

基于半经验耦合的贫熄边界预测方法

陶焰明, 肖 为, 江立军

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所 燃烧室研究部, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 提出了一种根据 FV(flame volume)模型与燃烧室热态仿真相结合的贫油熄火边界耦合预测方法。利用两种不同构型五个不同方案燃烧室的贫熄试验数据对此方法进行验证,结果表明:对于直流型燃烧室与回流型燃烧室,FV 模型中的经验常数 K 分别取 1.35 和 0.55 时,能够保证各方案燃烧室的贫油熄火边界预测精度均在 $\pm 20\%$ 以内。相比于 Lefebvre 模型,此方法的计算精度更高、适用范围更广。

关 键 词: 贫油熄火 (LBO); 航空发动机燃烧室; 半经验模型; 火焰体积; 油气比

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Prediction method of lean blow-out limit based on
a hybrid semi-empirical model

TAO Yanming, XIAO Wei, JIANG Lijun

(Combustor Research Department,
Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: A new method for predicting the lean blow-out performance of the combustor was proposed by combining the FV model with the simulation of reacting flows. The data of lean blow-out experiment of 5 combustors (two of which are through-flow combustors and the rest are reverse-flow combustors) showed that, when the value of model constant K was 1.35 to through-flow combustors, and 0.55 to reverse-flow combustors, the maximum uncertainties of the prediction method were less than $\pm 20\%$. And compared with the Lefebvre model, the method proposed is much more applicable and precise for combustors of various structures.

Key words: lean blow-out (LBO); aero-engine combustor; semi-empirical model; flame volume; fuel air ratio

贫油熄火边界是决定燃烧室稳定工作范围的关键参数,是发动机的最小稳定工作状态^[1],因此在发动机设计阶段较为准确地获取贫油熄火边界对航空发动机的稳定工作以及改进、优化具有重要意义。目前,贫油熄火边界的预测方法主要有

半经验模型方法、LES(large eddy simulations)/DNS(direct numerical simulations)仿真预测方法以及半经验与 CFD(computational fluid dynamics)结合的综合预测方法三类。

半经验模型方法是早期贫油熄火预测使用最

收稿日期:2018-09-04
基金项目:中国航发自主创新专项资金(ZZCX-2017-018)
作者简介:陶焰明(1992—),男,助理工程师,硕士,主要从事航空发动机燃烧室性能与仿真研究。

引用格式:陶焰明,肖为,江立军. 基于半经验耦合的贫熄边界预测方法[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1111-1118. TAO Yanming, XIAO Wei,JIANG Lijun. Prediction method of lean blow-out limit based on a hybrid semi-empirical model[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(5):1111-1118.

多的方法。其主要思路是利用理论模型推导,并结合大量整机试验数据进行修正。在20世纪,Longwell等^[2-3]与Zukoski^[4]分别提出了均匀搅拌器模型(perfect stirred reactor, PSR)与特征时间模型(characteristic time, CT),并在此基础上提出了相关的贫油熄火经验关系式,但两者适用范围都较窄,仅能适用于少数特定的燃烧室;之后Lefebvre、Ballal、Mellor等^[5-9]等在前人的基础上分别对均匀搅拌器模型和特征时间模型进行了改进,Samuelsen、Xie等^[10-11]继续在Lefebvre模型的基础上分别引入了火焰筒进气方式、燃烧室结构特点等对预测结果的影响,但是改进后的经验关系式仍然对不同结构的燃烧室通用性差、精度不高,且需要进行大量的试验,难以适用于现代涡轮发动机燃烧室贫油熄火的计算^[12]。

随着高性能计算机的大规模应用,包括LES/DNS等的高时空分辨率算法被大量应用于贫油熄火边界的捕捉。许多研究虽然描述了临近熄火时,湍流燃烧过程中流场、浓度场、火焰形态等的变化^[13-17],但是一方面还难以定量准确地捕捉到熄火工况;另一方面,LES/DNS方法计算量庞大,即使对于钝体稳流器火焰,计算时间也需要15天左右^[18-19],若应用于实际航空发动机燃烧室,计算时间将会成倍增加。显然,LES/DNS仿真预测方法虽然计算精度较高,但是由于其计算周期长,难以适用于航空发动机初步设计阶段,工程实用性较差。

半经验模型与CFD结合的综合预测方法通常是在RANS(或URANS)算法的基础上引入贫油半经验模型实现对贫油边界的预测。在较小的时间消耗下保持较高的贫油预测精度是该方法的根本出发点。在现阶段高精度数值模拟时间消耗大、半经验模型精度不高的前提下,将数值模拟与半经验模型相结合是一种切实可行的贫油预测研究思路,但目前针对此类研究较少,其难点在于数值模拟与半经验模型的结合方式。胡斌等^[20-21]基于冷态流场仿真结合火焰体积模型提出了一种燃油迭代逼近预测贫油熄火油气比的方法,但是冷态流场难以代表实际燃烧室情况,且此方法需要反复迭代燃油流量,迭代时间长、收敛速度慢。

