

使用特征参数准则预测航空发动机 燃烧室贫油熄火极限

张智博, 郑洪涛, 凌 瑞

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 阐述了特征参数准则的核心原理和预测流程, 使用计算流体力学软件 FLUENT 数值模拟分析了某型航空发动机环形燃烧室的贫油熄火过程, 提出了判断熄火的征兆——“M”型火焰及其产生原因. 运用特征参数准则研究了不同进口气流速度、气流温度等关键参数对航空发动机燃烧室贫油熄火极限的作用规律. 结果表明: 贫油熄火油气比随进口气流速度的增加逐渐下降; 当进口气流温度小于 395 K 时, 贫油熄火油气比随进口气流温度的增加逐渐降低; 当进口气流温度超过 395 K 后, 贫油熄火极限基本不随进口气流温度的变化而改变.

关 键 词: 贫油熄火极限; 航空发动机; 燃烧室; 特征参数; 油气比

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Feature-parameter-criterion for predicting lean blowout limit of aero-engine combustor

ZHANG Zhi-bo, ZHENG Hong-tao, LING Rui

(College of Power and Energy Engineering,
Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: Core principle and forecasting process of feature-parameter-criterion (FPC) were expounded firstly. A CFD software FLUENT was used to simulate the process of lean blowout (LBO) of an aero-engine annular combustor. “M” flame was proposed as the portent of blowout and its cause was given. The effects of velocity and temperature of inlet air on the LBO limit of aero-engine combustor were discussed by use of FPC. The results show that lean blowout fuel air ratio decreases with the increase of velocity of inlet air. When temperature of inlet air is less than 395 K, lean blowout fuel air ratio decreases with the increase of temperature of inlet air. And when temperature of inlet air is more than 395 K, lean blow-out fuel air ratio remains unchanged.

Key words: lean blowout limit; aero-engine; combustor; feature parameter; fuel air ratio

由于世界各国日益严格的环保需求, 为了尽量减少热力型 NO_x 的生成、降低排放物对环境的污染, 以航空发动机为主要动力的现代大中型民用客机、军用战机及部分大型水面舰艇有时需工作在靠近贫油熄火极限的低工况状态. 然而, 若发

生贫油熄火, 会使局部火焰熄灭并引起热释放率的动态波动, 使燃烧室性能急剧恶化. 因此对发动机燃烧室设计阶段的贫油熄火极限进行预测具有十分重要的工程价值.

目前对燃烧室贫油熄火极限的预测方法主要

收稿日期: 2013-04-07

作者简介: 张智博(1986—), 男, 辽宁锦西人, 博士生, 主要研究方向为发动机燃烧室性能及优化设计等.

通讯作者: 郑洪涛(1962—), 男, 辽宁本溪人, 教授, 博士, 主要研究方向为低排放与强化燃烧技术、燃气轮机涡轮叶片冷却技术、等离子点火技术等. E-mail: zhenghongtao9000@163.com

有实验研究法、经验公式分析法和数值计算法 3 大类. 在实验研究方面, 国内的袁怡祥等^[1-4], 国外的 Svetoslav 等^[5-8] 各自开展了系统性的工作, 取得了一定的进展. 但实验研究对实验设备和测量仪器的精度要求高, 且花费较大. 另外, 由于实验测量手段的局限性, 很难获得燃烧室内关键性能参数的变化规律. 在经验公式分析方面, Lefebvre 等^[9] 和 Mellor^[10] 分别提出了基于热平衡模型的半经验公式和特征时间模型, Rizk 等^[11-12] 提出了多维经验分析法, Rizk 等^[13] 把 Lefebvre 等的半经验公式应用到了计算流体力学领域, 并对其进行了修正, 从而提出了预测贫油熄火极限的混合模型. 上述经验公式计算精度较高、使用方便, 适合工程应用, 但是经验公式一般是针对某一种燃烧室提出的, 在通用性上表现不佳. 在数值计算研究方面, Kim 等^[14] 研究了钝体燃烧室的贫油熄火极限规律并分析了发生贫油熄火时燃烧室的流场形态; 蔡文祥等^[15] 提出了燃油稳态逐次逼近法, 并使用该方法分析了矩形和回流环形燃烧室的贫油熄火特性, 其预测结果精度较高, 但由于仅针对回流区进行了关键参数的监测, 对燃烧室大截面上参数的变化规律分析尚有一定欠缺; 李武奇等^[16] 提出了回流区熄火节点速度法, 并使用该方法预测了航空发动机主燃烧室的稳定工作范围, 但该方法仅适用于进口气流速度在 $8 \sim 28 \text{ m/s}$ 的范围内, 其应用范围较窄, 而且回流区中熄火的“控制节点”较难确定, 也没有给出明确的定义.

