

RP-3 航空煤油模拟替代燃料的着火延迟特性^{*}

刘靖¹, 胡二江¹, 黄佐华¹, 曾文²

- (1. 西安交通大学 能源与动力工程学院 动力工程多相流国家重点实验室, 陕西 西安 710049;
2. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 辽宁 沈阳 110136)

摘要: 为了获得一种新的国产 RP-3 航空煤油模拟替代燃料的着火延迟特性, 在化学激波管中完成了初始压力分别为 0.1MPa 与 0.3MPa, 当量比分别为 0.5, 1.0 与 1.5, 着火温度为 1000~1700K 条件下该模拟替代燃料着火延迟时间的试验测试, 分析了初始压力与当量比对该模拟替代燃料着火延迟时间的影响规律, 并与相应工况条件下 RP-3 航空煤油的着火延迟特性进行了对比分析。结果表明, 不同工况条件下, 该模拟替代燃料的着火延迟时间的对数与着火温度的倒数呈线性关系; 其着火延迟时间随当量比的降低或着火温度、初始压力的升高逐渐缩短; 相同工况条件下, 该模拟替代燃料的着火延迟时间与 RP-3 航空煤油的着火延迟时间吻合较好。

关键词: RP-3 航空煤油; 模拟替代燃料; 点火延迟时间; 化学激波管; 影响因素

中图分类号: TK401 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 02-0467-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190545

Ignition Delay Characteristics of a Surrogate Fuel for RP-3 Kerosene

LIU Jing¹, HU Er-jiang¹, HUANG Zuo-hua¹, ZEGN Wen²

- (1. State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering, School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technique for Aviation Propulsion System, Liaoning Province, School of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to gain the ignition delay characteristics of a new surrogate fuel for RP-3 kerosene, the ignition delay times of this surrogate fuel at the initial pressures of 0.1MPa and 0.3MPa, equivalence ratios of 0.5, 1.0, 1.5, and the ignition temperature range of 1000K~1700K, were experimentally tested in a chemical shock tube. The effects of the initial pressure and equivalence ratio on the ignition delay time of this surrogate fuel were investigated and compared with the ignition delay characteristics of RP-3 kerosene under corresponding working conditions. The results show that the correlation for the logarithm of the ignition delay time of this surrogate fuel and the reciprocal ignition temperature is linear under different conditions. At the same time, with the equivalence ratio decreasing or the ignition temperature and initial pressure increasing, the ignition delay time of this surrogate fuel is shortened. Furthermore, the ignition delay time of this surrogate fuel is agreed well with that of RP-3 kerosene under the same conditions.

* 收稿日期: 2019-08-04; 修订日期: 2019-11-27。

基金项目: 国家自然科学基金 (51676132)。

作者简介: 刘靖, 博士生, 研究领域为碳氢燃料基础燃烧特性。E-mail: liu_jingnew@126.com

通讯作者: 曾文, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机先进燃烧技术。E-mail: zengwen928@sohu.com

引用格式: 刘靖, 胡二江, 黄佐华, 等. RP-3 航空煤油模拟替代燃料的着火延迟特性[J]. 推进技术, 2021, 42(2):467-473. (LIU Jing, HU Er-jiang, HUANG Zuo-hua, et al. Ignition Delay Characteristics of a Surrogate Fuel for RP-3 Kerosene[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2):467-473.)

Key words: RP-3 kerosene; Surrogate fuel; Ignition delay time; Chemical shock tube; Influence factor

1 引 言

为了进一步提高航空发动机燃烧室燃烧与排放性能的数值计算准确性,充分发挥数值计算在航空发动机研制过程中的重要作用,进一步缩短航空发动机的研制周期,降低研制成本,构建准确的航空燃料的燃烧反应机理势在必行。然而,航空煤油是由几百种成份组成,如果针对其中的每种成份构建其燃烧反应机理,该燃烧反应机理将十分庞大,包括几百种组分与上千个基元化学反应^[1-3]。如果耦合如此复杂的燃烧反应机理与CFD(Computational fluid dynamics)计算模型,对航空发动机燃烧室内的流动、燃烧与污染物生成特性进行完整、准确的数值计算难度极大。