鉴于贫油熄火边界预测对航空发动机的重要性以及现有获取手段的不足,本文结合火焰体积(flame volume, FV)模型与燃烧室热态数值模拟,根据油气比与燃烧区体积(或称火焰体积)的关系,研究提出了一种贫油熄火预测方法,并利用

两种不同构型五个不同方案的燃烧室对其进行了验证。

1 贫油边界耦合预测方法

Lefebvre^[5]基于Longwell的均匀搅拌反应器模型,提出了适用于航发燃烧室的贫油熄火预测公式如式(1)所示

$$q_{\text{ibo}} = \frac{Af_c}{V_c} \cdot \frac{m_a}{p_3^{1.3} \exp(T_3/300)} \cdot \frac{D_0^2}{\lambda_{\text{eff}} H_1} \quad (1)$$

式中的等式右边分别代表燃烧室的结构特性、入口来流特性与雾化特性。 q_{ibo} 为贫油熄火油气比; A 为模型常数; f_c 为进入主燃区的空气质量分数; V_c 为燃烧室体积; m_a 为入口空气流量; p_3 为燃烧室入口压力; T_3 为燃烧室入口温度; D_0 为燃料液滴平均直径; λ_{eff} 为燃料的蒸发常数; H_1 为燃料的低位热值。

由于Lefebvre预测模型对于燃烧室的结构特性仅用燃烧室体积 V_c 表示,即认为相同体积不同结构特征的燃烧室拥有相同的贫油熄火边界,显然这缺乏其合理性。因此,在式(1)的基础上,黄勇引入了头部有效进气分数 α 与火焰体积 V_f (即燃烧区体积)的概念,并提出了FV模型^[11]。

$$q_{\text{ibo}} = \frac{K}{V_c} \left[\frac{\alpha}{\sqrt{\beta}} + (1 - \alpha)\sqrt{\beta} \right]^2 \cdot \frac{m_a}{p_3^{1.3} \exp(T_3/300)} \cdot \frac{D_0^2}{\lambda_{\text{eff}} H_1} \quad (2)$$

式中 K 为模型常数, α 为头部有效进气分数, β 为无量纲火焰体积 V_f/V_c 。

但是,在进行贫油熄火试验前,FV模型中的火焰体积 V_f 是一个未知量,仅通过式(2)无法达到预测贫油熄火边界的目的,因此需要引入数值模拟方法计算火焰体积。

1.1 火焰体积

利用数值模拟可以得到燃烧室内的温度分布、浓度分布、速度分布等数据。在燃烧室燃烧过程中,由于燃烧反应放出大量的热,从而引起温度升高,因此,燃烧区的位置理论上可以借助数值模拟利用温度分布数据进行判别。

图1为某燃烧室不同油气比(fuel air ratio, FAR, 记为 q)下数值模拟结果中的火焰体积随温度阈值的变化曲线,图2为不同油气比下火焰图像的试验结果^[21]。从试验与数值模拟结果中均可以看出,火焰体积与油气比之间存在明显的正相关关系,而这也是本文提出的耦合预测方法的关键。

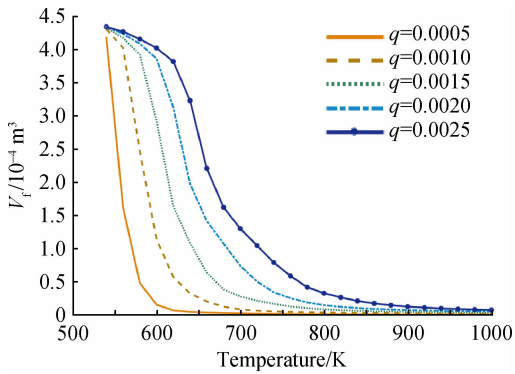


图 1 不同油气比下火焰体积随温度阈值变化曲线
Fig. 1 Relationship between threshold value of temperature and flame volume at different FAR

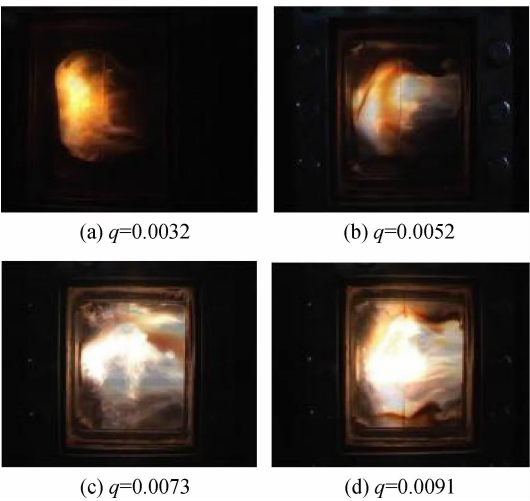


图 2 不同油气比下的火焰图像^[21]
Fig. 2 Flame zone obtained by experimental image at different FAR^[21]