本文使用特征参数准则预测某航空发动机环形燃烧室的贫油熄火性能并分析进口气流速度、气流温度等关键参数对航空发动机环形燃烧室贫油熄火极限的影响规律, 同时通过与实验结果的对比验证该方法的精度.

1 特征参数准则

在前期工作中, 已对特征参数准则进行了一定的分析^[17], 本部分仅重点介绍该准则的核心原理和预测流程.

1.1 核心原理

航空发动机燃烧室在实际熄火过程中, 燃烧室主燃区先于回流区发生熄火, 因此有必要监测燃烧室主燃区后更大截面上的温度变化范围. 但是该截面应与回流区距离较近, 以敏感捕捉温度的突变. 基于此分析, 首先建立与中心回流区相切的特征截面(如图 1 所示), 并监测该平面上特征参数(温油变化比和油气比变化率)的变化规律,

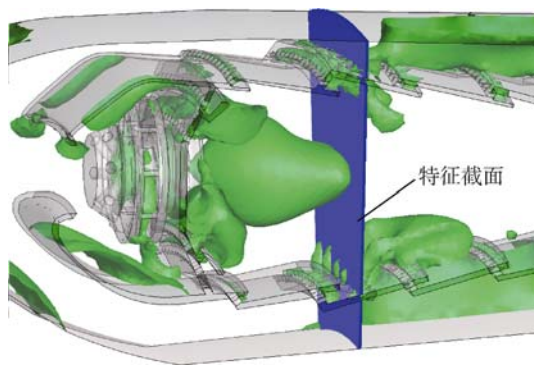


图 1 中心回流区及特征截面示意图

Fig. 1 Schematic diagram of central recirculation zone and feature section

并使用提出的通用准则判定熄火.

特征参数准则是以特征截面上温度的突变作为判断依据的^[17], 因此特征参数, 即温油变化比的定义为

$$\Gamma = \left| \frac{T_n - T_{n-1}}{T_{n-1}} \right| \left/ \left| \frac{\varphi_n - \varphi_{n-1}}{\varphi_{n-1}} \right| \right| \quad (1)$$

式中 φ 为油气比, n 代表当前值, $n-1$ 代表前一步的值; T 是特征截面的温度值. 油气比变化率定义为

$$\Delta\varphi = \left| \frac{\varphi_n - \varphi_{n-1}}{\varphi_{n-1}} \right| \quad (2)$$

这样定义特征参数的原因是: 稳定燃烧时, 随着油气比的降低, 特征截面上的温度不会发生很大的变化, 因此 T_n 和 T_{n-1} 相差很小, 又由于为了准确捕捉到熄火, 最好尽可能地控制油气比逐渐小幅降低, 所以温油变化比变化不大. 而当熄火发生时, T_n 和 T_{n-1} 势必发生巨大波动, 那么温油变化比也会随之突变, 因此使用这个参数进行监测, 配合上恰当的预测方法后, 能够很好地捕捉到燃烧室的贫油熄火状态.

1.2 预测过程

首先数值计算远离熄火极限时(油气比为 φ_1)的流场形式, 做出如前所述的特征截面, 并得到该面上的平均温度 T_1 ; 然后在其他条件不变的情况下, 使燃烧室进口油气比降低为 φ_2 , 并求得相应的特征截面平均温度 T_2 和温油变化比 Γ_2 ; 重复上述过程, 直到 φ_{n+1} 时温油变化比和油气比变化率超过临界值, 认为发生了贫油熄火.

