

高空点火和贫油减速熄火极限

D. Andreadis (P&W 公司)

摘 要

当代及未来一代的燃烧室是按较高出口温度和最小烟尘发散设计的。这就要求较大比率的空气进入燃烧室主燃区,以便在高功率状态获得适合的化学当量比。于是,在燃烧室高空点火以及发动机减速期间,燃油流量很小,主燃区当量比可能变得非常贫,从而减小稳定燃烧裕度,导致减速熄火,甚至有可能在要求的高度上点不着火。本文用特征时间模型法来描述点火和火焰稳定极限。与化学动力、燃油蒸发以及热气流停留相应的各特征时间同点火及减速贫油熄火极限定量相关。这些特征时间模型又与燃烧室压力、进口温度、燃油空气比、燃油温度、空气速度、压降,燃烧室前端几何形状与尺寸以及喷嘴尺寸的变化直接相关。其所用数据取自美国空军、海军、国家宇航局以及普惠公司在军用和民用燃气涡轮燃烧室工作性能方面所建议的大纲。结论是:对于风车点火现象,由于燃油雾化良好并且主燃区当量比偏低,蒸发和化学反应过程是重要的;而对于减速贫油熄火现象,化学反应更为重要。

符 号 表

B	质量转换数
C₁	平均表面直径对索太尔平均直径之比
C₂	平均直径对索太尔平均直径之比
C₃	平均容积直径对索太尔平均直径之比
C_{ei}	方程(13)中的常数, $C_{ei} = 2.66$
C_{ci}	方程(14)中的常数, $C_{ci} = 2.66$
C_{es}	方程(17)中的常数, $C_{es} = 0.25$
C_{cs}	方程(18)中的常数, $C_{cs} = 0.25$
C_p	定压比热, J/kg-K
d	直径, m
E_{min}	最小点火能量, J
K	热传导系数, J/m-s-K
M	空气的摩尔质量, $M = 29 \text{ kg/kg-mole}$
N₁, N₂	方程(1)中的常数
N₃	方程(2)中的常数
N	方程(3)中的常数
P₄	燃烧室压力, kPa
ΔP	压差, kPa
P_r	普朗特数
R	通用气体常数, $R = 3815 \text{ J/kg-moleK}$
Re_D	初始平均液滴直径的雷诺数

S_L	层流火焰速度, cm/s
S_{L0}	层流火焰速度(8), $S_{L0} = 38.0cm/s$
S_T	紊流火焰速度, cm/s
T	燃烧室温度, K
ΔT	燃烧温升, K
t_p	液膜厚度, μm
U	速度, m/s
u'	均方根波动速度, m/s
V	容积, m^3
Z	$C_1 C_2^{0.5} / C_3^3$
α	热膨胀系数, m^2/s
ϵ	方程(7)的常数
η	方程(9)的常数
μ	动力粘性系数, $kg/m-s$
ν	运动粘性系数, m^2/s
ρ	密度, kg/m^3
σ	表面张力, N/m
τ_q	火花熄灭的特征时间, ms
τ_{ei}	燃油蒸发(点火)特征时间, ms
τ_{ci}	化学反应(点火)特征时间, ms
τ_{vhr}	主燃区容积热停留时间, ms
τ_{es}	燃油蒸发(稳态)特征时间, ms
τ_{cs}	化学反应(稳态)特征时间, ms
φ	当量比
Ω	喷嘴端面化为蒸气的燃油份额
角标	
a	空气
ad	绝对值
f	燃油
g	燃气
inj	注射
o	参考
pz	主燃区
st	化学当量值
3	燃烧室进口温度

一、引言

燃气涡轮发动机燃烧室设计的主要要求是在宽阔的工作范围内(包括发动机功率锐减的过渡态)保持燃烧稳定,以及在高空燃烧室熄火时能迅速再点火并使发动机迅速加速。现代战斗机以及民用发动机均设计得涡轮进口温度较高而发烟极少。这就要求在燃烧室主燃区分配大

比率的空气,使得在大功率工作时获得合适的当量比。然而,在高空点火以及发动机减速状态,这种燃烧室主燃区的当量比变得极贫。这就缩小了燃烧室稳定工作范围并导致减速熄火的可能性,甚至于在要求的高度不能点火。所建立的预报技术应当对任意给定的燃烧室能精确确定主燃区空气流量增加或主燃区容积减小(也就是主燃区长度减小)对高空点火以及贫油减速性能的影响。

在过去的十年中,有几项研究^[1~12]已经从概念上弄清了点火和贫油熄火的基本过程,它们为将点火和稳定特性与所包含的工作参数建立关系提供了有用的理论基础。本文的目的是介绍高空点火和贫油减速熄火模型。以上述理论为基础,并引用了空军、海军、国家宇航局和普惠公司为军、民用燃气涡轮发动机燃烧室所建议的数据作为素材。此外,本文还将为点火和火焰稳定现象定义关键过程,介绍高空点火和贫油减速状态燃气涡轮发动机的性能预测。

本项研究所用的方法是考虑燃烧机理中的下列物理过程对点火及火焰稳定的影响:热和紊流扩散、化学反应、燃油蒸发和紊流混合。因为包含两个以上的物理过程,点火和贫油减速熄火的模型用特征“时间”阐述而不用“速度”来探讨。特征时间模型^[3,4,7]并不试图分析整个燃烧室流场,但注意流场中的关键区域并确定火花核心熄火、化学反应,燃油蒸发和热气流停留各过程所需时间的表达式。

成功的点火和火焰稳定准则规定如下:

- 点火极限发生在当火花核熄火时间在数量级上与点火区附近区域内算得的化学反应和蒸发时间之和相当的情况。

- 火焰稳定被认为是主燃区内的热气流停留时间与化学反应时间加上蒸发时间之间的平衡,蒸发时间是在热回流区和自由流之间的剪切层区域中估算的。

高空点火和贫油熄火模型的研究是按下述步骤完成的。首先建立各特征时间与燃烧室中点火和火焰稳定的物理过程相关的方程式。其次,把这些方程式按照成功点火和火焰稳定的准则联系起来。第三,用统计分析的方法比较这一系列方程并选择合适的参变量拟合成与高空点火和贫油减速熄火的统计数据最相吻合的公式。这些公式就完全是以全尺寸发动机试验为基础的。

二、参数的确定

目前的点火与稳定模型能否与发动机的工作状态相吻合,在很大程度上取决于正确确定一系列燃油和空气的特性以及所选用的工作参数和设计参数。本节叙述这些参数的确定。在大多数情况下,确定的基础是明确的;在另一些情况下,是对所涉及的参数影响进行一系列估算以后确定的。

燃油性质

在本项研究所采用的军用和民用发动机数据中,对下述燃油性质确定了表达式:密度,表面张力,绝对粘性,蒸发压力,蒸发潜热,比热,质量转换数。这些燃油性质是以燃烧室燃油温度的函数来表示的。燃油温度是由以上数据集加上估算的在燃油系统和喷嘴中的温升得到的。另外,对于火花点火现象和火焰稳定现象,燃油的某些性质是分别按10%和50%的蒸馏温度的函数来估算的。

空气和燃气性质

空气和燃气性质包括密度、绝对粘度、比热、热扩散、热传导和普朗特数等,它们分别

是燃烧室进口温度和主燃区温度的函数。

喷射速度和喷雾锥角

喷射速度是在将经过燃油喷嘴和涡流器的流动分别作为只有轴向和切向分量的一元不可压流来考虑的情况下估算的。给定喷嘴和涡流器的空气流速，有效的和物理的流动面积，燃烧室压力和温度以后，就有可能估算喷射速度的平均轴向分量和喷嘴喷雾锥角。轴向速度和喷雾锥角用来计算切向分量，这些分量之和在喷嘴出口平面提供一个平均喷射速度。同样计算点火器平面和主燃孔处的参考速度。

燃油喷雾

为了计算特定燃烧室的雾滴蒸发时间，必须确定所研究系统的索太尔平均直径(SMD)。不幸的是雾滴尺寸测量不了。取而代之的是用经验修正数据来预告每个雾化喷嘴的SMD。空气雾化喷嘴^[13]。

$$\text{SMD} = \left[N_1 \left(\frac{\sigma_f}{\rho_a U_{in}^{2.0}} \right)^{0.6} \left(\frac{\rho_f}{\rho_a} \right)^{0.25} \left(1 + \frac{W_f}{W_a} \right)^{0.85} t_p^{0.4} \right] + \left[N_2 \left(\frac{\mu_f^{2.0}}{\sigma_f \rho_f} \right)^{0.45} \left(1 + \frac{W_f}{W_a} \right) t_p^{0.35} \right] \quad (1)$$

液体雾化喷嘴(普惠公司导出的关系式):

$$\text{SMD} = (N_3 (W_f)^{0.215} [e^{(-0.632 \sqrt{T_f})}]^{0.18}) / (\Delta P)^{0.442} \quad (2)$$

压力雾化喷嘴^[12]

$$\text{SMD} = N_2 \sigma_f^{0.25} V_f^{0.25} W_f^{0.25} \Delta P_f^{-0.5} \rho_r^{-0.25} \quad (3)$$

主燃区有效燃油空气比和燃气温度

燃油蒸发速度并不总是高达足以保证全部燃油在主燃区完全蒸发。因此，为了确定蒸发了的燃油量或有效的油气比以及燃烧室主燃区中相应的燃气温度，生成了一个反复迭代的程序。该程序开始假定初始有效油气比等于化学当量比，同时确定相应的燃气温度。于是，蒸发了的燃油量按如下表达式^[12]计算:

$$f_f = 8 \left(\frac{\rho_r}{\rho_f} \right) \left(\frac{K}{C_p} \right)_r \ell_n (1 + B) \left(\frac{V_{p2}}{W_{p2} \text{SMD}^{2.0}} \right) (1 + 0.22 R_D^{0.5}) \quad (4)$$

从蒸发了的燃油份额计算出有效油气比并与初始有效油气比比较。如果有效油气比的计算值不等于用来获得燃气温度的初始值，就用一个迭代过程来逼近。应当注意的是等式(4)允许蒸发了的燃油份额大于1，这意味着回流区中燃油完全蒸发。在这种情况下，用主燃区的油气比计算该区中的燃气温度和性能。

主燃区容积

主燃区的容积按下述方法计算。假定该容积等于喷雾锥角为顶角的正截锥的容积(主燃区的长度作为截锥的高度)。小端和大端的半径分别由喷嘴出口半径和主燃孔中心线处的水力直径的一半来表示。

火花核熄灭直径

最小点火能量的定义要求估算火花核直径(d_q)。正如Ballal和Lefebvre所建议的^[1]，最小点火能量定义为加热具有直径为 d_q 的空气球体到当量比火焰温度所需要的能量，从而导出了如下方程:

$$d_q = \left[\frac{E_{min}}{\pi/6 \rho_a C_{p,a} \Delta T_{st}} \right]^{1/3} \quad (5)$$