根据均匀搅拌反应器理论^[2-3],可以假设燃烧区内油气已经达到均匀混合,那么燃烧区的边界即可近似由当前头部油气比的理论燃烧温度进行识别。因此,选择 CFD 结果中的温度分布作为特征数据,以航空煤油的理论燃烧温度为阈值,定义温度超过当前头部油气比的理论燃烧温度的区域属于燃烧区,则火焰体积可通过下式进行计算:

$$V_f = \sum_{i=1}^N V_i \quad (T_i > T_0) \quad (3)$$

式中 N 为网格总数目, V_i 为第 i 个网格的体积, T_i 为第 i 个网格的温度, T_0 为理论燃烧温度(按照当前头部油气比 q 进行计算)。

1.2 耦合预测方法

对于某一给定的燃烧室来说,式(2)中的燃烧室结构、来流工况以及燃料雾化性质参数都是可

以直接确定的(相对于火焰体积 V_f 而言),进而,式(2)可以写为

$$q_{lbo} = f(V_f, \phi_n) \quad (4)$$

式中不同的 ϕ_n 代表不同的燃烧室结构(或来流工况以及燃料雾化性质参数)。

另外,从文中第 1.1 节可知,火焰体积 V_f 与燃油流量之间存在明显的正相关关系,因此,又可得

$$V_f = f(q) \quad (5)$$

显然,燃烧室在达到熄火状态时,其熄火油气比 q_{lbo} 与火焰体积 V_f 要同时满足式(4)与式(5),因此两个函数的交点即可认为是 ϕ_n 状态下的熄火工况点(图 3 中的 P_{lbo} 点)。燃烧室的熄火过程如图 3 中箭头所示,当燃烧室燃油流量逐渐减少时,不同油气比下的火焰体积 V_f 会延着实线按箭头所指的方向逐渐趋近于贫熄工况下的火焰体积 $V_{f,lbo}$ 。

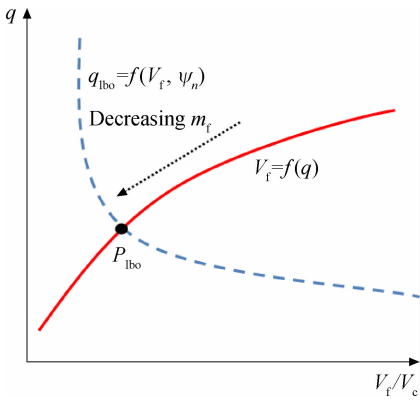


图 3 FV 模型与 CFD 耦合方法示意图
Fig. 3 Hybrid method of FV model and CFD

需要说明的是式(4)与式(5)的交点并不是燃烧室点火的临界点,这是因为点火的临界条件与熄火不同,当系统化学反应放热率大于散热率时会使系统温度上升,但并不会立刻着火,只有当系统温度达到某一临界值(着火温度)时,才会发生着火。因此,实际点火临界点应该要高于 q_{lbo} 点。

根据前述思想提出了基于 CFD 结果与经验公式耦合的贫油熄火预测计算方法(如图 4 所示),其具体实现过程如下:

第一步,确定燃烧室状态,根据式(2)作贫油熄火油气比随火焰体积变化曲线(如图 3 中虚线所示)。

第二步,改变燃油流量 m_f ,基于数值模拟结果得到不同油气比条件下的火焰体积,作火焰体积随油气比变化曲线(如图 3 中实线所示)。

第三步,改变状态 ϕ_n ,获得多个状态 ϕ_n 下、不

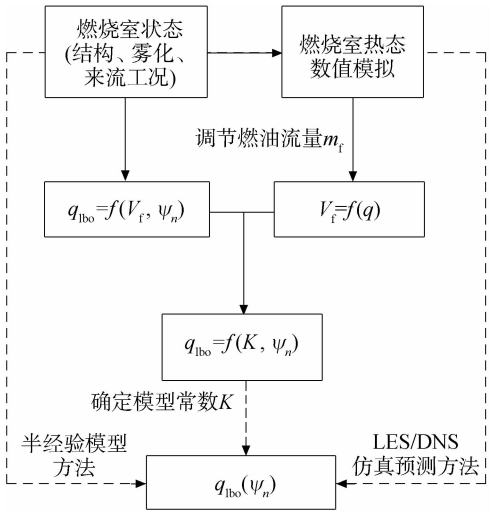


图 4 贫油熄火预测方法示意图

Fig. 4 Schematic of the prediction method of LBO limit

同模型常数 K 对应的 P_{lbo} 点,对比贫油熄火试验结果,确定模型常数 K 。

运用上述方法,根据确定后的经验常数 K ,理论上可以不经试验直接预测燃烧室在不同状态下的贫油熄火油气比;但是对于不同类型的燃烧室(如直流型、回流型等),其流动方式、燃烧组织可能差异较大,相同的模型常数可能难以保持预测精度,因此针对直流型、回流型、折流型或是其它新型燃烧室建议分别选取不同的模型常数。

