

基于火焰体积法的燃烧室 熄火特性数值模拟预测

黄 夏, 王慧汝

(中国航空发动机研究院 基础与应用研究中心, 北京 101304)

摘 要: 以旋流燃烧室为研究对象, 通过数值模拟提取火焰体积数据, 将仅用于描述贫熄实验数据规律的火焰体积法发展为预测贫熄特性的方法。该方法以临熄火时的火焰体积代替传统预测方法中的火焰筒体积, 提高了贫熄预测的精度与通用性。在保证预测精度的前提下, 基于流动相似原理, 将改进的火焰体积法推广到高温高压工况。分析了旋流器、主燃孔等的流通面积对贫熄特性的影响, 发现旋流器空气流量对贫熄特性具有十分重要的影响。不论是改变旋流器流通面积, 还是改变主燃孔流通面积, 只要导致旋流器空气流量比例增大, 贫熄油气比就增大; 反之则减小。在研究的基准工况下, 贫熄油气比的预测误差在 $\pm 24\%$ 以内, 远小于相同工况下传统模型 -90% 以上的预测误差。

关键词: 航空发动机; 燃烧室; 贫油熄火特性预测; 火焰体积法; 火焰筒结构; 高温高压

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2018) 06-0008-06

Numerical simulation prediction of aero-engine combustor flameout characteristics based on flame volum method

HUANG Xia, WANG Hui-ru

(Basic and Applied Research Center, Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China)

Abstract: Taking swirl combustor as the study object, flame volume data was acquired by numerical simulation to develop flame volume method. The flame volume method was used to describe lean burn test data rule and now can predict lean flameout characteristics. The flame volume method took flame volume near flameout to replace liner volume in conventional prediction method to improve accuracy and versatility. Based on flow similarity principle, the developed flame volume method was extended to high pressure and high temperature conditions while the prediction accuracy was acceptable. The influence of swirler and primary hole flow areas on lean flameout characteristics was studied. The result indicated that the swirler flow rate had important effects on lean flameout characteristics. The lean flameout fuel-air ratio increased as long as the ratio of the swirler flow increased, whether the swirler flow area or the primary hole flow area changed or not. Under the basic operation condition in this study, the prediction error of the lean flameout characteristics is less than $\pm 24\%$, while the error of the classical model is more than -90% .

Key words: aero-engine; combustor; lean flameout characteristic prediction; flame volume method; liner structure; high temperature and high pressure

1 引言

随着航空发动机对推力的要求越来越高, 燃烧室必将向高温升燃烧方向发展^[1]。要实现高温升, 则需减少用于掺混、冷却的空气量, 使进入主燃区参

与燃烧的空气量增多, 而导致燃烧室的熄火边界变窄, 火焰稳定困难^[2]。另一方面, 民用飞机污染排放要求日益严格, 为降低航空发动机的污染物(NO_x 、CO等)排放, 目前已应用或正在研制的低污染燃烧

收稿日期: 2018-05-21; 修回日期: 2018-10-11

基金项目: 航空动力基金(6141B090311)

作者简介: 黄 夏(1986-), 男, 湖北襄阳人, 高级工程师, 博士, 主要从事航空发动机/燃气轮机燃烧专业方向的研究。

室,如贫油预混预蒸发燃烧室(LPP)^[3]、贫油直喷燃烧室(LDI)^[4-5]、富油-淬熄-贫油燃烧室(RQL)^[6-9]、催化燃烧室、驻涡燃烧室(TVC)^[10]和双环预混旋流燃烧室(TAPS)^[11-13]等,其设计工作点大多远离化学恰当比并偏向燃料的可燃极限,使得燃烧室更有可能发生熄火^[14]。这些要求都使得准确预测火焰的吹熄特性成为一项十分重要的工作。

火焰稳定的机理是来流速度与火焰传播速度之间的平衡^[15]。从理论上讲,对于一个特定的燃烧现象,只要比较流场中每一点的流动速度与火焰传播速度,就能预测火焰的吹熄特性。这种方法应用于层流火焰还较为可行,因为层流火焰的流场可近似看作线性分布,如作者对本生灯火焰吹熄特性的研究^[16-19]。然而由于工程实际中的燃烧现象大部分处于湍流流态,使用上述方法预测熄火特性很难实现。因此,在预测实际燃烧现象的熄火特性时,往往采用以能量守恒为基础的方法。

