文章编号:1001-2060(2023)05-0065-06

# 燃气轮机燃烧室液雾自燃延迟时间预测方法

邹鹏飞,王义民,默静飞,毛荣海

(中国联合重型燃气轮机技术有限公司,北京100016)

摘 要:针对贫油预混预蒸发燃烧室主燃级中横喷液雾现象进行研究,综合考虑 RP-3 航空煤油横喷液雾的雾化、 蒸发和自燃过程构建自燃预测模型,基于 CH 基团随时间的变化规律对自燃延迟时间进行预测。结合试验测试结 果对模型进行校验,并进一步分析温度、压力、流速、射流动量比等变量对自燃延迟时间的影响规律。结果表明:对 于直射式喷嘴形成的横喷液雾,其下游的油气分布主要受射流动量比和流动速度的影响,射流动量比决定了液雾 的总体油气比,流动速度则主要影响液滴的粒径及其蒸发时间;随着压力、射流动量比及气流速度的增加,自燃延 迟时间均会缩短,相比于预混燃料液雾的自燃延迟时间受负温度效应的影响较弱。

关键 词:燃气轮机;燃烧室;主燃级;横喷液雾;自燃延迟时间

中图分类号: V231.2 文献标识码: A DOI: 10.16146/j. cnki. mdlgc. 2023.05.008

[引用本文格式]邹鹏飞,王义民,默静飞,等. 燃气轮机燃烧室液雾自燃延迟时间预测方法[J]. 热能动力工程,2023,38(5):65-70. ZOU Peng-fei, WANG Yi-min, MO Jing-fei, et al. A prediction method for spray autoignition delay time in gas turbine combustor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2023,38(5):65-70.

# A Prediction Method for Spray Autoignition Delay Time in Gas Turbine Combustor

ZOU Peng-fei, WANG Yi-min, MO Jing-fei, MAO Rong-hai

(China United Heavy Duty Gas Turbine Technology Co., Ltd., Beijing, China, Post Code: 100016)

**Abstract**: A phenomenon of liquid jet in cross flow in fuel-lean premixed pre-evaporation combustor main stage was studied. The autoignition prediction model was constructed with considering the atomization, evaporation and autoignition process of liquid jets in cross flow for RP-3 jet fuel sprays, eventually the autoignition delay time was predicted based on the time evolution of the CH in the liquid-gas mixture. The model was validated by comparing to experimental results and was then utilized to analyze the influences of variables such as temperature, pressure, main stream velocity and liquid-to-air momentum ratio on the autoignition delay time. The results show that for liquid jet in cross flow formed by direct-injection type nozzle, its fuel-air mixing downstream is mainly affected by the liquid-to-air momentum ratio and main stream velocity, in which liquid-to-air momentum ratio determines total fuel-air ratio, while stream velocity mainly affects the droplet sizes and the related evaporation time; the autoignition delay time decrease with the increase of pressure, liquid-to-air momentum ratio and main stream velocity. The autoignition delay time descrease with the increase of pressure, liquid-to-air momentum ratio and main stream velocity. The autoignition delay time of spray is less affected by the negative temperature effect compared to premixed combustibles.

Key words: gas turbine, combustor, main stage, liquid jet in cross flow, autoignition delay time

收稿日期:2022-08-08; 修订日期:2022-09-05

作者简介:邹鹏飞(1990-),男,中国联合重型燃气轮机技术有限公司工程师.

# 引 言

先进的低排放燃烧室通常采用贫油预混预蒸发 (Lean-Premixed-Prevaprizing,LPP)的燃烧组织模式, 其主燃级通常采用预混段实现燃油与空气的充分掺 混,可以减少局部高温区并降低 NO<sub>x</sub> 的排放水平。 但是随着燃气轮机效率和推重比的不断提升,燃烧 室进口温度和压力也逐渐提升,预混段内发生自燃 的风险也随之增加。而从燃烧系统达到临界着火条 件到发生剧烈的燃烧反应尚需一段时间,这段时间 称为自燃延迟时间<sup>[1]</sup>。

目前,国内外针对自燃延迟时间的研究主要分为预混燃烧和扩散燃烧两个方面:(1)在预混燃烧 方面,文献[2]采用激波管开展了 RP-3 航空煤油 预混燃料的自燃测试试验,获得了压力范围 0.1~ 20 MPa、温度范围 650~1 500 K、当量比 0.2,1.0, 2.0下的基础试验数据;(2)扩散燃烧方面的研究 成果较少,文献 [3-5]采用流动反应器在更高的工 况下开展了横喷液雾的自燃试验,其最高温度达 到1000 K,最高压力达到了 2.3 MPa,获得了温度、 压力及射流动量比对自燃延迟时间的影响。文献 [6-7]提出了单颗液滴自燃预测模型,通过对液滴 的蒸发过程与化学反应进行耦合求解得到该液滴的 自燃延迟时间。然而该模型仅仅是基于单液滴的蒸 发过程构建的,也未考虑到周围空气的流动,因此在 液滴群的自燃延迟预测方面也尚有不足。