2 贫油熄火试验

各方案燃烧室贫油熄火试验均在全环试验件上进行,此次试验包括两型直流燃烧室及三型回流燃烧室共 19 个状态点,试验装置示意图见图 5 所示。

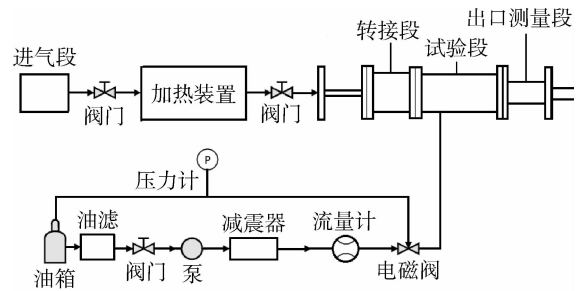


图 5 贫油熄火试验装置示意图

Fig. 5 Schematic diagram of LBO test rig

燃烧室点火后,在各状态下保持进口空气温度、压力、流量不变,逐渐降低燃油流量,当燃烧室的温升低于 80°C 时,认为此时的油气比为燃烧室熄火极限。为排除偶然因素,各状态下熄火边界

点的试验需重复进行一次,若两次试验之间的差值小于 5% ,则认为此次试验数据可靠。在试验过程中录取燃烧室进口空气流量和压力、燃油流量、燃烧室余气系数、燃烧室出口温度等参数,试验燃油为国产 3 号喷气燃料。

熄火油气比的试验误差来源主要有测量仪表本身的精度误差,油量、气量的调节误差,以及标定过程中的读数误差。在贫油熄火试验过程中,燃油流量采用质量流量计测量,精度为 $\pm 0.5\%$;油量调节采用变频电机进行控制,精度为 $\pm 0.5\%$;空气流量采用喷嘴流量计测量,精度为 $\pm 1\%$;气量调节采用电磁阀进行控制,精度为 $\pm 0.5\%$;油量、气量的标定误差均为 $\pm 0.1\%$ 。因此熄火油气比的主要误差可通过式(6)进行计算^[22]

$$\frac{\Delta q}{q} = \left(\frac{\Delta m}{m}\right)_m + \left(\frac{\Delta m}{m}\right)_j + \left(\frac{\Delta V}{V}\right)_{ec} + \left(\frac{\Delta t}{t}\right)_{er} + \frac{1}{2}\left(\frac{\Delta p}{p}\right)_{pg} + \frac{1}{2}\left(\frac{\Delta p}{p}\right)_{po} \quad (6)$$

式中 m 为质量, V 为体积, t 为时间, p 为压力,下标 m、j、ec、er、pg、po 分别为质量流量计、喷嘴流量计、油流量标定误差、读数误差、气体控制压力、油控制压力。由式(6)可知,贫油熄火试验测得的熄火油气比误差为 $\pm 2.2\%$,满足试验要求。其中对试验精度影响最大的因素主要为喷嘴流量计和质量流量计的测量误差。

3 燃烧室数值模拟

由图 4 可知,为了实现文中第 1.2 节的预测方法,首先需要对燃烧室热态反应流进行数值模拟。

燃烧室数值模拟过程中计算域的选取以贫油试验的试验件为依据。计算域入口为扩压器进口,出口为燃烧室真实出口下游 15 mm 处,计算域包含扩压器、突扩区、内外环腔通道、涡流器通道、火焰筒内部、冷却孔、主燃孔、掺混孔以及燃烧室出口段等流道。由于受到网格尺寸与计算机性能的限制,难以实现对整个燃烧室进行模拟,因此对于五种不同方案的燃烧室,均按照其周期性,仅对单头部进行研究。计算区域网格均采用分块划分策略,涡流器及冷却孔附近区域采用四面体非结构化网格,其余区域采用六面体结构化网格,燃烧室结构简图见图 6~图 7 所示。

燃烧室入口为质量流量入口边界条件;出口为压力出口条件;模型侧壁均设置为旋转周期边界;所有固体壁面均为绝热无滑移壁面,壁面离散项条件为非反射壁面(离散粒子在固壁的反射法