目前,一种有效的解决方法就是针对航空煤油中的主要组成成份,构建其模拟替代燃料,并形成该模拟替代燃料的燃烧反应机理。该模拟替代燃料的物理特性(密度、粘度、分子量、化学分子式、十六烷值、低热值等)和化学特性(着火延迟特性、燃烧特性、化学反应速率等)须与航空煤油相似^[4-6]。国外学者针对Jet A, Jet A-1, JP-8, JP-10, TR0等航空煤油的物理化学特性、成份组成等提出了多种模拟替代燃料模型(单组份、双组份及多组份),完成了其物理特性、着火与燃烧特性的试验测试,构建了多种燃烧反应机理,并完成了试验验证^[7-11]。近些年来,国内学者针对我国普遍使用的RP-3航空煤油,提出了多种模拟替代燃料模型,并构建了其燃烧反应机理^[12-14]。但是,上述几种模拟替代燃料模型均采用国外Jet A, Jet A-1, JP-8, JP-10等航空煤油的模拟替代

燃料模型(组成成分的比例有调整),而国外航空煤油与国产RP-3航空煤油在物理和化学特性上差异较大(尤其是烃类构成比例^[15]),因此,所选择的模拟替代燃料模型并不太适合RP-3航空煤油。曾文等^[15]对RP-3航空煤油的主要组成成份与物理特性进行了试验测试与分析,提出了其模拟替代燃料模型的遴选指标,确定了由14%正癸烷/10%正十二烷/30%异十六烷/36%甲基环己烷/10%甲苯(摩尔分数)组成的RP-3航空煤油模拟替代燃料模型,并试验测试了该模拟替代燃料的主要物理特性。结果发现,该模拟替代燃料的平均分子量、氢碳比、十六烷值与低热值、不同温度下密度与动力粘度变化趋势等主要物理特性与RP-3航空煤油非常吻合。

本文对曾文等提出的RP-3航空煤油模拟替代燃料在多工况条件下的着火延迟特性进行了试验测试,并与相同工况条件下RP-3航空煤油的着火延迟特性进行了对比分析,为该模拟替代燃料的化学特性(着火特性)的验证提供了重要的试验数据,同时,也将为RP-3航空煤油燃烧反应机理的构建与验证提供重要支撑。

2 实验装置与原理

化学激波管实验装置如图1所示,由激波管管体、配气与进气系统、着火诊断及数据采集系统构成,实际布置如图2所示。该实验装置可进行宽工况范围条件下碳氢燃料着火延迟时间的试验测量,其中,着火温度为600~3000K,初始压力为0.05~6MPa,当量比为0.2~6.0。利用缝合条件可以将试验时间提高到20ms以上。