为确定上述判断熄火的临界值, 本文首先参考文献^[18]建立了双级轴向旋流器燃烧室模型并数值模拟了两种不同工况(进气质量流量均为 0.24 kg/s ; 工况 1 进口气流温度为 500 K , 工况 2

进口温度为 373 K) 下该燃烧室的贫油熄火过程, 并将监测到的温油变化比及油气比变化率与实验结果进行了对比, 结果如表 1 所示。

表 1 不同工况下贫油熄火过程特征参数的变化
与实验结果对比

Table 1 Comparison between feature-parameter changes
and experiment results of lean blowout process
under different conditions

工况	φ	$\Delta\varphi$	Γ	实验结果	
1	0	0.0200		稳定燃烧	
	1	0.0180	0.1000	0.183	稳定燃烧
	2	0.0170	0.0556	0.169	稳定燃烧
	3	0.0160	0.0588	0.172	稳定燃烧
	$n-2$	0.0057			稳定燃烧
	$n-1$	0.0056	0.0175	0.055	稳定燃烧
	n	0.0055	0.0179	0.071	稳定燃烧
$n+1$	0.0054	0.0182	5.242	贫油熄火	
2	0	0.0200		稳定燃烧	
	1	0.0180	0.1000	0.195	稳定燃烧
	2	0.0170	0.0556	0.187	稳定燃烧
	3	0.0160	0.0588	0.221	稳定燃烧
	$n-2$	0.0070			稳定燃烧
	$n-1$	0.0069	0.0143	0.075	稳定燃烧
	n	0.0067	0.0290	0.083	稳定燃烧
$n+1$	0.0065	0.0299	5.395	贫油熄火	

从表 1 中可以看出:

1) 当贫油熄火发生时, 两种工况对应的温油变化比 Γ 均较稳定燃烧时发生了突变, 其值均大于 5。原因是: 燃烧室稳定燃烧时, 特征截面的平均温度随油气比的减少不会发生较大变化, 故温油变化比基本是一个定值 (0.2 左右)。贫油熄火发生时, 由于火焰突然熄灭, 特征截面上的平均温度也会突然降低, 导致 Γ 突然增加。

2) 从远离贫油熄火极限的稳定燃烧状态开始逐渐降低油气比时, 其降低幅度可以稍大, 接近贫油熄火状态时, 应将幅度减小到一定范围内, 以敏感和精确地捕捉贫油熄火极限值。为实现上述目的, 结合表 1 的熄火过程分析, 本文认为油气比变化率应控制在 0.0300 之内。

综合以上分析, 本文提出判断熄火的依据是^[17]: 若 φ_{n+1} 时, $\Gamma > 5$, 且 $\Delta\varphi < 0.0300$, 则认为贫

油熄火发生, 且 φ_{n+1} 为对应的贫油熄火油气比; 若 φ_{n+1} 时, $\Gamma < 5$, 则继续迭代; 若 φ_{n+1} 时, $\Gamma > 5$, 但 $\Delta\varphi > 0.0300$, 也返回迭代计算。具体预测流程如图 2 所示。

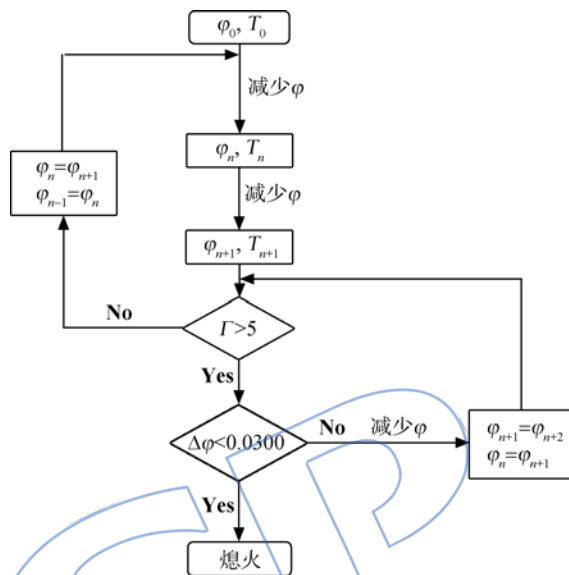


图 2 特征参数准则预测流程

Fig. 2 Prediction process of feature-parameter-criterion

2 研究对象及数学物理方法

本文针对某航空发动机环形燃烧室进行贫油熄火极限的预测, 其主要结构包括空气进口、扩压器、旋流器、喷嘴、主燃孔、冷却孔及出口等。其结构沿周向均匀分布, 因此本文取其 1/20 进行研究 (如图 3 所示)。主要结构尺寸如下: 扩压器长为 150 mm, 火焰筒直径为 100 mm, 火焰筒长为 250 mm。