LPP 燃烧室预混段中横喷液雾的自燃过程与扩 散燃烧类似,需要综合考虑液态燃料的雾化、蒸发、 掺混以及燃油蒸气的自燃过程。其对应的自燃延迟 时间包括物理延迟时间和化学延迟时间两部分,其 中物理延迟时间指的是液态燃料雾化、蒸发以及燃 油蒸气与空气进行掺混所需的时间,而化学延迟时 间则是燃油蒸气自燃所需的时间。本文根据燃烧室 主燃级的雾化过程,综合考虑了温度、压力、流速及 射流动量比等参数的影响,构建了横喷液雾的自燃 延迟时间预测模型。以期为主燃级预混段的设计提 供了一定的参考。

# 1 液雾自燃模型

主燃级横喷液雾雾化过程如图1所示。主燃级 横喷液雾的自燃主要分为雾化、蒸发以及化学反应 三个过程。液柱首先会在气动力的作用下会产生 对称反旋涡对(CVP)以及涡脱落等复杂涡系,从 而失稳、破碎形成液雾,随后又在高温空气的氛围 中形成燃油蒸气 - 空气可燃混合物,进而发生自燃 反应。



Fig. 1 Schematic diagram of liquid jet in cross flow in main stage

为模拟该横喷液雾的自燃过程,构建了如图 2 所示的自燃预测模型框架。采用蒸发和化学反应模 型分别求解液雾中的燃油蒸发吸热率和自燃反应释 热率,将其作为能量源项计算液雾温度随时间的变 化。根据温度和中间自由基浓度随时间的变化规 律,可以定量衡量横喷液雾化学反应的自燃延迟时 间,而物理延迟时间则将基于液柱射流的破碎时间 进行求解。





#### 1.1 控制方程

考虑到横喷液雾的自燃现象涉及雾化、蒸发和 自燃反应等复杂过程的相互耦合作用,对该问题进 行简化,提出假设:(1)假设液柱射流雾化阶段的蒸 发量和化学反应可以忽略不计;(2)假设雾化后形 成的液滴粒径完全一致,而且液滴内外温度基本一 致,且已经达到其沸点;(3)不考虑控制体内的燃油 浓度梯度,假设控制体内各处的油气比相同。

橫喷液雾自燃预测模型控制体如图 3 所示。采 用拉格朗日方法来追踪液雾下游的一段控制体,在 dt 的时间间隔内,燃油液滴蒸发会吸收大量热量, 同时发生自燃反应又会释放大量热量,使得控制体 的温度不断增加,根据控制体内的能量守恒,可得其 温度演变控制方程为:

$$\dot{m}_{\rm g}c_p \frac{\mathrm{d}T_{\rm g}}{\mathrm{d}t} = \dot{Q} - \dot{m}_{\rm f}q_{\rm e}(T_{\rm g} - T_{\rm l}) \tag{1}$$

式中: $m_{g}$ —控制体的质量流量; $c_{p}$ —控制体的比定压 热容; $T_{g}$ —气体温度;Q—化学反应的热释放量;  $m_{f}$ —液滴的蒸发速率; $q_{e}$ —液滴的蒸发潜热; $T_{1}$ —液 体的温度。



# 图 3 橫喷液雾自燃预测模型控制体

Fig. 3 Control volume of the prediction model for autoignition

由于蒸发速率主要取决于液滴的粒径,因此需 要得到喷嘴喷射形成的液滴粒径以便求解吸热项; 由于横喷液雾会沿流向不断扩散,因此需要定量得 到其空间分布情况以便求解得到控制体的质量及燃 油分布。

### 1.2 雾化、蒸发模型

直射式喷嘴由于其有效、可靠的雾化性能被广 泛应用在 LPP 燃烧室的主燃级中。目前,国内外针 对直射式喷嘴形成的横喷液雾开展了大量的理论和 试验研究工作,获得了雾化破碎时间、粒径尺寸分布 及空间分布的计算公式。