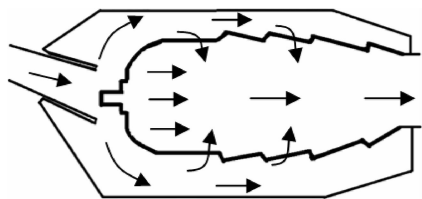


图 6 直流型燃烧室结构简图

Fig. 6 Structure of the through-flow combustor

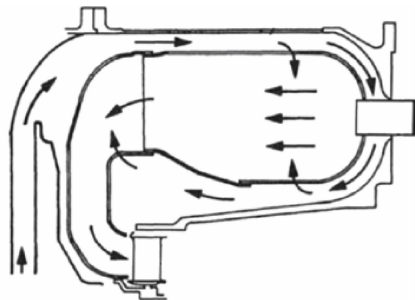


图 7 回流型燃烧室结构简图^[1]

Fig. 7 Structure of the reverse-flow combustor^[1]

向速度为 0)。

数值模拟基于 Fluent 16.0 平台进行计算。喷雾模型采用经验型较强的 Cone 模型,液滴分布选择 Rosin-Rammler 分布,二次破碎选取 SSD (stochastic secondary droplet)模型;湍流模型采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型,壁面边界层采用增强型壁面函数处理;燃烧模型采用稳态层流火焰面模型,混合分数基于化学平衡进行计算。

由前文可知,贫油熄火预测方法的可靠性与 CFD 仿真结果的准确度息息相关,因此本文针对各方案燃烧室进行了网格无关性验证。现仅以某方案燃烧室为例进行介绍,图 8 为该燃烧室不同网格划分方案下的出口径向温度分布系数(radial temperature distribution factor,RTDF)曲线对比。

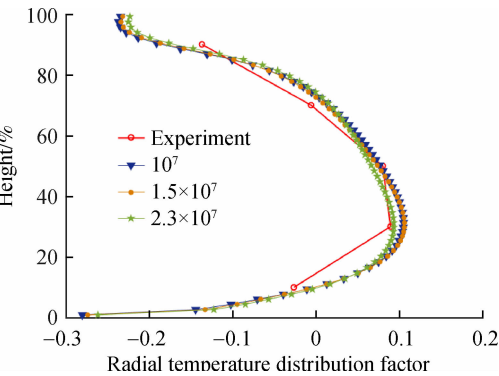


图 8 不同网格划分方案下的出口 RTDF 曲线对比

Fig. 8 Comparison of the RTDF profiles at different grid schemes

验证结果表明:三组网格划分方案下(网格总数分别为 10^7 、 1.5×10^7 以及 2.3×10^7),出口 RTDF 曲线与试验结果形状均基本吻合,但是最大出口 RTDF 分别为 0.1047、0.1059、0.0932,与试验结果的误差分别为 17.66%、18.99%、4.67%。因此针对该型燃烧室,后续将选择 2300 万的网格划分方案进行计算(其余四种方案燃烧室网格总数均在 $1.5 \times 10^7 \sim 2.0 \times 10^7$)。

4 贫油稳定性分析与预测结果验证

利用前述方法,根据数值模拟结果,分析了燃烧室状态参数(入口温度、压力、流量)对贫熄边界的影响,并对贫油熄火边界预测结果进行了验证。

4.1 贫油熄火稳定性分析

根据火焰体积模型定义状态参数 SP (state parameter,记为 S_p)为

$$S_p = \frac{m_a}{p_3^{1.3} \exp(T_3/300)} \tag{7}$$

图 9 为某燃烧室在相同油气比下,状态参数 S_p 与无量纲火焰体积之间的拟合曲线。可以发现,在相同油气比条件下,无量纲火焰体积 V_f/V_c 随 S_p 的降低而增大,两者呈反比关系。

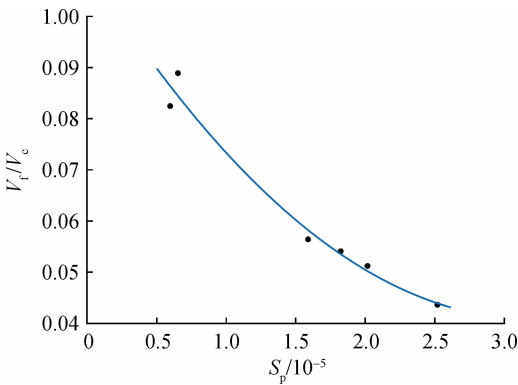


图 9 状态参数 S_p 与无量纲火焰体积拟合曲线

Fig. 9 Fitting curve of S_p and dimensionless flame volume

结合式(2)与图 3 可知,状态参数 S_p 减小会使得半经验模型中 q_{lbo} 的计算值减小,体现为半经验曲线的下移(如图 10 中虚线箭头所示);而在相同油气比条件下, S_p 的减小又使得无量纲火焰体积增加,体现为 $V_f = f(q)$ 曲线的右移(如图 10 中实线箭头所示),进而使得两者的交点(即贫油熄火火点)向下移动。从而说明,在不改变燃烧室结构的情况下,状态参数 S_p 的降低,会使得火焰体积增加,贫油熄火油气比降低,即增加燃烧室入口温