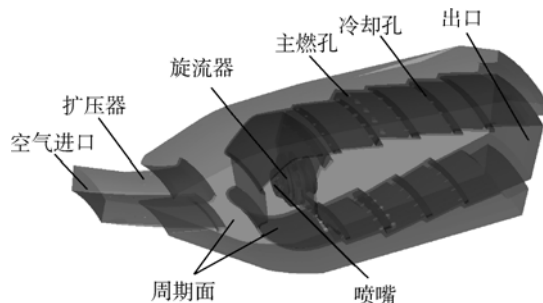


图 3 环形燃烧室几何模型

Fig. 3 Geometric model of annular combustor

由于燃烧室内部存在结构比较复杂的部分, 在进行网格划分时, 既要对小尺寸的特征进行加密以避免其流场特性失真, 还要尽量控制网格数量以节约计算资源。为兼顾以上因素, 本文使用

ICEM CFD 软件,采用六面体核心网格技术对其进行网格划分,并对旋流器等结构进行了局部网格加密.中截面上的网格结构如图4所示,总网格数量为386万.

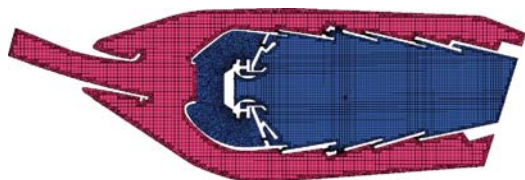


图4 环形燃烧室中截面网格

Fig. 4 Grid in middle section of annular combustor

本文使用的连续方程、动量方程、能量方程和组分方程分别为:

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (3a)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{g} + \mathbf{F} \quad (3b)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{E}) = \nabla \cdot (k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \mathbf{J}_i + \boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{V} - p \mathbf{V}) + S_h + q_r + q_d \quad (3c)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{V} m_i) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_i + R_i + S_i \quad (3d)$$

上述公式中的物理量符号意义见文献[19].

为使方程组封闭还应补充状态方程表示压力 p 与密度 ρ 之间的关系.

状态方程

$$p = \sum_{i=1}^{N_s} \rho m_i \frac{RT}{M_i} \quad (4)$$

边界条件如下:

进口 质量流量进口,质量流量为 3 kg/s,温度为 796 K.

出口 压力出口.

壁面 一组周期性边界,其余为绝热且无速度滑移壁面.

计算方法:采用1阶迎风格式对控制方程进行了离散处理,采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 算法对压力和速度的耦合进行求解,同时采用亚松驰因子加速收敛.

本文燃烧场数值计算的收敛精度为 10^{-5} .

3 数值模拟准确性验证

本文首先采用与文献[20]相同的几何模型和边界条件,研究得到了油气比 (f/a) 为 0.016 和

0.026 时燃烧室内不同直径的液滴数目,图5给出了本文模拟结果与实验值的对比.从图中可以看出,对于大多数直径对应的液滴数,本文的数值模拟结果与实验值曲线分布基本吻合、误差很小.但少数直径对应的液滴数目的数值模拟结果与实验值略有误差,其原因是本文模拟时使用的燃料特性可能与实验中实际采用的燃料特性有一定的差异.但由于整个燃烧室液滴数量极大,少数液滴存在误差是可以接受的,因此可以认为本文采用的数值模拟方法是合适的.