均方根波动速度

紊流的测量不能利用发动机的数据。但是,用Lefebvre的方法^[11],均方根波动速度(u')可由实际燃烧室的压力损失以及进口温度和压力来预测。压力能损失必然表现为粒子运动消失之前的紊流能量。如果压力损失正比于紊流动能,方程式为:

$$\Delta P \propto \frac{2}{3} \rho_a (u')^2 \quad (6)$$

用完全气体定律的方程代替密度并解 u' , 方程(6)变成

$$u' = \epsilon \left[\frac{2}{3} R_a T_3 ((\Delta P/P)/100) \right]^{0.5} \quad (7)$$

层流及紊流火焰速度

层流火焰速度(S_L)由普惠公司得出的关系式来计算。该关系式是用乙烷和丙烷的数据来校准的,它考虑了压力、进口温度和油气比的影响。

$$S_L = S_{L_0} \left(\frac{T_{30}}{T} \right)^{1.4} \left(\frac{T_{ad} - T_3}{T_{ad_0} - T_{30}} \right)^{1.4} \times \exp(-2 \times 10^4/T_{ad} + 2 \times 10^4/T_{ad_0}) \quad (8)$$

紊流火焰速度(S_T)是根据Shchelkin's模型推得的,它把紊流性质与单位火焰表面积的增加联系起来。该方法导出了以下形式的关系式:

$$S_T = S_L \left[1 + \eta \left(\frac{u'}{S_L} \right) \right]^{0.5} \quad (9)$$

式中 η 是单位量级的常数。

高空点火模型

随后发动机加速的高空点火(中也就是燃烧室在低空气压力和燃油流量条件下点火)是燃烧室最重要的性能之一,它受燃烧区空气流量增加的影响。最近几年,空军、海军以及国家宇航局与普惠公司一道拟定了几个程序来确定现代的和预计的军民用发动机的高空点火(风车模型)极限。这些程序提供了大量的发动机试验数据,使高空风车点火模型具体化。点火工作状态是绘制高压转子转速和燃烧室压力对时间的关系曲线来确定的。随后发动机加速的点火由燃烧室压力突升以及高压转子转速增量的变化来识别。但是,如果没有反响,则确定工作点没有点着火。

我们认为高空点火过程以下列方式进行。因为燃烧室再点火是所要求的,所以火花核心须生长到具有足够高的温度的最小球体那么大,使在该温度下能开始迅速蒸发并能维持化学反应和火焰传播。否则,随后发动机加速的燃烧室点火将不发生。因为在燃烧室中有两个以上的物理过程,所以高空点火模型是根据特征时间的方法来公式化的。对于火花点火现象,选用Balla和Lefebvre^[1]研究的特征时间来描述风车点火期间燃烧室中的物理过程。火花核点火模型包括了热传导和紊流扩散的影响以及蒸发和化学反映时间的影响。当燃油蒸发所需的时间 τ_{ei} , 化学反应所需的时间 τ_{ci} 的和等于或小于火花核由热传导和紊流扩散造成的冷混合熄灭所需的时间 τ_g 时,就达到点火极限。写成方程式为:

$$\tau_g = \tau_{ei} + \tau_{ci} \quad (10)$$

特征时间的求解

a) 火花核熄灭时间 τ_g

火花核熄灭时间 τ_g 定义为火花核加热能力被由热传导和紊流扩散从火花核损失掉的平均值所除的比值。火花熄灭时间的简单的通用方程给定如下:

$$\tau_g = \frac{d_g^2}{8(\alpha + 0.08 u' d_g)} \quad (11)$$

对于高紊流度, 该式简化为:

$$\tau_g = \frac{d_g}{0.64 u'} \quad (12)$$

b) 蒸发时间 τ_{ei}

液滴蒸发时间 τ_{ei} 定义为液体燃油蒸发时间和系统中已有蒸汽的蒸发时间的差。燃油液体蒸发时间是由火花核中所含有的燃油质量被燃油蒸发速度去除获得的, 而汽化时间是由蒸汽的质量被喷雾中液滴蒸发速度去除获得的。对于高紊流度条件下的多分散喷雾, 方程取如下形式:

$$\tau_{ei} = \frac{C_{ei} (P_r/2) (1 - \Omega) \rho_l (SMD)^{1.5}}{Z \rho_a^{0.5} \mu_a^{0.5} u'^{0.5} \varphi_{l,a} \ell_u (1 + B_{s1})} \quad (13)$$

c) 化学反应时间 τ_{ci}

化学反应时间 τ_{ci} 是层流和紊流火焰速度的函数。在高紊流度条件下关系式取以下形式:

$$\tau_{ci} = \frac{C_{ci} (15.6 \alpha)}{u' (S_T - 0.63 u')} \quad (14)$$

风车点火极限

风车点火极限的一个良好的线性关系模型是把有效火花核熄灭时间作为蒸发加上化学反应时间的函数来求, 如图 1 所示。在标准离差 σ 为 3.725 时确定的相关系数 r^2 为 0.92, 如图 2 所示。实线表示火花点火极限并成为着火区和不着区的分界线。对于特定火花熄灭时