1.2.1 雾化破碎时间

文献[8]指出,KH 波是造成失稳破碎的主要因素,结合理论分析结果,液柱射流破碎时间可以表示为:

$$\tau = 9.02 \frac{3.726B_1 r_0}{\Lambda_{\rm KH} \Omega_{\rm KH}}$$
(2)

式中: $B_1$ —模型修正系数,取 1.73<sup>[9]</sup>; $r_0$ —液柱半径;  $\Lambda_{KH}$ —液柱射流表面 KH 波增长率最大时对应的波 长; $\Omega_{KH}$ —液柱射流表面 KH 波的增长率最大值。

1.2.2 液雾粒径模型

文献[10]的试验结果,横喷液雾粒径测试粒径 尺寸分布公式为:

$$\frac{\text{SMD}}{d_0} = 3.745 W e^{-0.44} q^{-0.08} \left(\frac{\rho_{\text{g}}}{\rho_l}\right)^{0.3} \cdot \left(\frac{\mu_{\text{g}}}{\mu_l}\right)^{-0.16} (3)$$

式中:SMD—索太尔平均粒径; $d_0$ —液柱直径;We— 韦伯数;q—射流当量比; $\mu_g$ 和 $\mu_1$ —气体和液体的动 力黏度; $\rho_g$ , $\rho_1$ —气体和液体的密度。

根据文献[11]的试验结果,横喷液雾横截面积 A沿流向方向的变化公式为:

$$\frac{A}{A_0} = 3.196 \ 6 \left(\frac{x}{d_0}\right)^{0.605 \ 4} J^{0.408 \ 3} \tag{4}$$

式中:x—喷嘴下游沿流向的轴向距离;J—射流动量 比;A<sub>0</sub>—液柱初始面积;d<sub>0</sub>—液柱初始直径。

因此,控制体内的总油气比(包括液滴和已蒸 发的燃油蒸气)可表达为:

Far = 0.313 
$$\sqrt{\rho_1 / \rho_g} \left(\frac{x}{d}\right)^{-0.6054} \cdot J^{0.0917}$$
 (5)

1.2.3 液雾蒸发模型

单颗液滴蒸发速率的公式[12]为:

$$\dot{n}_{\rm f} = 2\pi\rho \frac{\lambda}{\rho c_p} d_0 \ln(1+B) \tag{6}$$

式中:B—Spalding 数; $\lambda$ —液体导热系数; $\dot{m}_{f}$ —液滴 蒸发质量流量。

因此,控制体内液滴蒸发吸热项及燃油蒸气油 气比的计算公式可表示为:

$$\dot{Q}_{\rm vap} = N \cdot \dot{m}_{\rm f} \cdot R(T_{\rm g} - T_{\rm l}) \tag{7}$$

式中:N-液滴数量,可以根据射流动量比以及气流的密度和速度求解得到:

$$N = \left(\sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_g}J} \cdot \rho_g u_g \cdot A_0\right) / \text{SMD}$$
(8)

# 1.3 化学反应模型

采用 RP-3 化学反应机理<sup>[13]</sup>,该机理使用正十 二烷、乙基环己烷和正丁基苯组成的 3 组分混合物 作为 RP-3 航空煤油的替代燃料,通过 MATLAB 软 件的 ODE 模块对控制体内燃油蒸气的自燃反应进 行求解。在试验和模型分析中通常采用压力脉动、 CH 和 OH 基团以及温升作为衡量自燃延迟时间的 准则。对某一工况的自燃延迟时间进行了验算,提 取了控制体内 OH、CH 基团的摩尔分数及温度,并 归一化处理为无量纲信号,如图4所示。由图可见, 自燃过程中CH摩尔浓度变化最快,而温升的变化 则会滞后约0.2 ms,因此在液雾自燃模型中通过监 测CH摩尔浓度变化来计算自燃的延迟时期。



# 2 模型验证及误差分析

#### 2.1 试验简介

文献[5]采用蓄热式流动反应器在1.2~2.3 MPa 下开展了大量试验,研究了压力、温度及射流动量比 对自燃延迟时间的影响规律。其采用的流动反应 器结构如图5所示。流动反应器内流道截面为矩形, 尺寸为25 mm×60 mm×466 mm。在气流速度40 m/s 的工况下,自燃延迟时间的测试范围可达11 ms。





在试验过程中,通过光电传感器和光电倍增管 分别检测燃油进入流动反应器的时刻  $t_0$  以及自燃 反应生成的 CH 基团的时刻  $t_1$ ,将这两者之间的时 间差定义为自燃延迟时间,信号的采集频率为 10 kHz,时间分辨率为10  $\mu$ s,试验测得的航空煤油自 燃延迟时间结果如图 6 所示。在试验过程中,为了进 行重复性试验,相同的工况下会进行 4 组测试试验, 最后取其平均值作为该工况下的自燃延迟时间。