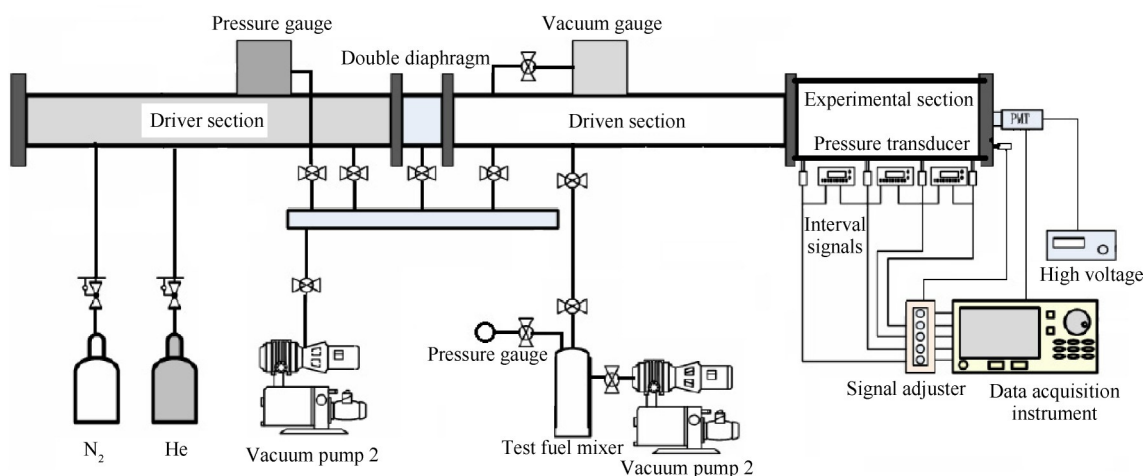


Fig. 1 Experimental setup of the chemical shock tube



Fig. 2 Actual drawing of the chemical shock tube

激波管管体总长为 14m,横截面为圆形(直径为 150mm),壁厚为 20mm,由一个双膜破膜结构分成高压段(6m)和低压段(8m)。在低压段中包括 2m 的实验段,为保证其能承受较高的试验压力,将该试验段管体壁厚增厚至 30mm。为实现宽压力范围的试验测试条件,破膜材料分别选用厚度为 0.07mm,0.2mm 和 0.6mm 的 PET(Polyethylene terephthalate)膜片以完成不同初始压力(<0.5MPa, 0.5~1.0MPa 和 >1.0MPa)条件下碳氢燃料着火延迟时间的测试。

在激波管测试系统中,主要结合试验过程中的压力信号来判断可燃混合气的着火延迟时间。由 5 个均匀布置在激波管实验段侧壁的 ICP(Integrated circuits piezoelectric)型压力传感器组成压力测试系统。反射激波经过后试验段气体的压力由第一个带有加速补偿的 ICP 型压力传感器测量,入射激波的速度由后 4 个 ICP 型压力传感器测量。上述压力传感器的灵敏度为 1.45V/MPa,分辨率为 14Pa,响应时间 <1 μ s。在上述 5 个 ICP 型压力传感器之间并联 4 个时间间隔计数器,单次测量精度为 10⁻¹¹s。入射激波的马赫数可通过如下方法计算得到:采用最小二乘法将获得的四个时间间隔和五个传感器之间的距离线性反推至实验段端面处,获得入射激波速度并以此计算出入射激波马赫数。实验段混合气压力采用薄膜式真空计测量,反射激波后的压力可通过电荷型传感器进行测量。测试过程中,由数据采集仪记录所有的压力信号。

本试验的误差主要包括入射激波经过试验区后气体的温度测量误差以及着火延迟时间的测量误差。入射激波经过试验区后气体的温度测量误差来

源于时间间隔计数器的误差和传感器之间距离测量的误差。根据本试验的测试设备条件,入射激波经过试验区后气体的温度测量误差大约为 25K。着火延迟时间主要由反射激波速度、燃烧波速度以及着火测量位置距离端面的距离决定,在本试验中,由于上述三个因素的影响,着火延迟时间的试验测量值将比实际着火延迟时间缩短 20~45 μ s。

3 实验结果与分析

在化学激波管中对 RP-3 航空煤油以及由正癸烷(*n*-decane)、正十二烷(*n*-dodecane)、异十六烷(Iso-cetane)、甲基环己烷(MCH)及甲苯(Toluene)(摩尔分数分别为 14%,10%,30%,36%,10%)组成的 RP-3 航空煤油模拟替代燃料在初始压力分别为 0.1MPa,0.3MPa、当量比分别为 0.5,1.0,1.5、着火温度为 1000~1700K 条件下的着火延迟时间进行试验测试。不同当量比下 RP-3 航空煤油与其模拟替代燃料的试验配气情况如表 1 与表 2 所示。在试验过程中,固定燃料浓度为 0.5%,根据当量比计算氧气的比例,剩余全部为氩气。保持混气罐温度为 410K 以实现航空煤油的完全汽化,同时保持管体温度为 370K 以保证已汽化的航空煤油不会凝结。

Table 1 Mole fractions of test species at different equivalent ratios (%)

Test No.	Equivalence ratio	RP-3 kerosene	O ₂	Ar
1	0.5	0.5	16.04	83.47
2	1.0	0.5	8.02	91.48
3	1.5	0.5	5.34	94.16

Table 2 Mole fractions of species in the surrogate fuel at different equivalent ratios (%)

Test No.	Equivalence ratio	<i>n</i> -decane	Toluene	MCH	<i>n</i> -dodecane	Iso-cetane	O ₂	Ar
1	0.5	0.07	0.05	0.18	0.05	0.15	16.04	83.47
2	1.0	0.07	0.05	0.18	0.05	0.15	8.02	91.48
3	1.5	0.07	0.05	0.18	0.05	0.15	5.34	94.16