对于基于能量守恒预测熄火特性的方法,早期研究者主要针对钝体火焰进行了研究,并提出了两大模型:一是以 Longwell 等^[20]为代表的回流区均匀搅拌器模型,二是以 Zukowski 等^[21]为代表的回流区点火模型。以 Longwell 对钝体的研究为基础,Ballal 等^[22-23]针对钝体燃烧室均相燃烧的贫熄特性进行了研究,考察了 14 种钝体燃烧室的熄火特性,研究中燃烧室来流工况范围为压力 0.02 ~ 0.09 MPa(表压),温度 300 ~ 575 K;之后又针对钝体火焰的非均相燃烧进行了研究。在这些研究的基础上,Lefebvre^[24]针对 8 种型号发动机的燃烧室进行了贫油熄火试验,最终得到液态燃料贫油熄火特性关系式。

目前,在航空发动机燃烧室设计中采用的熄火特性预测模型,基本上采用的是 Lefebvre 关系式或其衍生形式,但该半经验关系式对于航空发动机燃烧室熄火边界预测的通用性还有待考证。Mongia 等^[25]用实验的方法验证了目前的贫油熄火经验或半经验关系式,结果表明没有一个关系式能应用于现代涡轮发动机燃烧室贫油熄火的预测计算。因此,目前采用 Lefebvre 关系式或其衍生形式进行预测,大多只能得到熄火特性的定性变化趋势以用作设计时参考,而无法得到与实验数据符合程度较高的结果。

Lefebvre 的贫熄关系式中,参与燃烧的空气量是整个来流的空气量,燃烧区大小是掺混孔之前整个燃烧室的体积。而谢法等^[26]所做的燃烧室贫熄可

视化实验研究表明,当燃烧室接近熄火时火焰只存在于火焰筒头部的一部分空间。Mongia^[27]在报告中首次提出,用燃烧区大小代替 Lefebvre 关系式中燃烧室体积大小,但没有深入研究这种直接替代是否合理。

谢法^[26]以某旋流燃烧室为基础,通过改变旋流器、主燃孔结构研究了不同结构下火焰的贫熄特性,发现不同燃烧室结构其熄火时的火焰体积大小不同。火焰体积大小不同意味着参与燃烧的空气量也不相同,因此只要确定了熄火时的火焰体积大小和参与燃烧的空气量,就完成了对 Lefebvre 贫熄关系式的改进,这种改进的方法称为火焰体积法。采用火焰体积法模型计算文献[26]所用燃烧室的贫熄特性,与试验结果误差在±15%左右;而 Lefebvre 预测公式的误差在±45%左右。

文献[26]中的火焰体积法仅用于描述熄火特性实验数据的变化规律,并不具备预测熄火特性的功能,但该研究说明了用火焰体积代替 Lefebvre 模型中燃烧室体积的可行性。为此,本文在文献[26]中火焰体积法的基础上,通过数值模拟提取燃烧室中的火焰体积,将该方法改进成了可预测燃烧室熄火特性的方法。

2 火焰体积迭代数值预测方法

Lefebvre 的贫熄关系式为:

$$q_{LBO} = \left(\frac{A' f_{PZ}}{V_c} \right) \left(\frac{\dot{m}_a}{p_3^{1.3} \exp(T_3/300)} \right) \times \left(\frac{D_r^2}{\lambda_r LHV_r} \right) \left(\frac{D_{0,T_i}}{D_{0,277.5K}} \right)^2 \quad (1)$$

式中: q_{LBO} 为贫油熄火时油气比, A' 为经验系数, f_{PZ} 为主燃区空气比例, V_c 为掺混区前的火焰筒体积(即主燃区体积), $\dot{m}_a$ 为来流空气质量流量, p_3 为来流空气压力, T_3 为来流空气温度, D_r 为液滴平均直径, λ_r 为液体燃料蒸发系数, LHV_r 为燃料低位热值, D_0 为液滴在不同温度下的初始直径。Lefebvre 建议 $A' f_{PZ}$ 取 29。