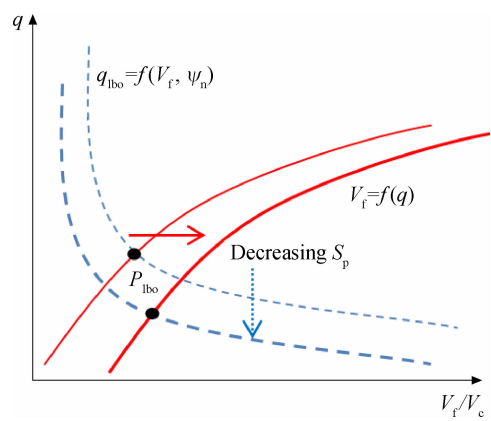


图 10 状态参数对贫熄边界的影响

Fig. 10 Influence of state parameter on lean blow-out limit

度、入口压力或是降低入口流量均可拓宽贫油熄火边界,这也与许多文献中的结论一致^[1,23]。

目前主流的湍流熄火机理认为熄火主要是由于燃烧放热量与点火需求热量之间的不平衡以及局部熄火引起的剪切应变所造成的^[16-17]。然而提高燃烧室的入口温度,可以降低燃烧区向外界的放热量;提高燃烧室入口压力,可以增加反应物浓度,从而提高燃烧反应的发热量;降低燃烧室入口流量,可以减慢系统流动速度,减少表面传热系数,从而降低燃烧区向外界的放热量。上述表明,降低状态参数 S_p ,可以减小燃烧放热量与点火需求热量之间的不平衡,从而降低贫油熄火油气比,拓宽燃烧室贫熄边界。

4.2 贫油熄火预测方法的验证

运用文中第 1.2 节中的方法,针对两型直流燃烧室以及三型回流燃烧室共 19 个状态点进行贫油熄火预测。以某型燃烧室 a 的某状态点为

例,首先,利用式(2)得到 $K=1.0, 1.2, 1.4, 1.6, 1.8, 2.0$ 下的贫油熄火油气比随火焰体积变化曲线如图 11 中虚线所示(从左至右 K 值逐渐增加);随后利用文中第 3 节中的数值模拟方法,分别对油气比 $q=5\times 10^{-3}, 6\times 10^{-3}, 7\times 10^{-3}, 8\times 10^{-3}$ 下的工况进行计算,并从数值模拟结果中提取不同油气比所对应的火焰体积,从而得到火焰体积随油气比变化曲线如图 11 中实线所示;最后,计算得到当 $K=1.0, 1.2, 1.4, 1.6$ 时,预测结果与实验结果的误差分别为 $-4.06\%, 3.79\%, 11.66\%$ 以及 19.52% ,燃烧室 A 各状态点不同 K 值下的详细误差结果见表 1 所示。

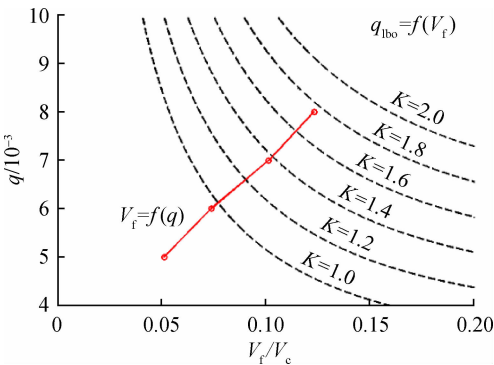


图 11 耦合预测方法实现过程示意图

Fig. 11 Schematic of the implementation of the hybrid method

从表 1 中可以发现,当 K 取某个值时(如 $K=1.1, 1.2$),虽然部分状态点的预测精度较高,但是对于其余状态点,其误差已经超过 $\pm 20\%$,因此综合所有状态点来看, K 值取 $1.3\sim 1.4$ 之间能够保证所有状态点下的预测误差精度在可接受范围之内,所以选择 $K=1.35$ 为燃烧室 A 的模型