不同碳氢燃料在不同工况条件下的自着火方式可分为强着火和弱着火两种着火方式,不同着火方式下碳氢燃料着火过程中的压力变化曲线存在较大差异。图3显示了初始压力为0.1MPa,当量比为1.0,着火温度为1261K时RP-3航空煤油模拟替代燃料着火过程中的压力变化曲线。

从图可以明显看出,该模拟替代燃料着火过程中存在两个压力台阶。第一个压力台阶产生原因

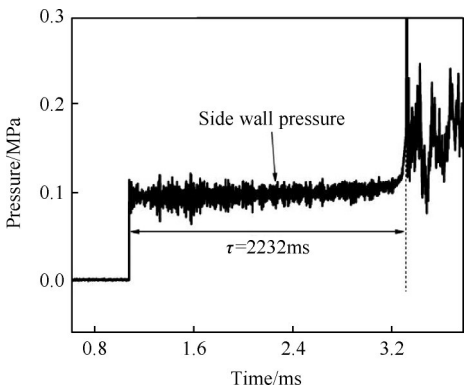


Fig. 3 Pressure variation trend in the ignition process
($p=0.1\text{MPa}$, $T=1261\text{K}$, $\phi=1.0$)

为:入射激波达到试验段端面时,会初步提升实验气体的压力与温度;第二个压力台阶产生原因:入射激波达到试验段端面后,会产生反射激波,实验气体的压力与温度在反射激波的作用下会再次提升,从而发生着火。在强着火方式中,能够清晰确定实验气体的着火始末,相应着火延迟时间也较为容易确定:两个压力台阶之间的时间间隔。因此,在该试验工况下,模拟替代燃料的着火延迟时间为2.232ms。

初始压力分别为0.1MPa、0.3MPa,当量比分别为0.5、1.0、1.5时,不同着火温度下RP-3航空煤油与其模拟替代燃料的着火延迟时间如表3,表4所示。

从表3与表4可以看到,初始压力为0.1MPa,当量比为0.5,着火温度为1092~1474K时,RP-3航空煤油的着火延迟时间约为108~5096 μs ,着火温度为1051~1557K时,模拟替代燃料的着火延迟时间约为42~6637 μs ;当量比为1.0,着火温度为1149~1591K时,RP-3航空煤油的着火延迟时间约为107~6529 μs ,着火温度为1164~1669K时,模拟替代燃料的着火延迟时间约为49~7164 μs ;当量比为1.5,着火

Table 3 Ignition delay times of RP-3 kerosene

p/MPa	ϕ	T/K	$\tau_{\text{ign}}/\mu\text{s}$	ϕ	T/K	$\tau_{\text{ign}}/\mu\text{s}$	ϕ	T/K	$\tau_{\text{ign}}/\mu\text{s}$
0.1	0.5	1298	595	1.0	1291	1486	1.5	1350	1434
		1399	180		1425	355		1396	1051
		1474	108		1494	214		1465	499
		1261	802		1591	107		1565	220
		1145	2798		1259	2050		1254	3734
		1183	1605		1149	6529		1670	113
		1092	5096		1338	742			
0.3	0.5	1229	437	1.0	1247	1098	1.5	1320	762
		1162	1227		1319	469		1127	4134
		1036	5697		1400	263		1254	1610
		1085	2902		1137	2533		1466	262
		1268	252		1207	1281		1415	377
		1345	141		1107	3765			

Table 4 Ignition delay times of the surrogate fuel

p/MPa	ϕ	T/K	$\tau_{\text{ign}}/\mu\text{s}$	ϕ	T/K	$\tau_{\text{ign}}/\mu\text{s}$	ϕ	T/K	$\tau_{\text{ign}}/\mu\text{s}$
0.1	0.5	1296	693	1.0	1261	2232	1.5	1364	1602
		1373	225		1370	709		1457	746
		1490	84		1501	250		1496	518
		1557	42		1618	89		1678	122
		1240	1135		1225	2945		1269	3785
		1142	2764		1164	7164		1524	396
		1051	6637		1669	49			
0.3	0.5	1230	396	1.0	1354	424	1.5	1404	550
		1171	944		1474	203		1163	3859
		1384	102		1480	186		1261	1887
		1057	2560		1252	1224		1508	215
		1304	152		1138	3045			
		1045	3445		1042	6913			