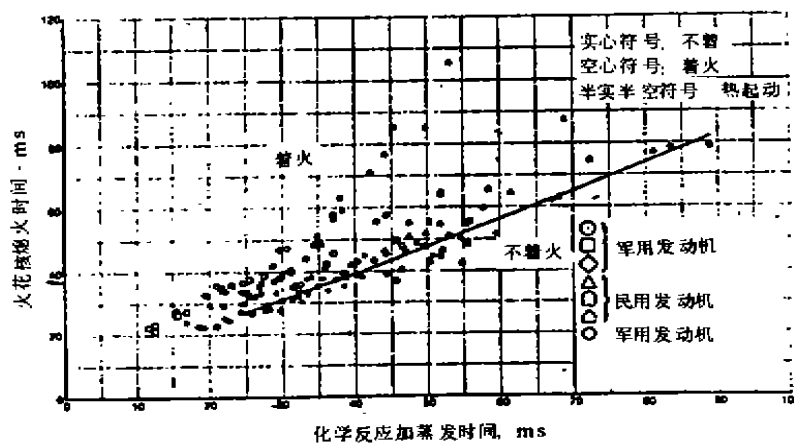


图 1 化学反应加蒸发对风车点火极限的影响

间, 随着蒸发加上化学反应时间的增加, 发动机接近不着火极限, 而作为结果, 火花熄灭时间较长, 是成功点火所要求的。在很宽的燃烧室工范围内(包括压力从 0.2 到 1.0 atm, 主燃区速度为 5~40 ft/sec [1.5~12 m/s], 索太尔平均直径为 30~180 μ m, 主燃区当量比由 0.4 到 2.8), 该关联模型是有效的。

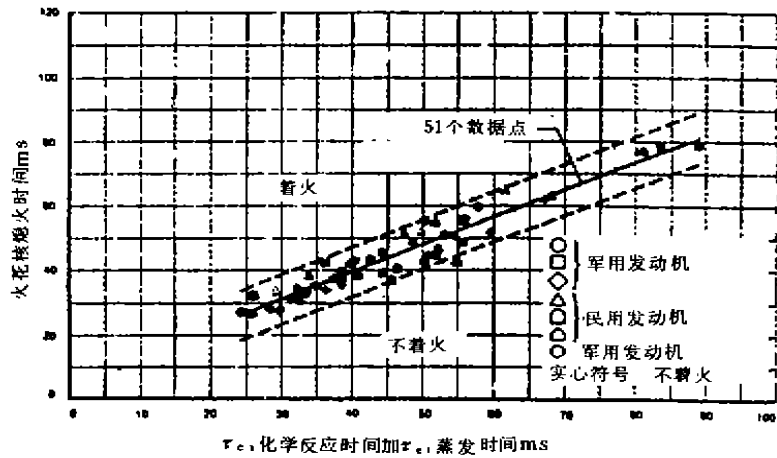


图2 化学反应加蒸发对风车点火极限的影响

图2中的虚线代表了95%置信度的区域。对于任意的蒸发加上化学反应的值，沿Y轴两条虚线之间的任何一点都可代表具有95%置信度的Y真实值。

对蒸发和化学反应影响的估计表明，在风车火花点火期间，蒸发时间比化学反应时间长。然而两个物理过程对风车火花点火模型来说，都必须高度相关。

流量参数和主燃区中的速度对火花核熄灭的影响分别示于图3和图4。这些图暗示，流量参数和主燃区速度增大要妨碍火花点火，因为两者都有缩短熄火时间的趋向。一个重要的发现是：增大空气流量和缩小主燃区容积，先进发动机在特定的流量参数下显示出可用的最短火花熄火时间。因此，为了在发动机加速时成功点火，要求缩短蒸发与化学反应的时间。流量参数或速度对火花核发展起始阶段的不利影响可以由增大最小点火能量来弥补。

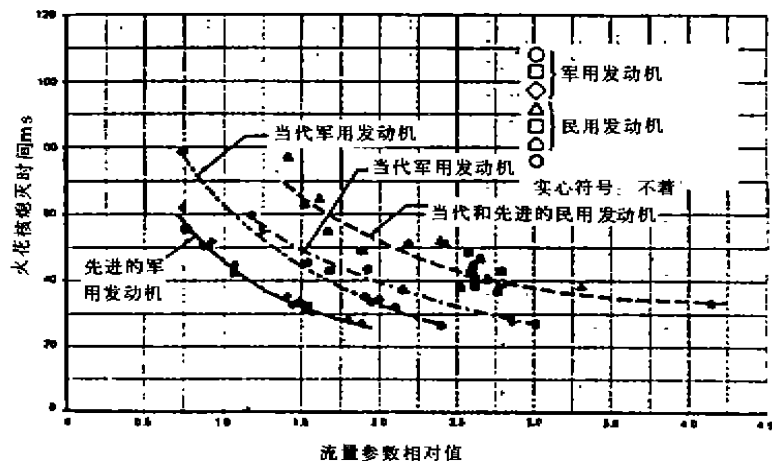


图3 风车点火期间流量参数对火花核熄火时间的影响

对火花点火来说，影响蒸发和化学反应的最重要参数之一是均方根波动速度 u' 。本研究中， u' 正比于燃烧室压降被进口密度相除的平方根(见第二节，方程(6))。 u' 的增大(增大