Fig. 6 Experimental results

#### 2.2 模型修正

采用本文开发的模型对试验中的自燃延迟时间 进行预测,发现与试验数据存在较大偏差,因此对该 模型的误差进行分析:

第1类误差来源是本文引入的3条假设: (1)液雾破碎时间约为0.3~0.6 ms,而本文忽略了 在此时间内的燃油蒸发量和化学反应过程;(2)采 用索太尔平均粒径来衡量蒸发量,但是却忽略了液 滴的升温过程;(3)实际横喷液雾的空间分布并不 均匀,因此均匀性假设也导致产生一定误差,液雾分 布的不均匀性是造成误差的主要原因。

第2类误差来源是 RP-3 的化学反应机理,该 机理在2 MPa 以上的适用性尚未得到验证,工作压 力大于2 MPa 时可能导致一定的预测误差。

第3类误差来源是液态燃料在自燃过程中会存 在一定的随机性,基于文献[5]的研究结果,自燃延迟 时间基本呈现一种正态分布的特征。而本次试验样 本数较少,因此试验结果的准确性上存在一定偏差。

为了对误差进行修正,结合文献[5]试验结果, 对液雾分布的不均匀性系数乘以修正系数1.1。最 终对1.7~2.3 MPa的工况进行了模型验证,试验工 况温度范围为700~1000 K,射流动量比范围为 20~110,气流流速约45 m/s,测试得到的自燃延迟 时间范围为2~9 ms。

模型与试验测试结果对比如图 7 所示。修正后的模拟结果与试验结果相比,误差控制在 ± 30% 的范围内。虽然误差相对较大,但工程方案设计中通常需要采用 2~3 倍的设计裕度<sup>[14]</sup>,因此也可以给工程方案的设计提供一些借鉴。同时与试验总结得到的经验关系式相比,该模型基于详细的化学反应机理

能够充分考虑航空煤油负温度效应所带来的影响。



Fig. 7 Comparison of predicted and measured results

# 3 模型应用

#### 3.1 温度、压力影响分析

温度和压力是影响化学反应快慢的主要因素, 本文分别采用 Chmekin 软件和液雾自燃模型对预混 燃料和横喷液雾的自燃延迟时间进行了计算、分析, 如图 8 所示。



图中散点为预混燃料(当量比为1)的自燃延迟 时间,实线代表横喷液雾(射流动量比为100)的自 燃延迟时间。其中预混燃料的自燃过程不受蒸发、 掺混等物理过程的影响,因此其自燃延时间更低。 随着温度和压力的增加,预混燃料与横喷液雾的自 燃延迟时间都显著降低。

#### 3.2 射流动量比、气流速度影响分析

本文进一步分析了射流动量比、气流速度对自 燃延迟时间的影响,从图 9 和图 10 可以看出,随着 射流动量比及气流速度的增加,自燃延迟时间都有 所降低。这是因为速度相同时,高射流动量比会造 成燃油浓度增加,从而使得自燃反应速率有所增加。 而射流动量比相同时,燃油总当量比基本一致,但气 流速度的增加会增加燃油的蒸发速率从而造成局部 油气比增加。



图 9 射流动量比对自燃延迟时间的影响

Fig. 9 Influence of momentum ratio on autoignition delay time



图 10 气流速度对自燃延迟时间的影响



#### 3.3 典型工况计算结果

使用该预测模型对典型工况下 LPP 燃烧室的 自燃延迟时间进行预测。所模拟的 LPP 燃烧室主 燃级的雾化结构特征如图 11 所示。在旋流的作用 下,横喷液雾在主燃级预混段中的实际运动路程 *S* 可表示为:

 $S = L/\cos\theta$  (9) 式中: $\theta$ —旋流器叶片的角度;L—预混段的轴向 长度。

在标准的起飞 - 降落循环中,起飞工况燃烧室的进口压力、温度和油气比最高,也是最容易发生自

燃的工况。因此对该工况下的航空煤油自燃延迟时间进行了预测。假设压力为 3.5 MPa,温度为 850 K, 气流速度为 100 m/s,射流动量比约为 92,计算得到 其自燃延迟时间为 1.04 ms。



图 11 主燃级旋流气动作用下的横喷液雾 Fig. 11Liquid jet in cross flow in main stage under the swirling aerodynamic action