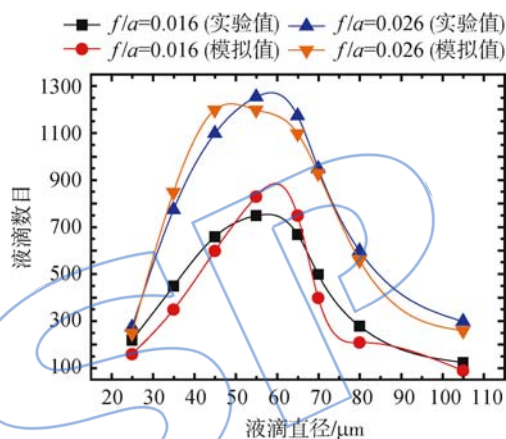
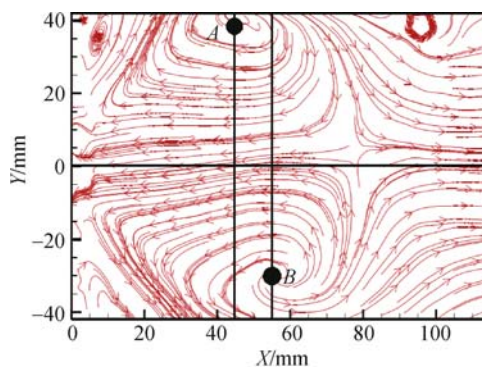


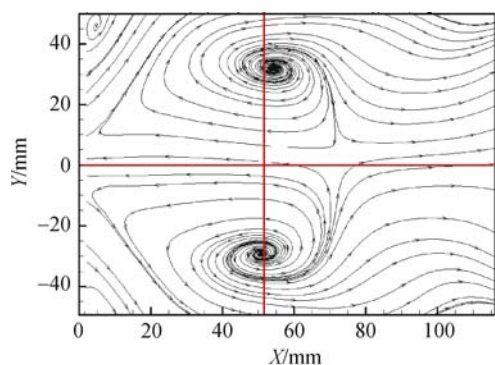
图5 不同液滴直径下液滴数目的实验值与模拟结果

Fig. 5 Experimental data and simulated results of droplet number under different liquid droplet diameter

冷态流场的流线可以在一定程度上反映流场特性,图6给出了中截面上旋流器后方冷态流场的流线图.从图中可以看出,本文数值模拟得出的流场流线图与粒子图像测速技术实验测量^[18]得到的流场流线图在回流区的形状和位置上一致,都存在2个基本对称的旋涡,差别是实验流场2个旋涡的涡心在X方向上有10 mm的位置差,数值模拟结果中涡心在相同的X方向位置上(52



(a) 粒子图像测速技术实验测量流场流线图



(b) 数值模拟流场流线图

图6 中截面冷态流场流线图

Fig. 6 Streamline chart of cold flow field in middle section

mm处). 对于两者的差异, 由于中截面上从旋流器到燃烧室出口在 X 方向上的距离约为 200 mm, 粒子图像测速技术实验测量得到的涡心位置(45 mm 和 55 mm)与数值模拟得到的涡心位置(52 mm)相比最大位置差距仅为 7 mm, 基本可以忽略不计. 因此结果表明数值模拟结果是可信的.

4 计算结果及分析

4.1 基本燃烧流场分析

图7给出了环形燃烧室的基本流场: 空气流经旋流器后发生强旋流运动, 受离心力作用被甩到外围, 形成了一个高旋流强度的主回流区(计算得到旋流器出口涡量值为 50000 s^{-1} , 速度旋度极高). 流经主燃孔的空气, 在火焰筒中心燃气的强旋流涡卷吸作用下也变成旋流流动, 参与燃烧后随着燃气一起旋转前进至尾部.

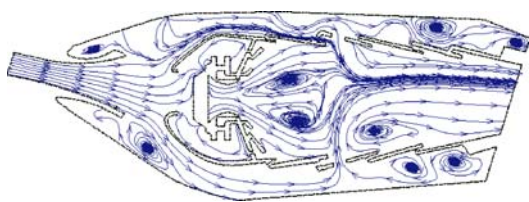


图7 中截面流线分布

Fig. 7 Streamline profiles of middle section

由图8和图9的液滴轨迹和燃烧场温度分布可以看出:

1) 主回流区卷吸高温燃气, 在加速燃油的破碎和蒸发的同时, 一方面加强了燃料液滴与空气的湍流交换, 使两者能更好地混合在一起; 另一方面, 主回流区卷吸高温燃气, 相当于一个稳定的点火源, 从而保证了燃烧能连续稳定地进行.