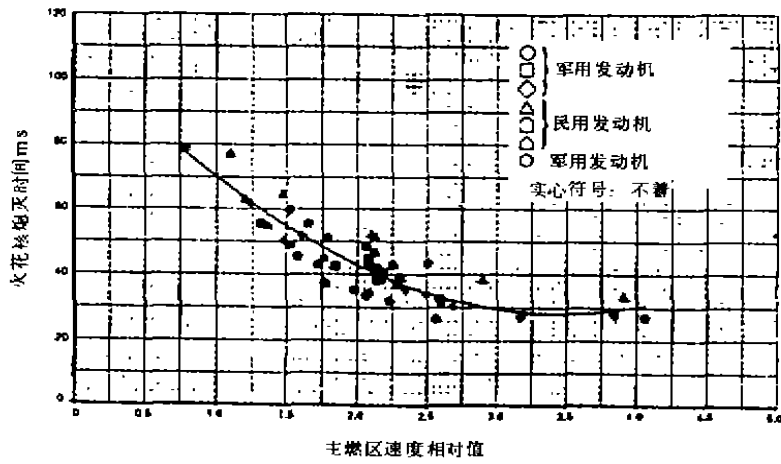


图4 风车点火期间主燃区速度对火花核熄火时间的影响

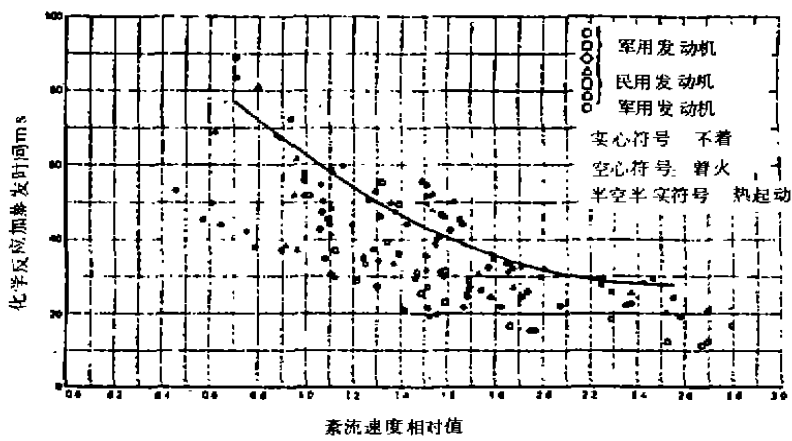


图5 均方根紊流速度对风车点火极限的影响

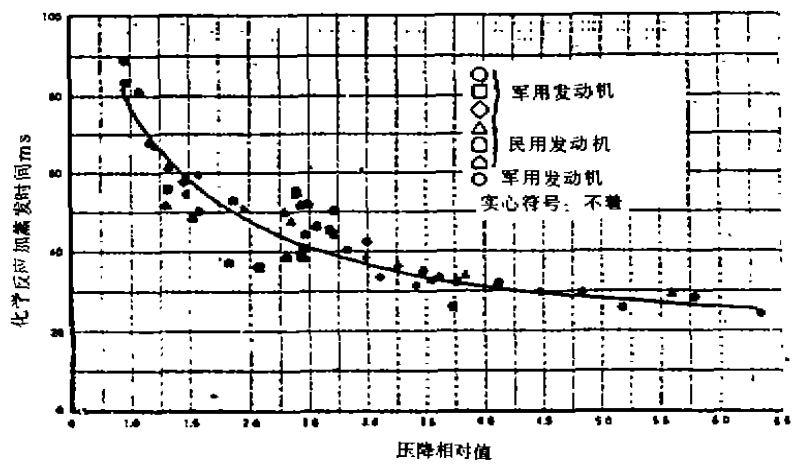


图6 燃烧室压降对风车点火极限的影响

压降或进口温度)对火花点火的有利影响加大是因为蒸发和化学反应之和减小的缘故,如图5和图6所示。因此对成功的点火只需要较短的火花核熄灭时间。然而,由于火花核进入回流区造成紊流扩散,热损失减小了有效火花核熄灭时间,从而抵消了上述优点。

索太尔平均直径的增大,因为增加了蒸发时间,对火花点火和主燃区火焰稳定带来了不利的影响。SMD值较大时,燃油不能完全蒸发。因此,为了点火和维持燃烧,需要附加燃油。

四、贫油减速熄火模型

贫油减速熄火模型是用军用和民用发动机的数据建立的。由这组数据可以获得成功点火和吹熄减速期间被测发动机和燃烧室的参数。吹熄工作状态是由降低燃油量供给的减速水平(也就是缩短发动机减速时间)直到吹熄为止来确定的,吹熄的标志是燃烧室压力的突跃变化。相应成功的工作条件是根据从减速开始到吹熄发生点之间的平均时间间隔来确定的。

燃气涡轮发动机燃烧室的基本特点,就所关心的贫油熄火而论,是燃烧室主燃区流场中形成的回流区,它由三部份空气形成:(1)通过涡流叶片进入的空气;(2)从燃烧室主燃区来的空气射流;(3)涡流器净化空气以及偏转板的冷却空气。主燃区重要的功能之一是回流燃烧产物,把进来的空气与燃油混合并燃烧。利用该法制成了连续点火的机械装置,使之在很宽的工作范围内都能维持燃烧。

成功地建立贫油减速熄火模型的关键在于对主燃区流场中发生的物理过程的认识。该模型是以特征时间的方法为基础,并考虑了流体的机械混合、化学反应和液滴蒸发三个基本物理过程对火焰稳定的影响。值得注意的区域是新鲜空气和燃油与燃气回流混合之间的剪切层区域。出现在剪切层区域的紊流边界被相应的冷气流骤然冷却之前必须点火并反应。如果不能点着,剪切层火焰就熄灭。当在回流区中容积热停留时间 τ_{vhr} 与蒸发时间 τ_{es} 和化学反应时间 τ_{cs} 之和大体相等时,便达到贫油减速吹熄极限。预防吹熄的方程形式为:

$$\tau_{vhr} = \tau_{es} + \tau_{cs} \quad (15)$$

特征时间估算

a) 容积热停留时间 τ_{vhr}

在主燃区中容积热停留时间 τ_{vhr} 定义为主燃区的容积除以通过主燃区的空气流量再乘以燃气密度

$$\tau_{vhr} = V_{p2} \rho_g / W_{a p2} \quad (16)$$

b) 燃油蒸发时间 τ_{es}

液滴蒸发时间 τ_{es} 定义为供入的燃油质量与燃油平均蒸发速度之比。对于在高紊流度条件下的多向喷雾,关系式取如下形式(14):