表 1 不同经验常数 K 值下的预测误差
Table 1 Prediction error at different model constant K

状态点	预测误差/%						
	$K=1.1$	$K=1.2$	$K=1.3$	$K=1.35$	$K=1.4$	$K=1.5$	$K=1.6$
1	-4.65	1.66	10.07	13.69	17.21	24.09	30.91
2	-0.35	3.98	8.26	10.43	12.46	16.37	20.26
3	4.81	9.57	13.27	15.09	16.89	20.51	24.12
4	0.02	3.79	7.43	9.32	11.66	15.40	19.52
5	-10.91	-7.88	-4.37	-2.68	-0.94	2.49	5.93
6	-0.11	3.76	7.14	7.99	8.89	10.68	12.51
7	-23.48	-21.24	-19.29	-18.65	-18.02	-16.62	-15.37
8	-22.47	-20.43	-18.71	-17.79	-16.90	-15.17	-13.36

常数。另外,将 $K=1.35$ 带入同为直流型的燃烧室 B 的计算当中,作预测与试验对比结果如图 12 所示。同理,对于三种回流型燃烧室(燃烧室 C、D、E),确定 $K=0.55$ 为其通用模型常数,作预测与试验对比结果如图 13 所示。

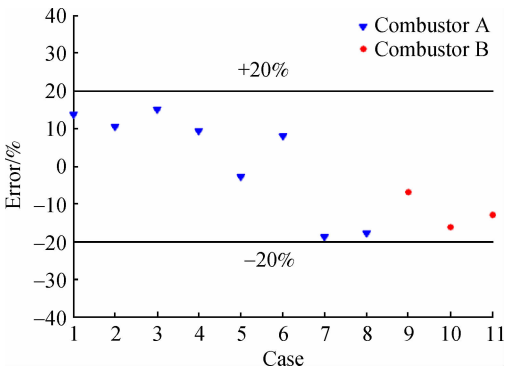


图 12 直流型燃烧室贫熄边界预测误差示意图
Fig. 12 Prediction error of LBO limit for through-flow combustors

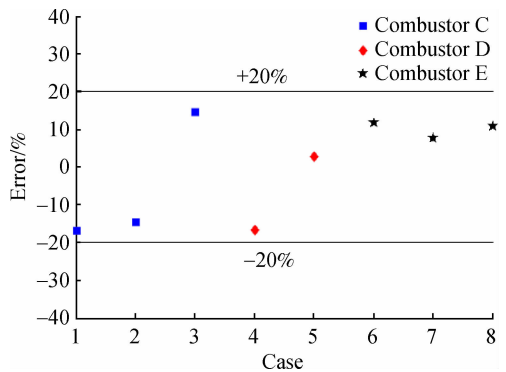


图 13 回流型燃烧室贫熄边界预测误差示意图
Fig. 13 Prediction error of LBO limit for reverse-flow combustors

图 12、图 13 中的预测结果表明:对于直流型燃烧室,当其取相同的模型常数 $K=1.35$ 时,11 个状态点的预测结果误差均在 $\pm 20\%$ 以内;对于回流型燃烧室,当其取相同的模型常数 $K=0.55$ 时,8 个状态点的预测结果误差也均在 $\pm 20\%$ 以内。

由于回流型燃烧室燃气与火焰筒外环进气方向相反,容积利用率高于直流燃烧室;而且,回流型燃烧室冷却需求大,参与燃烧的气量通常会小于直流燃烧室,头部当量比更高;另外,火焰体积模型当中未考虑旋流器类型、气流剪切等因素,所以,对于直流型与回流型燃烧室,分别采取不同的模型常数 K 进行计算。

图 14 为本文提出的耦合预测方法与 Lefebvre 模型^[5]预测结果的比较。可以看出,对于 19 个状态点(包含不同构型、不同方案、不同工况下的燃烧室),相比于 Lefebvre 模型,耦合预测方法的计算精度更高、适用范围更广。

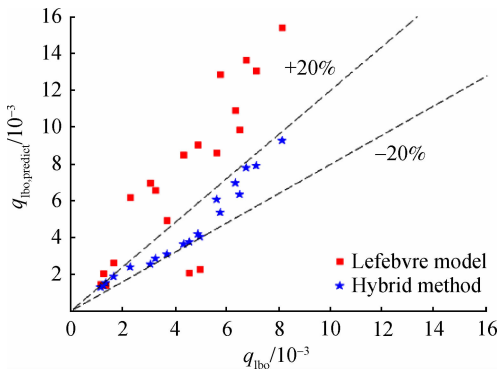


图 14 与 Lefebvre 模型的比较
Fig. 14 Comparison with Lefebvre model

与胡斌等^[20-21]提出的燃油迭代逼近法相比,文中方法也是基于 FV 模型与 CFD 耦合的思想预测贫油熄火边界,但是不同的是,文中方法是直接基于热态燃烧室仿真结果进行计算的,而未采用冷态流场结果代替热态仿真结果,计算更接近于燃烧室实际情况;另外,在 FV 模型与 CFD 结合的方式上,文中主要是利用二元函数关系式相交的原理进行预测,而未采用反复进行 CFD 迭代计算的方式,计算更加简便、快速。