谢法的火焰体积法模型为:

$$q_{LBO} = \left[\left(\frac{K}{V_c} \right) \left(\frac{\alpha}{\sqrt{\beta}} + (1 - \alpha) \sqrt{\beta} \right) \right]^2 \times \left[\frac{\dot{m}_a}{p_3^{1.3} \exp(T_3/300)} \right] \left[\left(\frac{D_r^2}{\lambda_r LHV_r} \right) \left(\frac{D_{0,T_i}}{D_{0,277.5K}} \right)^2 \right] \quad (2)$$

式中: α 为燃烧室头部进气量, 也即头部参与燃烧的空气量, 其值由头部进气面积与燃烧室总进气面积的比值确定; β 为燃烧室接近熄火时的火焰体积与主燃区体积之比; K 为经验系数, 取 43。

根据式(2), 只要确定 α 、 β , 就能预测出贫熄火油比。按照流动相似, α 只与燃烧室结构有关, 通过数值模拟很容易确定。若也想采用数值模拟方法得到 β , 则首先需知道燃烧室的油气比——这一油气比正是需要通过式(2)计算得出。因此, 式(2)并不能直接用于预测贫熄火油比, 需要采用迭代的方法才能实现。该方法的步骤如下:

(1) 假设燃烧室油气比为 q_{n-1} , 当 $n=1$ 时即为燃烧室油气比的迭代初始值 q_0 (理论上可为任意值, 为加快收敛速度, 建议取 0.005 0)。以 q_0 为燃烧室油气比, 通过数值模拟方法得到燃烧室热态流场。

(2) 根据数值模拟结果, 确定 α_{n-1} 与 β_{n-1} , $n=1$ 时即为 α_0 与 β_0 。

(3) 将各数据代入式(2), 得到预测的贫熄火油气比 $q_{LBO, n-1}$, $n=1$ 时即为 $q_{LBO, 0}$ 。

(4) 若相对误差 ε 的绝对值 $|\varepsilon| = |q_{LBO, n-1} - q_{n-1}| / q_{n-1} > 0.1$, 则取 $q_n = q_{n-1} + \Delta q$, 以 q_n 为燃烧室油气比重新数值模拟得到新的热态流场。若 $q_{LBO, n-1} - q_{n-1} > 0$, Δq 取正值; 反之 Δq 取负值。为加快收敛, $|\Delta q|$ 建议取值范围 0.000 1 ~ 0.001 0。

(5) 根据新的数值模拟结果得到 $q_{LBO, n}$ 。由于燃烧室设计中, 贫熄火油比的预测误差在 $\pm 10\%$ 以内都可接受, 因此反复进行(1)~(4)步, 直到 $|\varepsilon| \leq 0.1$, 此时的 $q_{LBO, n}$ 即为贫熄火油比的预测结果。

2.1 火焰体积的确定

文献[26]中, 火焰体积通过观测火焰的发光区域计算得到。对于数值模拟结果, 需采用别的标准来确定火焰的边界。根据王慧汝的研究^[28], 本文选取当地当量比在航空煤油可燃边界范围内的区域作为火焰区域。常温常压下, 碳氢燃料可燃边界的当量比 ϕ 范围为 0.5 ~ 2.0。可燃边界与压力、温度都有关系。当压力高于标准大气压时, 压力增大, 可燃边界扩大, 但主要是富燃边界扩大, 贫燃边界基本无变化。温度增高, 可燃边界也扩大, 但幅度很小^[29]。本文研究的是贫油熄火特性, 因此在任意来流工况下, 都将可燃边界范围近似看作不变, 即当量比 0.5 ~ 2.0。

2.2 温度、压力与空气流量

式(2)中 K 基于一系列来流空气压力 271.5 kPa、温度 288 K 的熄火实验结果所得^[26], 当来流空气的压力、温度与上述实验条件不同时, 如果直接将这些数据代入式(2), 其预测结果是否准确有待商榷。

为了能直接使用式(2), 式中的压力、温度应分别取 271.5 kPa 和 288 K, 空气流量则依据流动相似原理变换为上述压力与温度下所对应的流量。根据火焰稳定与吹熄的基本原理, 影响火焰是否吹熄的两大因素为来流速度与燃料浓度, 而来流速度由空气流量决定。因此, 为保证熄火特性相似, 相似变换前后应保证进口马赫数相同:

$$Ma = Ma' \quad (3)$$

式中: 无上标表示实际工况数据, 有上标表示相似变换后数据, 下同。

根据空气动力学原理, 燃烧室进口空气流量为:

$$\dot{m} = C \frac{p^* A}{\sqrt{T^*}} q(\lambda) \quad (4)$$

式中: C 为只与工质有关的常数, A 为燃烧室进口面积。当 Ma 相同时, $q(\lambda)$ 也相同, 则有:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T^*}}{p^*} = \frac{\dot{m}' \sqrt{T'^*}}{p'^*} \quad (5)$$