2) 空气流经主燃孔适量地补给新鲜空气, 确保了燃料的完全燃烧及燃烧过程的迅速发展.

3) 高温区位于回流区内, 绝大多数燃料在此完成燃烧, 并释放出了大量的热; 冷却孔起到了良好的冷却作用, 有效地保护了上壁面.

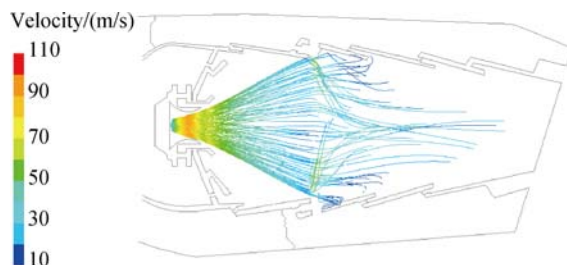


图8 中截面燃料液滴轨迹

Fig. 8 Liquid droplet of fuel track in middle section

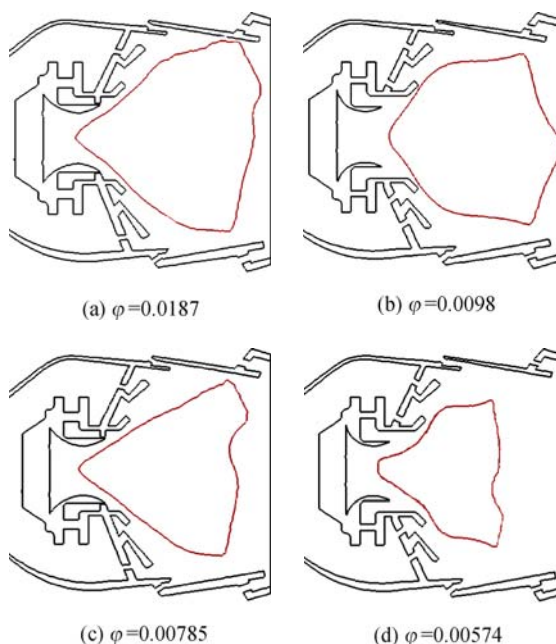


图9 中截面温度分布

Fig. 9 Temperature distribution in middle section

4.2 贫油熄火过程分析

图10给出了环形燃烧室油气比逐渐减小时火焰前锋的变化图. 从图中可以看出, 在熄火过程中, 随着主燃区温度的降低, 由于回流区中心负速



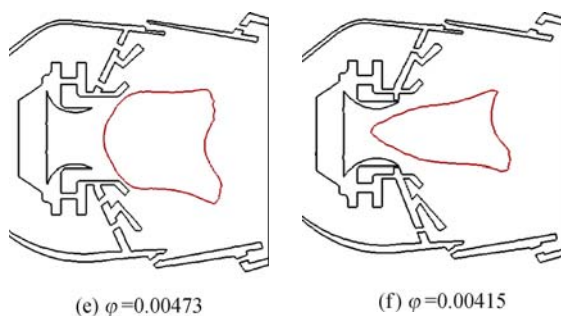


图10 贫油熄火过程中火焰前锋的变化

Fig. 10 Flame front changes in lean blowout process

度的影响以及轴线上燃油液滴分布的减少,火焰逐渐由饱满型变成“M”型.由于“M”型火焰的存在,中心节点温度下降速率要比同一截面上其他节点更快.

“M”型火焰的具体形成原因是:一方面,回流区内轴线上的气流负速度较高,当接近贫油熄火状态时,油气比很低,回流的低温空气将火焰中心压短,使火焰呈现“M”型;另一方面,由于采用了空心圆锥喷嘴,雾化后的燃油在燃烧室中呈现中空的圆锥形式,导致火焰筒轴线附近的燃料很稀少,当油气比较低时,燃烧不够完全.

本文使用特征参数准则预测了某航空发动机燃烧室的贫油熄火极限,得到的预测值为0.00415,与实验值相比,其误差约为5.03%,这说明本文方法是准确、可靠的.