$$\tau_{es} = \frac{C_{es} C_3^3 \rho_l C_{p, g} (SMD)^2 (1 - \Omega)}{8 C_1 k_g \varphi_{p2} \ln(1 + 0.25 C_2^{0.25} R_{eD}^{0.5})} \quad (17)$$

c) 化学反应时间 τ_{cs}

因为点火和火焰稳定是类似的现象,对本文中所研究的火焰稳定现象(贫油减速熄火)的化学反应时间的定义同火花点火现象中的一样。在两种情况下,燃油和空气的混合物都必须加热以使燃油蒸发,与空气混合,并开始以足以建立火焰的速度进行化学反应。点火与火焰稳定的不同在于燃烧的能源不同:火焰稳定用热回流燃气,点火用火花。因此,点火的化学反应时间方程式与火焰稳定的相同。在高紊流度状态,方程取如下形式:

$$\tau_{cs} = \frac{C_{cs}(15.6\alpha)}{u'(S_T - 0.63u')} \quad (18)$$

贫油减速熄火极限

一个最佳的贫油减速熄火极限相关模型是用军用和民用发动机的数据得到的。主燃区中的容积热停留时间用化学反应和蒸发的特征时间相关联，如图7所示。关系曲线划定了稳定和不确定燃烧区域界线。实线表示了在整个工作状态范围内贫油减速熄火的极限。确定相关系数 r^2 为0.985，标准离差 σ 为0.0736，如图8所示。

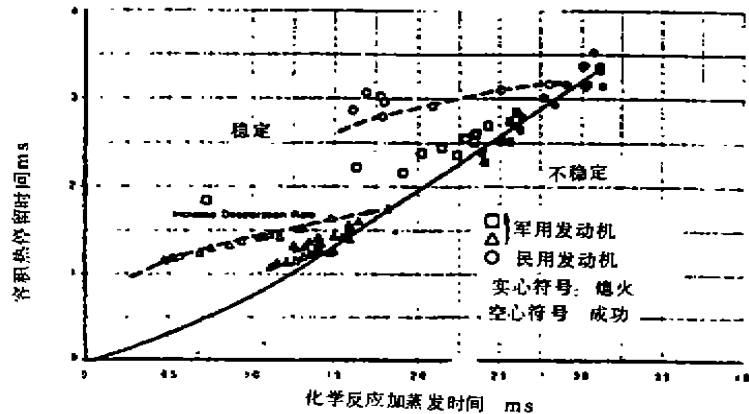


图7 化学反应和蒸发对贫油减速熄火极限的影响

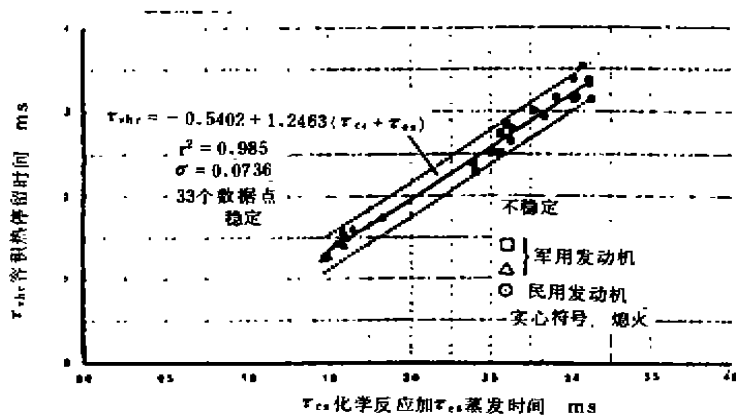


图8 化学反应和蒸发对贫油减速熄火极限的影响

减速成功数据点处于稳定燃烧区，当减速速率增加(也就是发动机减速时间缩短)时，接近减速吹熄极限，如图7中的虚线。对于特定的燃烧室几何条件以及工作状态(固定的容积热停留时间)来说，吹熄工作状态是由化学反应和蒸发时间之和所唯一确定的状态。此外，用减小涡流器或主燃区空气流量(减小主燃区速度)或增大主燃区容积来增加主燃区容积热停留时间将降低吹熄极限当量比。

对蒸发和化学反应影响的估价分别指出，在贫油减速熄火期间，小当量比的化学反应时

间远远长于雾化较好的燃油蒸发时间，因此，我们认为化学反应时间控制着贫油减速熄火。另外，减速速率的增加，对蒸发时间的影响不显著，而容积热停留时间的减小只稍稍增加蒸发时间。

图9和图10分别表明压降和燃油空气比对化学反应时间的影响。随着发动机压降一台台地增大，化学反应时间将缩短，因为压降引起了热燃气和新鲜反应物的掺混。然而，对一台给定的发动机，压降和化学反应时间随着减速速率的增大(也就是缩短发动机减速时间)而增加直到发生熄火，如图9中虚线所示。