取 $p'^* = 271.5$ kPa, $T'^* = 288$ K, 根据式(5)可得经相似变换后的空气流量。

3 数值模拟设置

3.1 燃烧室结构

本研究中的燃烧室结构如图 1 所示, 这一结构截取了该燃烧室的单头部扇形段。燃烧室头部具有两级旋流器, 其中 I 级为斜切孔旋流器, II 级则为径向旋流器。火焰筒内外环各有两个主燃孔。其中一

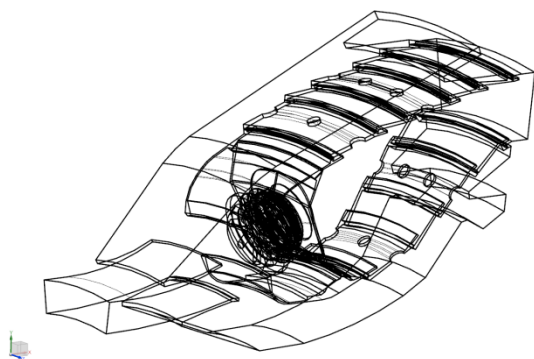


图1 燃烧室结构

Fig.1 Combustor model

孔对应喷嘴中心线,直径较小;另外在侧边(如果从全环角度考虑,就是两个相邻喷嘴之间)各有两个半孔,直径较大。根据计算,其主燃区体积(据文献[1],即为掺混区前的火焰筒体积) $V_c=0.001\ 12\ \text{m}^3$ 。本研究采用多面体网格,网格总数493万。

3.2 计算模型

采用商业软件进行数值计算。胡斌^[30-31]的研究中已经就各种湍流、燃烧模型对燃烧室流场计算的影响进行了研究,根据该研究本文数值计算中各模型、方法的设置如表1所示。本文暂不考察雾化对贫熄特性的影响,因此燃料选用气态航空煤油(计算中组分为 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$)。燃烧机理采用 Kundu^[32]的16组分、23步反应的 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 简化反应机理。

表1 计算设置
Table 1 Calculation settings

项目	设置
空间	3D
时间	时均
湍流模型	可实现 $k-\varepsilon$
近壁面	标准壁面函数
燃烧模型	稳态扩散小火焰面
离散方法	SIMPLE

4 预测过程

4.1 基准工况

为验证上述预测方法,首先以一组边界条件为基准工况(表2),同时取 $q_0=0.005\ 0$ 。

表2 基准工况边界条件

Table 2 Boundary conditions of basic operation condition

边界条件	类型	数值
空气进口	质量流量进口($\dot{m}_a$)	0.416 2 kg/s
来流压力	绝对总压(p_1^*)	486 kPa
来流温度	总温(T_1^*)	703 K
出口	出流出口	

根据数值计算结果,两级旋流器进口空气流量为0.056 56 kg/s,则 $\alpha_0=0.135\ 9$ 。

由于本文数值计算的燃烧模型是非预混燃烧模型,这一模型直接计算的是守恒标量混合分数 Z ,而当地的当量比与 Z 相关。一般定义燃油流中 $Z=1$,空气流中 $Z=0$,因此当量比和混合分数的转换关系为:

$$Z=\frac{\phi}{\phi+\frac{1}{FAR_{st}}}$$

(6)

式中: FAR_{st} 为化学恰当的油气比。对于 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$, $FAR_{st}=0.068\ 53$ 。

图2为中心纵截面的当量比分布。将图中当量比0.5~2.0的区域分离出来,即可得到图3中绿色部分。利用数值计算软件中的体积积分功能,可得到绿色区域体积即火焰体积 $V_{f0}=1.291\times10^{-5}\ \text{m}^3$,则 $\beta_0=0.011\ 6$ 。