4.3 进口气流速度对贫油熄火极限的影响

本文计算了进口气流速度从50 m/s到90 m/s变化时9种不同情况时的贫油熄火油气比,计算结果如图11所示.

从图11中可以看出:

1) 当进口气流速度小于55 m/s时,贫油熄

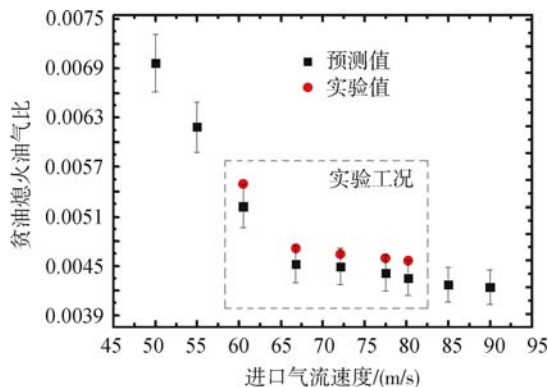


图11 进口气流速度与贫油熄火油气比的关系

Fig. 11 Relationship between velocity of inlet air and LBO fuel air ratio

火油气比超过了可被燃烧室接受的熄火下限(0.006),因此对于本文研究的某型航空发动机环形燃烧室,应将进口气流速度控制在大于55 m/s的范围上.

2) 当进口气流速度在55 m/s到90 m/s范围内变化时,随进口气流速度的增加,贫油熄火油气比逐渐下降,即燃烧室的稳定燃烧能力逐渐提高.

3) 特征参数准则的预测值与实验值的误差在5%以内,预测准确度较高.

对于进口气流速度在55 m/s到90 m/s时贫油熄火油气比的变化规律可解释为:随进口气流速度的增加,旋流杯头部文氏管出口速度逐渐增加,改善了雾化质量,燃料液滴颗粒能够更好地被进口气流吹入头部燃烧区,并均匀地分散到了大空间中,与空气实现了更好的掺混,因此头部主燃区内燃烧更加稳定,火焰不易被吹熄.

4.4 进口气流温度对贫油熄火极限的影响

本文计算了进口气流温度从275 K到530 K变化时9种不同情况下的贫油熄火油气比,计算结果如图12所示.

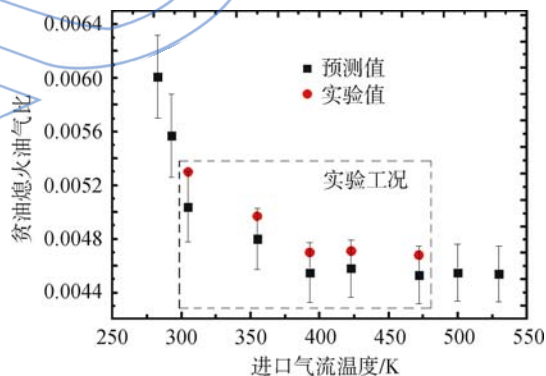


图12 进口气流温度与贫油熄火油气比的关系

Fig. 12 Relationship between temperature of inlet air and LBO fuel air ratio

从图12中可以看出:

1) 当进口气流温度小于395 K时,贫油熄火油气比随进口气流温度的增加逐渐降低.原因是:一方面,随着空气温度的提高,维持回流区稳定燃烧所需的热量逐渐减少,较少的燃料释放的热量就能维持回流区热量的平衡及稳定燃烧;另一方面,随着空气温度的提高燃料的雾化蒸发效果得到加强,进而燃烧效果更为理想,因此燃烧室远离了贫油熄火状态.

2) 当进口气流温度超过395 K以后,贫油熄火油气比几乎不发生变化.原因是:进口气流温度

较高时,高温的气流在流进主燃区后使燃料液滴在较短的时间内蒸发完毕,实现了燃料蒸发产物与高温气体的快速均匀掺混,并使燃烧室在较大的油气比范围内实现稳定燃烧.只要进口气流温度超过临界值(395 K),就可以达到上述效果,因此从数值预测的结果上看,进口气流温度大于395 K后,贫油熄火极限基本不随进口气流温度的变化而改变.

3) 使用特征参数准则预测的贫油熄火极限值与实验值相比,误差基本在5%之内,是可以接受的.