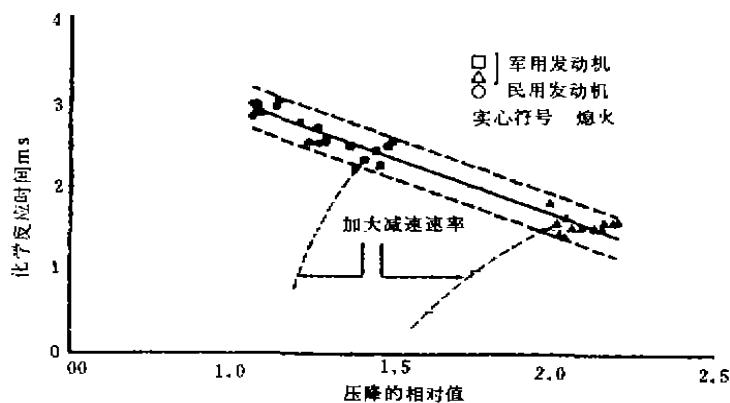


图9 在贫油减速熄火期间燃烧室压降对化学反应时间的影响

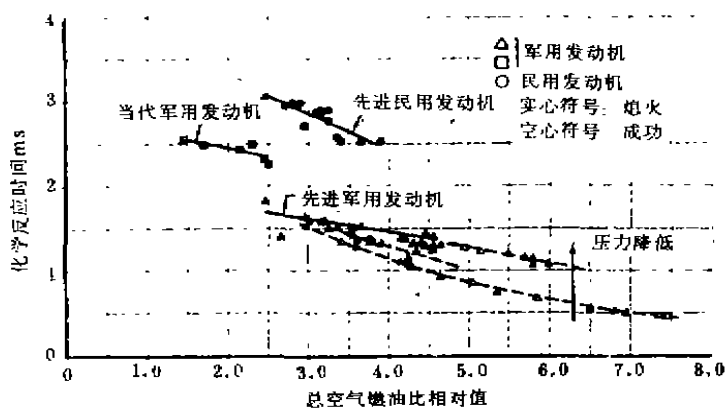


图10 贫油减速熄火期间化学反应时间与燃烧室总油气比的关系

压降的微小增加被燃油空气比的减小带来的火焰速度减小所抵消。此外，如图10所示，燃烧室压力的减小导致在具有较长减速时间的高燃油空气比的发动机贫油熄火。类似的结果也可从其他发动机上观察到。

燃烧室压力加大和容积热停留时间较长的发动机达到了较小的燃油流量对燃烧室压力比(也就是发动机减速时间较短)和较低的熄火燃油空气比，如图11所示。

燃烧室进口温度和压力对贫油减速熄火的燃油空气比的影响分别示于图12和图13。进口温度的升高导致燃烧产物温度升高以及化学反应时间缩短。燃烧室压力的增大导致火焰速度

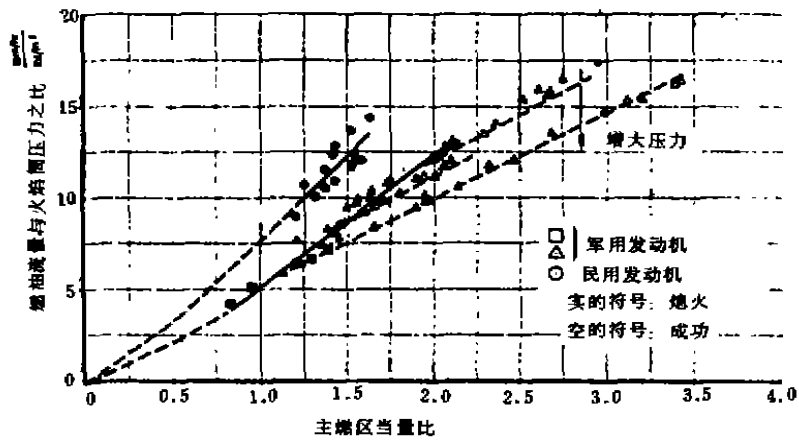


图11 燃油流量对火焰筒压力之比与主燃区当量比的关系

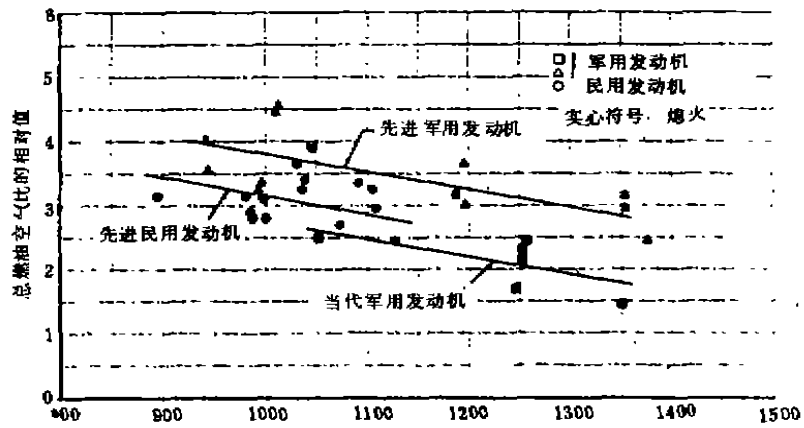


图12 减速熄火期间进口总温对总油气比的影响

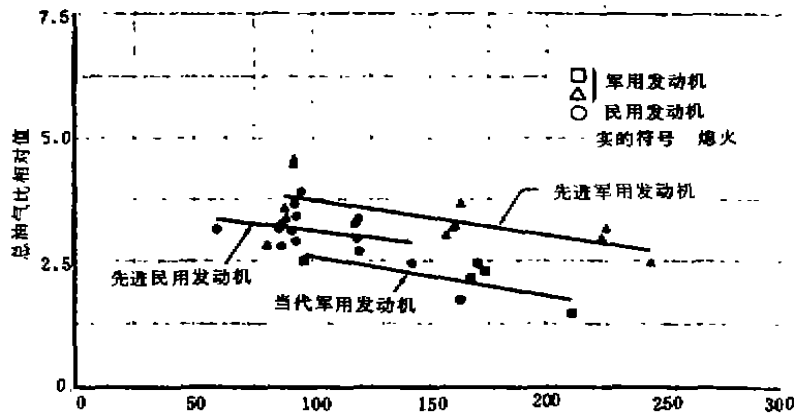


图13 在贫油减速熄火期间燃烧室压力对油气比的影响

的增大,因而缩短了化学反应时间。因此产生了一个在低燃油空气比条件下能够成功地贫油减速的宽阔稳定工作范围。

四 结 论

根据本文的分析结果,得出了若干关于燃烧室中重要物理过程对高空点火和贫油减速熄火性能的影响的结论,以及这些过程与燃烧室工作状态和设计参数的关系式。

1. 火花点火和火焰稳定的特征时间模型用于把高空风车点火和贫油点火极限与当代的和先进的、军用的和民用发动机数据关联起来。这些关系式的误差接近于零,因而具有良好的统计意义。