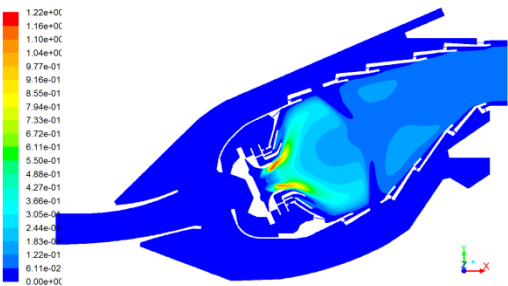


图2 中心纵截面当量比分布

Fig.2 Equivalence ratio of the center plane

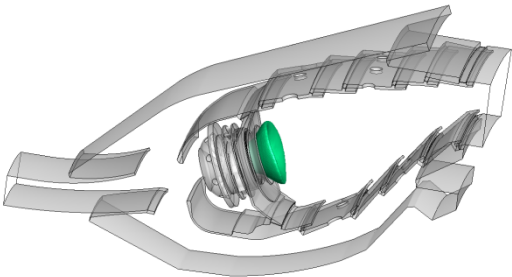


图3 火焰体积

Fig.3 Flame volume

将 α_0 、 β_0 代入式(2)可得 $q_{\text{LBO},0}=0.006\ 76$, $\varepsilon=0.352$ 。由于 $|\varepsilon|>0.1$ 且 $\varepsilon>0$,则取 $q_1=0.006\ 0$ 重复上述数值计算过程,可得 $q_{\text{LBO},1}=0.003\ 95$, $\varepsilon=-0.342$ 。下一步取 $q_2=0.005\ 5$ 继续重复数值计算过程。迭代步骤见表3,可见当计算到 $q_4=0.005\ 2$ 时, $q_{\text{LBO},4}=$

表3 熄火预测迭代过程

Table 3 Iteration of the flameout prediction

n	q_{n-1}	α_{n-1}	β_{n-1}	$q_{\text{LBO},n-1}$	ε
1	0.005 0	0.135 9	0.011 6	0.006 76	0.352
2	0.006 0	0.135 9	0.022 4	0.003 95	-0.342
3	0.005 5	0.135 9	0.020 8	0.004 19	-0.238
4	0.005 3	0.135 9	0.018 0	0.004 69	-0.115
5	0.005 2	0.135 9	0.016 7	0.004 97	-0.044

0.004 97, $\varepsilon = -0.044$, 符合 $|\varepsilon| < 0.1$ 的要求, 结束迭代过程。最终贫油熄火预测油气比为 0.004 97。根据实验结果, 该燃烧室的慢车贫油贫熄火油气比在 0.004 ~ 0.006 之间, 预测相对误差小于 $\pm 24\%$ 。若采用 Lefebvre 模型, 预测贫熄火油气比为 0.000 334, 误差在 -90% 以上。

本次预测共迭代了 5 次。在采用计算机 10 线程并行计算的情况下, 单次迭代的计算时间约为 2 h。

4.2 收敛性分析

为证明上述算法的收敛性, 选取数组燃烧室油气比以观察预测结果的变化趋势, 计算结果如表 4 所示。可见, 当 q_{n-1} 远离 0.005 2 时, ε 的绝对值逐渐增大。从根据表 4 结果得到的图 4 可看到, 在所取的初始油气比范围内(0.002 5 ~ 0.007 0), $q_{LBO,n-1}$ 随 q_{n-1} 的增加单调递减。图中 $q_{LBO,n-1} = q_{n-1}$ 的直线与 $q_{LBO,n-1} = f(q_{n-1})$ 的曲线有且只有一个交点, 说明在这一油气比范围内, 采用上述算法最终必然收敛向一个唯一的贫熄火油气比结果。

表 4 不同燃烧室油气比的预测结果
Table 4 Prediction results of different fuel-air ratio

q_{n-1}	α_{n-1}	β_{n-1}	$q_{LBO,n-1}$	ε
0.002 5	0.135 9	0.000 2	0.396 00	157.407
0.003 0	0.135 9	0.001 2	0.059 20	18.739
0.004 0	0.135 9	0.004 8	0.015 10	2.767
0.005 0	0.135 9	0.011 6	0.006 76	0.352
0.005 2	0.135 9	0.016 7	0.004 97	-0.044
0.005 3	0.135 9	0.018 0	0.004 69	-0.115
0.005 5	0.135 9	0.020 8	0.004 19	-0.238
0.006 0	0.135 9	0.022 4	0.003 95	-0.342
0.007 0	0.135 9	0.058 7	0.002 18	-0.689