基于文献[14]的经验,在工程方案设计中,通 常需要采用2~3 倍的裕度设计。因此对于叶片倾 角为45°的主燃级结构,需要保证预混段的轴向长 度超过21 mm才能避免自燃的风险,这与工程设计 方案的结果基本接近。

#### 4 结 论

根据主燃级的雾化、蒸发过程及其自燃反应机 理构建了横喷液雾的自燃延迟时间预测模型。与经 验关系式相比,该模型能更好地描述航空煤油的负 温度效应,基于文献[5]的试验测试结果,该预测模 型预测误差为±30%。得到的主要结论如下:

(1)从气动和雾化角度分析,射流动量比和气流速度是影响横喷液雾自燃延迟时间的主要因素。 其中,射流动量比决定了横喷液雾下游的油气比,而 气流速度则直接影响了粒径分布,决定了燃油蒸发的速率。随着射流动量比和气流速度的增加,横喷 液雾的自燃延迟时间均会显著下降。

(2) 从化学反应角度分析,压力和温度对横喷 液雾的自燃延迟时间也存在着一定影响。随着压力 的增加,自燃反应速率不断攀升,自燃延迟时间随之 显著下降;一般认为温度增加也会促进化学反应速 率,但是由于航空煤油在700~900 K时存在着明显 的负温度效应,使得在这一范围内其自燃延迟时间 对温度的变化并不是特别敏感。

(3)针对典型起飞工况的自燃延迟时间进行计算,在3.5 MPa、850 K 工况,自燃延迟时间的约为1 ms。

在工程设计的过程中还需注意的是,计算可以 得到主燃级轴向距离的最小值,但是在设计过程中 仍需要通过 CFD 验算燃油液滴在主燃级通道中的 驻留时间,以防由于预混通道内流通不畅产生积油, 从而造成主燃级通道的烧蚀。

# 参考文献:

- [1] SAZHIN S. Droplets and sprays:simple models of complex processes[M]. London:Springer,2014.
- [2] ZHANG C, LI B, RAO F, et al. A shock tube study of the autoignition characteristics of RP - 3 jet fuel[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3):3151 - 3158.
- [3] 高 伟,张 弛,贺春龙,等. 航空发动机极端条件下液雾自然 特性研究进展[J]. 实验流体力学,2019,33(1):29-40.
  GAO Wei,ZHANG Chi, HE Chun-long, et al. Progress on spray autoignition under the extreme conditions in aero-engines[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2019,33(1):29-40.
- [4] 靳 勇,林字震,张 弛,等.高温高压下航空煤油横向喷射自燃延迟时间特性研究[J].燃气涡轮试验与研究,2017,30(5): 26-30.

JIN Yong, LIN Yu-zhen, ZHANG Chi, et al. Spray autoignition delay time of fuel injected into crossflow at high temperature and high pressure [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(5):26-30.

- [5] ZHAO Y, ZHANG C, LIN Y. Random behavior of kerosene spray autoignition in crossflow[C]//ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2016.
- [6] TANABE M, KONO M, SATO J, et al. Two stage ignition of n -heptane isolated droplets [J]. Combustion Science and Technology, 1995,108(1/3):103-119.
- [7] SCHNAUBELT S, TANABE M, EIGENBROD C, et al. Verification of detailed simulations for two-stage ignition of single droplets by ignition radius[J]. Space Forum, 2000, 6(1/4):299 - 306.
- [8] REITZ R D. Modeling atomization processes in high-pressure vaporizing sprays[J]. Atomization and Sprays, 1987, 3:309 - 337.
- [9] LIU A B, MATHER D, REITZ R D. Modeling the effects of drop drag and breakup on fuel sprays[R]. United States: Technical Paper, 1993.
- [10] SONG J, CAIN C C, LEE J G. Liquid jets in subsonic air crossflow at elevated pressure [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 137 (4):41502-41512.
- [11] LI L. Fuel spray mixing characteristics in a premixed duct [D]. Beijing: Beihang University, 2015.
- [12] 黄 勇,林字震,樊未军,等.燃烧与燃烧室[M].北京:北京 航空航天大学出版社,2009.
   HUANG Yong, LIN Yu-zhen, FAN Wei-jun, et al. Combustion and combustor[M]. Beijing:Beihang University,2009.
- [13] JIN H, CAI J, WANG G, et al. A comprehensive experimental and kinetic modeling study of tert-butanol combustion [J]. Combustion and Flame, 2016, 169:154 – 170.
- [14] 蔚署明,索建秦. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 航空工业出版 社,2016.
  WEI Shu-ming, SUO Jian-qin. Advanved gas turbine combustor [M]. Aviation Industry Press,2016. (丛 敏 编辑)