2. 对于高空风车点火现象来说,虽然蒸发时间比化学反应时间长,但把两个物理过程均作为考虑对象,使关系更加准确。

3. 因为增大流量参数缩短了可利用的火花核熄灭时间,所以对火花点火产生了不利的影晌。空气流量大,主燃区容积小的先进军用发动机,在特定的流量参数下,有效火花熄灭时间显得最短。

4. 当代或先进的燃气涡轮发动机燃烧室高空风车点火受到主燃区空气流量增加、容积减小(也就是主燃区流速增大)的妨碍,主燃区速度的增大减小了有效火花核熄灭时间,类似的结果也可以用增加紊流强度,或增大速度的波动量来得到。火花核熄火时间缩短是由于火花核进入回流区时遭受了紊流扩散热损失造成的。

5. 对于点火后发动机随之加速的成功点火而言,增加紊流强度(也就是减小有效火花核熄灭时间)的不利影响由蒸发时间加化学反应时间之和的减小来弥补。

6. 对于点火和维持燃烧而言,增加SMD则要求增大燃油空气比。

7. 对于本文所引用的发动机数据而言,贫油减速熄火极限受到化学反应的牵制。

8. 为了避免因减小主燃区容积或增大主燃区空气流量而带来的贫油减速熄火,要求增长发动机减速时间。

9. 增大压降使化学反应时间缩短,对贫油减速熄火极限是有利的。然而主燃区气流停留时间的减小抵消了这点好处。

10. 降低燃烧室压力和温度,对高油气比下的贫油减速熄火产生不利影响。

11. 用于高空风车点火及贫油减速熄火模型的准则参数为:(1)SMD的经验估算值;(2)在主燃区和接近点火器处根据燃油喷雾分布算得的当量比;(3)燃烧区的紊流强度。

参 考 文 献

- [1] Ballal, D. R., Lefebvre, A. H., "General Model of Spark Ignition for Gaseous and Liquid Fuel - Air Mixtures," Symp Int Combustion 18th, Water100, Can., Aug 17-22 1980 by Combust Inst. Pittsburgh Pa, USA 1981 p. 1737-1746.
- [2] Naegeli, D. W., Moses, C. A. and Mellor, A. M. "Preliminary Correlaton of Fuel Effects on Ignitability for Gas Turbine Engines," ASME Paper NO. 83-JPGC-GT-8.
- [3] Peters, J. E. and Mellor, A. M., "A Spark Ignition Model for Liquid Fuels Sprays Applied to Gas Turbine Engines," Journal of Energy, Vol* 6,

July - Aug 1982 p. 272 - 274

- [4] Mellor, A. M., "Semi-Empirical Correlations for Gas Turbine Emissions, Ignition and Flame Stabilization," Prog Energy Combust Sci, Vol. 6, p. 347 - 358, 1980.
- [5] Ballal, D. R., Lefebvre, A. H., "Some Fundamental Aspects of Flame Stabilization," International Symposium on Air Breathing Engines, 5th, Bangalore, India, February 16-22, 1981, Proceedings, Bangalore, National Aeronautical Laboratory, 1981, p. 48-1 to 48-8.
- [6] Ballal, D. R., Lefebvre, A. H., "Basic Ignition Research Related to Altitude Relight Problems" Gas Turbine Combustor Design Problems, Washington, D. C., Hemisphere Publishing Corp., 1980, p. 180-200; Discussion p. 200-201.
- [7] Plee, S. L., and Mellor, A. M., "Characteristic Time Correlation for Lean Blowoff of Bluff-Body Stabilized Flames," Combustion and Flame 35: 61-80 (1979).
- [8] Lefebvre, A. H., Mellor, A. M., and Peters, J. E., "Ignition/Stabilization/Atomization: Alternate Fuels in Gas Turbine Combustors," AIAA 1978, p. 137-158; Discussion, p. 158-159/Combustion and Chemical Kinetics, SQUID Workshop, Columbia, Md., September 7-9, 1977.
- [9] Ballal, D. R., and Lefebvre A. H., "Ignition and Flame Quenching in Flowing Gaseous Mixtures," Proc. R. Soc. Lond. A. 357, 163-181 (1977).
- [10] Ballal, R. R., "Spark Ignition of Turbulent Flowing Gases," AIAA 77-185, Presented at AIAA Fifteenth Aerospace Science Meeting, Los Angeles, 1977.
- [11] Greenough, V. W., and Lefebvre, A. H., Sixth Symposium (International) on Combustion, Reinhold, New York, 1957, p. 858.
- [12] Lefebvre, A. H., "Fuel Effects on Gas Turbine Combustion-Ignition, Stability and Combustion Efficiency", Trans. ASME. October 1, 1984
- [13] Lefebvre, A. H., "Airblast Atomization", Energy Combustion Science, Vol 6 pp. 233 - 261, Great Britain 1980.
- [14] Lefebvre, A. H., "Gas Turbine Combustion", McGraw-Hill, U. S. A., New York, 1983.

李子志译自《AIAA-85-1287》

俞锦施校 葛文杰审校