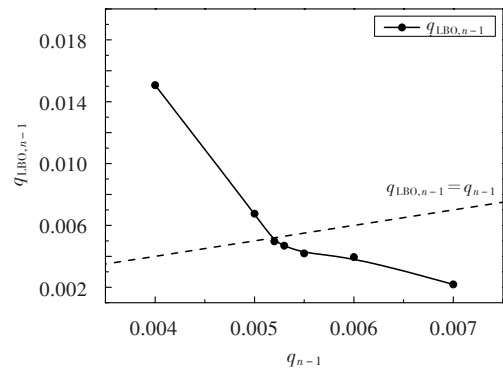


图 4 预测结果随初始油气比的变化关系
Fig.4 Prediction results with different initial fuel-air ratio

5 燃烧室流通面积对贫熄火的影响

当燃烧室火焰筒各进气装置流通面积发生变化时, 如扩大旋流器流通面积或缩小主燃孔流通面积, 必然会对贫油贫熄火油气比产生影响。不过采用 Lefebvre 的式(1), 旋流器流通面积的变化在贫熄火油气比预测值上体现不出来, 预测结果均为 0.002 48。如果采用改进的火焰体积法, 燃烧室结构变化的影响在 α 、 β 上均可以体现出来, 从而影响最终的贫油贫熄火油气比预测结果。

5.1 旋流器

主燃区参与燃烧的空气, 有很大一部分由旋流器提供。理论上讲, 如果旋流器流通面积扩大, 则参与燃烧的空气量增多, 主燃区当量比下降, 熄火性能变差, 即贫熄火油气比会提高; 相反, 如果旋流器流通面积缩小, 则贫熄火油气比会下降。

5.1.1 I 级旋流器

以第 3 章的燃烧室结构作为基准结构, 分别扩大、缩小 I 级旋流器的流通面积; 采用第 4 章基于数值模拟的火焰体积法, 得到贫熄火油气比的预测结果如表 5 所示。可见, 随着流通面积的增大, α 、 β 均会增大。分析式(2)中 q_{LBO} 随 α 与 β 的单调性可知, q_{LBO} 随 α 单调递增, 随 β 单调递减。扩大旋流器流通面积虽有利于加强雾化与掺混, 但空气量增多导致带走的热量增多, 而这对熄火特性的影响高于前者, 因此最终 q_{LBO} 随流通面积的扩大而提高。从数值上看, I 级旋流器流通面积每变化 20%, 贫熄火油气比变化约 3% ~ 5%。

表 5 I 级旋流器流通面积与贫熄火特性的关系
Table 5 Flameout characteristics with different flow areas of the primary swirler

序号	流通面积	α	β	q_{LBO}
1	基本结构	0.135 9	0.016 7	0.004 97
2	减小 40%	0.120 0	0.014 0	0.004 59
3	减小 20%	0.126 5	0.014 8	0.004 84
4	增加 20%	0.145 8	0.018 7	0.005 13
5	增加 40%	0.153 3	0.020 2	0.005 29

5.1.2 II 级旋流器

分别扩大、缩小基准结构燃烧室 II 级旋流器的流通面积, 得到贫熄火油气比的预测结果如表 6 所示。可见贫熄火油气比随 II 级旋流器流通面积扩大而提高, 与理论分析的变化趋势一致。从数值上看, II 级旋流器流通面积每变化 10%, 贫熄火油气比变化约

表6 II级旋流器流通面积与贫熄特性的关系
Table 6 Flameout characteristics with different flow areas of the secondary swirler

序号	流通面积	α	β	q_{LBO}
1	基本结构	0.135 9	0.016 7	0.004 97
2	减小20%	0.127 0	0.016 1	0.004 54
3	减小10%	0.132 0	0.017 0	0.004 66
4	增大10%	0.145 8	0.016 9	0.005 59

4%~12%。

5.2 主燃孔

主燃孔进气对主燃区燃烧也有很大影响。仍以基准结构为基础,分别扩大、缩小主燃孔的流通面积,预测结果如表7所示。可见,贫熄油气比随主燃孔流通面积的扩大而减小。如果增大主燃孔流通面积,主燃孔气流量增大,整个火焰筒的流量分配将发生变化,旋流器空气流量减小。根据前文分析,贫熄油气比减小。可见,旋流器空气流量分配对贫熄特性起到了主要作用。从数值上看,主燃孔流通面积每变化15%, q_{LBO} 变化约3%~5%。