温度为 1254~1670K 时, RP-3 航空煤油的着火延迟时间约为 113~3734 μ s, 着火温度为 1269~1678K 时, 模拟替代燃料的着火延迟时间约为 122~3785 μ s。

同时, 初始压力为 0.3MPa, 当量比为 0.5, 着火温度为 1036~1345K 时, RP-3 航空煤油的着火延迟时间约为 141~5697 μ s, 着火温度为 1045~1384K 时, 模拟替代燃料的着火延迟时间约为 102~3445 μ s; 当量比为 1.0, 着火温度为 1107~1400K 时, RP-3 航空煤油的着火延迟时间约为 263~3765 μ s, 着火温度为 1042~1480K 时, 模拟替代燃料的着火延迟时间约为 186~

6913 μ s; 当量比为 1.5, 着火温度为 1127~1466K 时, RP-3 航空煤油的着火延迟时间约为 262~4134 μ s, 着火温度为 1163~1508K 时, 模拟替代燃料的着火延迟时间约为 215~3859 μ s。

图 4 显示了当量比分别为 0.5, 1.0, 1.5, 初始压力分别为 0.1MPa, 0.3MPa 时, 不同着火温度下该模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油着火延迟时间的对比。从图可以看出, RP-3 航空煤油和模拟替代燃料的着火延迟时间的对数与着火温度的倒数呈线性关系, 并且随着着火温度的升高逐渐缩短。对于典型的碳氢燃