5 结 论

结合 FV 模型与燃烧室热态数值模拟,根据油气比与火焰体积的关系,研究提出了一种贫油熄火预测方法。此方法形式简单,易于实现。相较于现有的半经验模型预测方法通用性更广、精度更高、成本更低;相较于 LES/DNS 仿真预测方法,时间消耗更少、工程适用性更好、可行性更高。当采用本文所述的方法对燃烧室贫油熄火边界进行预测时,预测结果表明:对于直流型燃烧室与回流型燃烧室,FV 模型中的经验常数 K 分别取 1.35 和 0.55 时,能够保证各方案燃烧室的贫油熄火边界预测精度均在 $\pm 20\%$ 以内。

参考文献:

[1] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion [M]. New York: McGraw-Hill, 1983.
[2] LONGWELL J P, FROST E E, WEISS M A. Flame stability in bluff body recirculation zones[J]. Industrial & Engi-

- neering Chemistry, 1953, 45(8): 1629-1633.
- [3] LONGWELL J P, WEISS M A. High temperature reaction rates in hydrocarbon combustion[J]. Industrial & Engineering Chemistry, 1955, 47(8): 1634-1643.
- [4] ZUKOWSKI E E. Flame stabilization on bluff bodies at low and intermediate reynolds numbers[D]. Pasadena, US: California Institute of Technology, 1954.
- [5] LEFEBVRE A H. Fuel effects on gas turbine combustion—ignition, stability, and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 24-37.
- [6] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1979, 101(3): 343-348.
- [7] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Weak extinction limits of turbulent heterogeneous fuel/air Mixtures[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1980, 102(2): 416-421.
- [8] MELLOR A M. Design of modern turbine combustors[M]. London: Academic Press, 1990.
- [9] MELLOR A M, DERR W S. Characteristic times for lean blow-off in turbine combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(4): 377-380.
- [10] SAMUELSEN G S, MCDONELL V G, COUCH P M. Characterization of flame holding tendencies in premixed passages for gas turbine applications[R]. AIAA 2004-3545, 2004.
- [11] XIE Fa, HUANG Yong, HU Bin, et al. Improved semi-empirical correlation to predict lean blowout limits for gas turbine combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1): 197-203.
- [12] MONGIA H C. Data reduction and analysis (DRA) for emissions and lean blowout: Part 1 mostly empirical analysis[R]. AIAA 2003-823, 2003.
- [13] DAWSON J R, GORDON R L, KARIUKI J, et al. Visualization of blow-off events in bluff-body stabilized turbulent premixed flames[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(1): 1559-1566.
- [14] ERICKSON R R, SOTERIOU M C. The influence of reactant temperature on the dynamics of bluff body stabilized premixed flames[J]. Combustion and Flame, 2011, 158(12): 2441-2457.
- [15] METHA P G, SOTERIOU M C. Combustion heat release effects on the dynamics of bluff body stabilized premixed reacting flows[R]. Reno, Nevada, US: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [16] HODZIC E, ALENIOUS E, DUWIG C. A large eddy simulation study of bluff body flame dynamics approaching blow-off[J]. Combustion Science and Technology, 2017, 189(7): 1107-1137.
- [17] HODZIC E, JANGI M, SZASZ R Z. Large eddy simulation of bluff body flames close to blow-off using an eulerian stochastic field method[J]. Combustion and Flame, 2017, 181: 1-15.
- [18] KHOSLA S, LEACH T T, SMITH C E, et al. Flame stabilization and role of von karman vortex shedding behind bluff body flameholders[R]. AIAA 2007-5653, 2007.
- [19] KIM W W, LIENAU J L, SLOOTEN P R V, et al. Towards modeling lean blow out in gas turbine flameholder application[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(1): 40-48.
- [20] HU Bin, HUANG Yong, XU Jianzhong. A hybrid semi-empirical model for lean blow-out limit predictions of aero-engine combustors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(3): 1-10.
- [21] 胡斌. 基于数值模拟的航发燃烧室熄火研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
- HU Bin. Investigation on lean blowout of aero-engine combustors base on numerical simulation[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [22] 谢法, 黄勇, 苗辉, 等. 气量分配对双轴向旋流器燃烧室贫熄火性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(11): 1456-1460.
- XIE Fa, HUANG Yong, MIAO Hui, et al. Effects of air-flow split and primary holes arrangement on the lean blowout limits of a combustor with dual-axial swirlers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(11): 1456-1460. (in Chinese)
- [23] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.

(编辑: 李岩梅、张 雪)