表7 主燃孔流通面积与贫熄油气比的关系
Table 7 Lean flameout characteristics with different flow areas of primary holes

序号	流通面积	α	β	q_{LBO}
1	基本结构	0.135 9	0.016 7	0.004 97
2	减小30%	0.140 4	0.016 4	0.005 35
3	减小15%	0.139 9	0.016 6	0.005 25
4	增大15%	0.134 4	0.017 2	0.004 77
5	增大30%	0.131 7	0.017 7	0.004 50

6 结论

- (1) 经过改进的火焰体积法能预测燃烧室的贫油熄火特性,可以体现出火焰筒结构对贫熄特性的影响,在基准工况下预测误差低于±24%。
- (2) 旋流器空气流量对燃烧室贫熄特性具有十分重要的影响。不论是改变旋流器流通面积,还是改变主燃孔流通面积,只要导致旋流器空气流量比例增大,贫熄油气比就会增大;反之贫熄油气比减小。
- (3) 未来研究中,将通过实验来定量验证这种方法预测不同燃烧室结构贫熄特性的精度,同时也借助实验研究结果来得到更准确的火焰体积提取方法。另外,也将考虑采用液态燃料研究燃料雾化特

性对贫油熄火特性的影响。

参考文献:

- [1] Bahr D W. Design technology for future aircraft turbine engine combustors[R]. AIAA 79-1197, 1979.
- [2] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA 85-1292, 1985.
- [3] Johansson P, Sjunnesson A, Olovsson S. Development of an experimental LPP gas turbine combustor[R]. ASME 94-GT-284, 1994.
- [4] Robert T, Changlie W, Peter L, et al. A low NOx lean direct injection, multipoint integrated module combustor concept for advanced aircraft gas turbines[R]. NASA/TM-2002-211347, 2002.
- [5] Robert T, Mao C P, Changlie W. Experimental investigation of a multiplex fuel injector module for low emission combustors[R]. AIAA 2003-0827, 2003.
- [6] Feitelberg A S, Lacey M A. The GE rich-quench-lean gas turbine combustor[R]. ASME 97-GT-127, 1997.
- [7] Diers O, Koopman J, Fischer M, et al. Investigation of two advanced cooling mixing concepts for a rich quench lean combustor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 24(4): 784—791.
- [8] 樊未军,严明,易琪,等.富油/快速淬熄/贫油驻涡燃烧室低NO_x排放[J].推进技术,2006,27(1):88—91.
- [9] Holdeman J D, Chang C T. The effects of air preheat and number of orifices on flow and emissions in an RQL mixing section[J]. Journal of Fluids Engineering, 2007, 129(11): 1460—1467.
- [10] Barlow K, Burrus D, Stevens E, et al. Trapped vortex combustor development for military aircraft[R]. US: Navy Air Systems Command, 2002.
- [11] Mongia H C. TAPS—a 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA 2003-2657, 2003.
- [12] Stouffer S D, Ballal D R, Zelina J, et al. Development and combustion performance of a high-pressure WSR and TAPS combustor[R]. AIAA 2005-1416, 2005.
- [13] 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.
- [14] Lefebvre A H. Gas Turbine Combustion[M]. Washington: Hemisphere Publishing Corporation, 1998: 484.
- [15] von Elbe G, Lewis B. Theory of ignition, quenching and stabilization of flames of nonturbulent gas mixtures[C]//Third Symposium on Combustion Flame and Explosion Phenomena. 1949: 68—79.
- [16] Huang X, Huang Y, Wang F, et al. Bunsen flame blow-off: velocity-matching method[R]. ASME GT2011-45664, 2011.