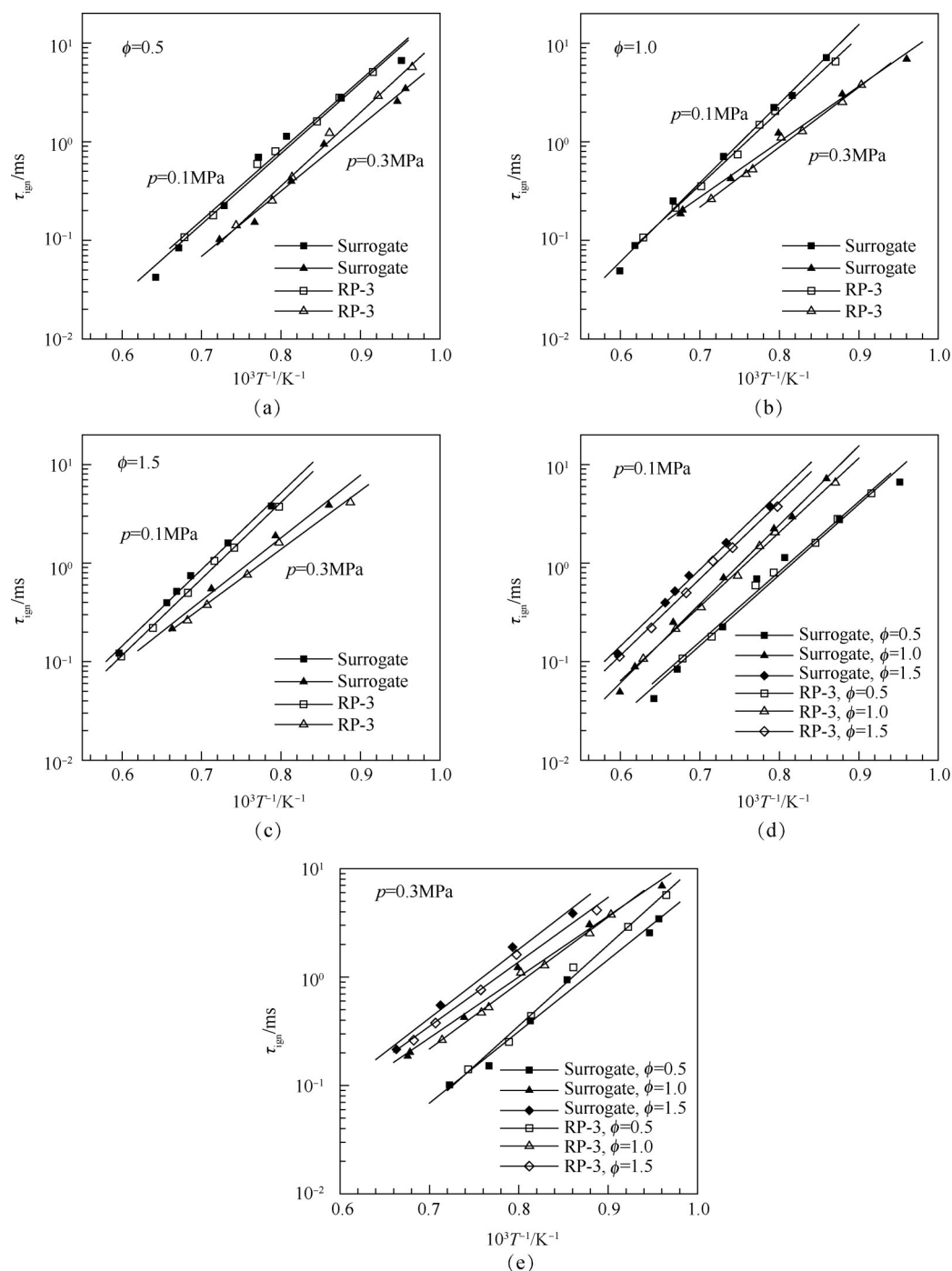


Fig. 4 Comparisons of ignition delay times between the surrogate fuel and RP-3 kerosene

料,随着压力的增加,燃料浓度增大,反应速率增加,燃料的着火延迟时间将缩短;随着当量比的减小,氧气浓度升高,促进燃料消耗,燃料的着火延迟时间也将缩短。同时,根据 Arrhenius 关系式,着火延迟时间的对数与压力之间呈反比关系,而与当量比之间呈正比关系,因此,随着初始压力的升高或当量比的降低,RP-3 航空煤油和模拟替代燃料的着火延迟时间逐渐缩短。

同时,当量比为 0.5,初始压力为 0.1MPa 时,模拟替代燃料的着火延迟时间与 RP-3 航空煤油的着火延迟时间吻合较好。当初始压力升高至 0.3MPa 时,在高着火温度区域两者吻合较好,但在低着火温度区域两者之间存在差异。在当量比为 1.0,初始压力为 0.1MPa 时,两者在高着火温度区域吻合较好,但在低着火温度区域则存在差异;当压力升高至 0.3MPa 时,两者之间的吻合趋势则正好相反。在当量比为 1.5,初始压力分别为 0.1MPa 与 0.3MPa 时,在所有着火温度范围内,两者之间存在差异,但差异较小。在两者存在偏差的区域,模拟替代燃料的着火延迟时间普遍高于 RP-3 航空煤油的着火延迟时间,主要原因可能是模拟替代燃料中高碳数组分(正十二烷与异十六烷)占的比例高于实际 RP-3 航空煤油中高碳数组分所占比例,而高碳数燃料一般难于着火,从而导致在相同的工况条件下着火延迟时间要有所延长。

利用多元线性回归拟合得到了初始压力为 0.1~0.3MPa,当量比为 0.5~1.5,着火温度为 1100~1700K 条件下,RP-3 航空煤油与其模拟替代燃料着火延迟期的 Arrhenius 关系式如下

RP-3 航空煤油

$$\tau = 4.719 \times 10^{-3} p^{-0.72} \phi^{1.27} \exp\left(\frac{32.19}{RT}\right) \quad (1)$$

模拟替代燃料

$$\tau = 6.824 \times 10^{-3} p^{-0.71} \phi^{1.59} \exp\left(\frac{31.47}{RT}\right) \quad (2)$$

对比式(1)与式(2)可以看出,在相同的工况下,该模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油的活化能基本一致(模拟替代燃料为 31.47kcal/mol,RP-3 航空煤油为 32.19kcal/mol),压力指数基本吻合(模拟替代燃料为 -0.71,RP-3 航空煤油为 -0.72),当量比指数存在微小差异(模拟替代燃料为 1.59,RP-3 航空煤油为 1.27),指前因子也有较小差异(模拟替代燃料为 6.824×10^{-3} ,RP-3 航空煤油为 4.719×10^{-3})。但是,从整体来说,结合图 4 以及上面两个公式可以看出,在

