燃烧流场[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1471-1479.
- WANG Huiru, JIN Jie, LIU Yang. Flamelet modeling of two-phase kerosene combustion flow fields using a detailed chemical reaction mechanism[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7):1471-1479. (in Chinese)
- [13] Jones W P, Whitelaw J H. Calculation methods for reacting turbulent flows: a review[J]. Combustion and Flame, 1982, 48(3):1-26.
- [14] 刘戈, 解茂昭, 贾明. 利用 RIF 模型对内燃机燃烧过程的模拟[J]. 内燃机学报, 2011, 29(5):398-404.
- LIU Ge, XIE Maozhao, JIA Ming. Application of RIF model on combustion modeling of ICE[J]. Transactions of CSICE, 2011, 29(5):398-404. (in Chinese)
- [15] 蔡文祥, 赵坚行, 胡好生, 等. 燃烧室贫油熄火极限数值预测[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7):1478-1484.
- CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, HU Haosheng, et al. Numerical prediction of lean blowout in aero-engine combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1478-1484. (in Chinese)