- [4] Marino C E B, Oliveira E M D, Rocha-Filho R C, et al. On the stability of thin-anodic-oxide films of titanium in acid phosphoric media[J]. *Corrosion Science*, 2001, 43(8): 1465—1476.
- [5] Fonseca C, Barbosa M A. Corrosion behaviour of titanium in biofluids containing H_2O_2 studied by electrochemical impedance spectroscopy[J]. *Corrosion Science*, 2001, 43(3): 547—559.
- [6] Wang Z B, Hu H X, Zheng Y G, et al. Comparison of the corrosion behavior of pure titanium and its alloys in fluoride-containing sulfuric acid[J]. *Corrosion Science*, 2016, 103: 50—65.
- [7] Wang Z B, Hu H X, Zheng Y G. Determination and explanation of the pH-related critical fluoride concentration of pure titanium in acidic solutions using electrochemical methods[J]. *Electrochimica Acta*, 2015, 170: 300—310.
- [8] Chen J R, Tsai W T. In situ corrosion monitoring of Ti-6Al-4V alloy in H_2SO_4/HCl mixed solution using electrochemical AFM[J]. *Electrochimica Acta*, 2011, 56(4): 1746—1751.
- [9] Liu Q, Wang Y, Zheng H, et al. TC17 titanium alloy laser melting deposition repair process and properties[J]. *Optics & Laser Technology*, 2016, 82: 1—9.
- [10] 吴冰, 李晋炜, 巩水利, 等. TC17钛合金电子束焊接接头的疲劳裂纹扩展规律及疲劳剩余寿命[J]. *稀有金属材料与工程*, 2009, 38(S3): 170—174.
- [11] Zhang X H, Liu D X, Tan H B, et al. Effect of TiN/Ti composite coating and shot peening on fretting fatigue behavior of TC17 alloy at 350°C[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2009, 203(16): 2315—2321.
- [12] Zhao P, Fu L. Strain hardening behavior of linear friction welded joints between TC11 and TC17 dissimilar titanium alloys[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2015, 621: 149—156.
- [13] Zhao P, Fu L, Zhong D. Numerical simulation of transient temperature and axial deformation during linear friction welding between TC11 and TC17 titanium alloys[J]. *Computational Materials Science*, 2014, 92: 325—333.

(上接第13页)

- [17] 黄夏, 黄勇, 王方, 等. 采用速度匹配法研究本生灯火焰的稳定点位置[J]. *燃烧科学与技术*, 2011, 17(1): 72—77.
- [18] 黄夏, 黄勇, 巩帆. 本生灯层流预混火焰稳定点与熄火机理[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(10): 1325—1330.
- [19] 黄夏, 黄勇. 本生灯预混火焰淬熄距离实验分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(8): 1513—1519.
- [20] Longwell J P, Frost E E, Weiss M A. Flame stability in bluff body recirculation zones[J]. *Industrial and Engineering Chemistry*, 1953, 45(8): 1629—1633.
- [21] Zukowski E E, Marbel F E. The role of wake transition in the process of flame stabilization on bluff bodies[C]// AGARD Combustion Researches and Reviews. London: Butterworth Publication, 1955: 167—180.
- [22] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1979, 101(3): 343—348.
- [23] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent heterogeneous fuel/air mixtures[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980, 102(2): 416—421.
- [24] Lefebvre A H. Fuel effects on gas turbine combustion—ignition, stability, and combustion efficiency[R]. ASME 84-GT-87, 1984.
- [25] Mongia H C, Vermeersch M, Thomsen D D, et al. A simple reactor-based approach for correlating lean blowout of turbo-propulsion engine combustors[R]. AIAA 2001-3420, 2001.
- [26] Xie F, Huang Y, Wang F, et al. Visualization of the lean blowout process in a model combustor with a swirl cup[R]. ASME GT2010-22534, 2010.
- [27] Mongia H C. A technologist perspective on gas turbine combustion science and its application in technology development[R]. Beijing: Beihang University, 2010.
- [28] 王慧汝. 航空发动机燃烧室过渡态燃烧数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011: 108—109.
- [29] 金如山, 索建秦. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
- [30] Hu B, Huang Y, Xu J Z. A hybrid semi-empirical model for lean blow-out limit predictions of aero-engine combustors[R]. ASME GT2014-26271, 2014.
- [31] Hu B, Zhao Q J, Xu J Z. Predicting lean blowout limit of combustors based on semi-empirical correlation and simulation[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 32(1): 108—120.
- [32] Kundu K P, Penko P F, Yang S L. Reduced reaction mechanisms for numerical calculations in combustion of hydrocarbon fuels[R]. AIAA 98-0803, 1998.