相同工况条件下,该模拟替代燃料与 RP-3 航空煤油的着火延迟特性吻合较好。

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)在不同工况条件下,RP-3 航空煤油模拟替代燃料的着火延迟时间的对数与着火温度的倒数呈线性关系;随着着火温度、初始压力的升高或当量比的降低,该模拟替代燃料的着火延迟时间逐渐缩短。

(2)当量比为 0.5,初始压力为 0.1MPa 时,该模拟替代燃料的着火延迟时间与 RP-3 航空煤油的着火延迟时间吻合较好。当初始压力升高至 0.3MPa 时,在高着火温度区域两者吻合较好,但在低着火温度区域两者之间存在差异。在当量比为 1.0,初始压力为 0.1MPa 时,两者在高着火温度区域吻合较好,但在低着火温度区域则存在差异;当压力升高至 0.3MPa 时,两者之间的吻合趋势则正好相反。在当量比为 1.5,初始压力分别为 0.1MPa 与 0.3MPa 时,在所有着火温度范围内,两者之间存在差异,但差异较小。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Edwards T, Maurice L Q. Surrogate Mixtures to Represent Complex Aviation and Rocket Fuels[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(2): 461-466.
- [2] Riesmeir E, Honnet S, Peters N. Flamelet Modeling of Pollutant Formation in a Gas Turbine Combustion Chamber Using Detailed Chemistry for a Kerosene Model Fuel [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, 126(4): 899-905.
- [3] Jiang R P, Liu G Z, Zhang X W, et al. Thermal Cracking of Hydrocarbon Aviation Fuels in Regenerative Cooling Micro-Channels[J]. *Energy & Fuels*, 2013, 27(5): 2563-2577.
- [4] Dooley S, Won S H, Heyne J, et al. The Experimental Evaluation of a Methodology for Surrogate Fuel Formulation to Emulate Gas Phase Combustion Kinetic Phenomena[J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159(4): 1444-1466.
- [5] Mehl M, Pitz W J, Sarathy S M, et al. Modeling the Combustion of High Molecular Weight Fuels by a Functional Group Approach [J]. *International Journal of Chemical Kinetics*, 2012, 44(4): 257-276.
- [6] Mensch A, Santoro R J, Litzinger T A, et al. Sooting Characteristics of Surrogates for Jet Fuels[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(3): 1097-1105.
- [7] Masiol M, Harrison R M. Aircraft Engine Exhaust Emis-

- sions and Other Airport-Related Contributions to Ambient Air Pollution: A Review [J]. *Atmospheric Environment*, 2014, 95(1): 409-455.
- [8] Humer S, Frassoldati A, Granata S, et al. Experimental and Kinetic Modeling Study of Combustion of JP-8, Its Surrogates and Reference Components in Laminar Non-Premixed Flows[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(1): 393-400.
- [9] Patterson P M, Kyne A G, Pourkhashanian M, et al. Combustion of Kerosene in Counter-Flow Diffusion Flames[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(3): 453-460.
- [10] Kim D, Martz J, Violi A. A Surrogate for Emulating the Physical and Chemical Properties of Conventional Jet Fuel [J]. *Combustion and Flame*, 2014, 161(6): 1489-1498.
- [11] Dooley S, Won S H, Chao M, et al. A Jet Fuel Surrogate Formulated by Real Fuel Properties[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(12): 2333-2339.
- [12] 范学军, 俞 刚. 大庆 RP-3 航空煤油热物性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 187-192. (FAN Xue-jun, YU Gang. Analysis of Thermophysical Properties of Daqing RP-3 Aviation Kerosene [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(2): 187-192.)
- [13] 郑 东, 于维铭, 钟北京. RP-3 航空煤油替代燃料及其化学反应动力学模型[J]. 物理化学学报, 2015, 31(4): 636-642.
- [14] 徐佳琪, 郭俊江, 刘爱科, 等. RP-3 替代燃料自点火燃烧机理构建及动力学模拟[J]. 物理化学学报, 2015, 31(4): 643-652.
- [15] 曾 文, 刘 靖, 张治博, 等. 一种新的 RP-3 航空煤油模拟替代燃料[J]. 航空动力学报, 2017, 32(10): 2314-2320.

(编辑:史亚红)