5 结 论

本文使用特征参数准则对航空发动机环形燃烧室的贫油熄火过程进行了预测,并提出了熄火征兆——“M”型火焰及其产生原因.本文得到的主要结论如下:

1) 在熄火过程中,随着主燃区温度的降低,火焰逐渐由饱满型变成“M”型.

2) 特征参数准则对燃烧室贫油熄火极限的预测值与实验值相比误差在5%以内.

3) 随进口气流速度的增加,贫油熄火油气比逐渐下降.

4) 当进口气流温度小于395 K时,贫油熄火油气比随进口气流温度的增加逐渐降低;当进口气流温度超过395 K后,贫油熄火极限与进口气流温度呈现不敏感变化.

参考文献:

- [1] 袁怡祥,林宇震,刘高恩.旋流杯燃烧室头部流场及喷雾对贫油熄火的影响[J].航空动力学报,2004,19(3):332-337.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 332-337. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] 党新宪,赵坚行,吉洪湖.试验研究双旋流器头部燃烧室几何参数对燃烧性能影响[J].航空动力学报,2007,22(10):1639-1645.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, JI Honghu. Experimental study of effects of geometric parameters on combustion performance of dual-stage swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1639-1645. (in Chinese)
- [4] 胡好生,赵坚行,钟建平,等.一种新颖的燃烧室出口温度场调试方法[J].航空动力学报,2007,22(8):1222-1226.
HU Haosheng, ZHAO Jianxing, ZHONG Jianping, et al. A new adjustment method of combustor outlet temperature field[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1222-1226. (in Chinese)
- [5] Svetoslav M, Matthias K, Merkle K. On swirl stabilized flame characteristics near the weak extinction limit[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo. Glasgow, UK: ASME, 2010: 259-268.
- [6] Stohr M, Boxx I, Carter C. Dynamics of lean blowout of a swirl-stabilized flame in a gas turbine model combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2953-2960.
- [7] Muruganandam T M, Seitzman J M. Fluid mechanics of lean blowout precursors in gas turbine combustors[J]. International Journal of Spray and Combustion Dynamics, 2012, 4(1): 29-60.
- [8] ZHU Shengrong, Sumanta A. An experimental study of lean blowout with hydrogen-enriched fuels[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(4): 1-10.
- [9] Lefebvre A H, Dilip R, Lefebvre B. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions[M]. New York: The Chemical Rubber Company Press, 2010.
- [10] Meller A M. Design of modern turbine combustor[M]. London: Academic Press, 1990.
- [11] Rizk N K, Mongia H C. A 3D analysis of gas turbine combustor[R]. AIAA 89-2888, 1989.
- [12] Mongia H C. Combining Lefebvre's correlations with combustor CFD[R]. AIAA-2004-3544, 2004.
- [13] Rizk N K, Mongia H C. Gas turbine combustor design methodology[R]. AIAA 86-1531, 1986.
- [14] Kim W W, Lienau J J. Towards modeling lean blowout in gas turbine flame holder applications[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(1): 40-48.
- [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)
- [16] 李武奇,张均勇,张宝诚,等.航空发动机主燃烧室稳定工作范围研究[J].航空发动机,2006,32(2):38-42.
LI Wuqi, ZHANG Junyong, ZHANG Baocheng, et al. Investigation of stable operation range in aero-engine combustor[J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 38-42. (in Chinese)
- [17] 张智博,郑洪涛,李雅军.基于特征参数准则的舰船燃气燃烧室贫油预测[J].哈尔滨工程大学学报,2014,35(2):177-183.
ZHANG Zhibo, ZHENG Hongtao, LI Yajun. Prediction of lean blowout on marine gas turbine combustor based on

- feature-parameter-criterion[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2014, 35(2): 177-183. (in Chinese)
- [18] 党新宪. 双旋流环形燃烧室试验研究与数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- DANG Xinxian. Experimental investigation and numerical simulation of a gas turbine annular combustor with dual-stage swirler[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [19] 王福军. 计算流体动力学分析——CFD 软件管理及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [20] 张峥. 燃烧室燃油喷雾场特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- ZHANG Zheng. Experimental study on fuel spray characteristics in model combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

JALSP