文章编号：1000-8055(2024)05-20220381-09 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220381

RP-3 航空煤油/O_2 的氧化与着火特性试验

张鑫炜[1]，曾 文[1]，胡 斌[2]，殷阁媛[3]，张英佳[3]，马宏宇[4]

（1. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院，沈阳 110136；
2. 中国科学院 工程热物理研究所，北京 100190；
3. 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，西安 710049；
4. 中国航发沈阳发动机研究所，沈阳 110015）

摘 要： 在流动管反应器中对当量比分别为 0.5、1.0、2.0、温度范围为 550～1 200 K、压力分别为 0.1、3.0 MPa 条件下 RP-3 航空煤油/O_2 的氧化特性进行了试验测试。结果表明：当量比由 0.5 增加到 2.0 时，RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中各组分生成的起始温度以及出现摩尔分数峰值时的温度均升高；压力由 0.1 MPa 升高到 3.0 MPa 时，RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中各组分生成的起始温度以及出现摩尔分数峰值时的温度均降低，烷烃的摩尔分数峰值升高，而烯烃的摩尔分数峰值则降低。同时，在激波管中对当量比分别为 0.8、3.5、压力分别为 0.2、1.0、5.0 MPa、温度范围为 950～1 500 K 条件下 RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟特性进行了试验测试。结果表明，RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间随压力与温度的升高、当量比由 3.5 减小到 0.8 时逐渐缩短。

关 键 词： RP-3 航空煤油；氧化特性；流动管反应器；激波管；着火延迟时间

中图分类号： V231.2；TK401 **文献标志码：** A

Experiment on the oxidation and ignition delay characteristics of RP-3 kerosene/oxygen

ZHANG Xinwei[1], ZENG Wen[1], HU Bin[2], YIN Geyuan[3], ZHANG Yingjia[3], MA Hongyu[4]

(1. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
3. State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering, School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
4. Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The oxidation characteristics of RP-3 kerosene/O_2 were experimentally tested in the flow reactor under the conditions of the equivalence ratios of 0.5, 1.0 and 2.0, the temperature range of 550—1 200 K, the pressure of 0.1, 3.0 MPa. The results showed that, with the increase of equivalent ratio from 0.5 to 2.0, the starting temperature of each species formation and the corresponding temperature of the peak mole fraction of each species increased. With the increase of pressure from 0.1 MPa to 3.0 MPa, the starting temperature of each species formation and the corresponding temperature of the peak mole fraction of each species decreased, and the peak mole fraction of alkanes increased while that of alkenes decreased.

收稿日期： 2022-05-28

基金项目： 国家科技重大专项(2017-Ⅲ-0006-0031)

作者简介： 张鑫炜(1998—)，女，硕士生，主要从事碳氢燃料基础燃烧特性研究。E-mail: 779692897@qq.com

通信作者： 曾文(1977—)，男，教授，博士，主要从事发动机先进燃烧技术研究。E-mail: zengwen928@sohu.com

引用格式： 张鑫炜，曾文，胡斌，等. RP-3 航空煤油/O_2 的氧化与着火特性试验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 20220381. ZHANG Xinwei, ZENG Wen, HU Bin, et al. Experiment on the oxidation and ignition delay characteristics of RP-3 kerosene/oxygen[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20220381.

Meanwhile, the ignition delay characteristics of RP-3 kerosene/O_2 were experimentally tested in the shock tube under the conditions of the equivalent ratios of 0.8, and 3.5, the pressure of 0.2, 1.0, and 5.0 MPa, the temperature range of 950—1 500 K. The results showed that, with the increase of the pressure and temperature or the decrease of equivalent ratio from 3.5 to 0.8, the ignition delay time of RP-3 kerosene/O_2 was shortened.

Keywords: RP-3 kerosene；oxidation characteristics；flow reactor；shock tube；ignition delay time

进入 20 世纪以来，随着科技水平的进步及作战理念的转变，世界主要军事强国越来越将临近空间视作现代空中作战的重要战略领域，以谋求在未来的军事对抗中夺得先机，占据主导地位。作为空天飞行器的一种新型动力系统，空气涡轮火箭发动机是一种特殊的涡轮机循环发动机，主要由压气机、涡轮、燃烧室、尾喷管及富燃燃气发生器等部件组成[1-2]。航空煤油与液氧在富燃燃气发生器中燃烧反应后产生高温燃气，随后高温燃气流入涡轮，驱动涡轮运转，带动压气机工作。燃烧室位于涡轮后端，高温燃气与空气分别经内、外涵流入燃烧室并在燃烧室中再次燃烧，最后由尾喷管排出，为飞行器提供动力。空气涡轮火箭发动机的推力取决于流经涡轮的燃气温度、流量与成分组成，因此，航空煤油与液氧在富燃燃气发生器中的氧化、着火与燃烧特性就显得尤为重要[3]。

目前，碳氢燃料氧化特性的试验测试装置主要有流动管反应器[4-6]和射流搅拌器[7-9]。Liu 等[10]在射流搅拌器中试验测试了不同当量比、初始压力与初始温度条件下 RP-3 航空煤油与其模型燃料（三组分）氧化过程中多种组分的摩尔分数变化趋势。Liu 等[11]在射流搅拌器中试验测试与对比分析了初始压力为 0.1 MPa、当量比分别为 0.5、1.0、初始温度范围为 550～1 100 K 条件下 RP-3 航空煤油及其模型燃料（五组分）氧化过程中主要组分的生成特性。碳氢燃料着火延迟特性的试验测试装置主要有激波管[12-16]和快速压缩机[17-18]。Chen 等[19]在激波管中试验测试了压力分别为 0.01、0.03、0.05、0.1 MPa、温度范围为 1 113～1 600 K、当量比分别为 0.5、1.0、1.5 条件下 RP-3 航空煤油的着火延迟特性，获得了 RP-3 航空煤油着火延迟时间的主要影响因素与影响规律。Mao 等[20]对压力分别为 1.0、2.0、3.0 MPa、当量比范围为 0.5～1.5 条件下 RP-3 航空煤油在激波管中（温度范围为 870～1 437 K）与快速压缩机中（温度范围为 624～740 K）的着火延迟特性进行了试验测试，并获得了不同工况下 RP-3 航空煤油着火延迟时间的负温度系数（NTC）效应区域温度范围为 701～884 K。刘靖等[21]在激波管中对当量比范围为 0.5～1.5、初始温度范围为 1 000～1 700 K、初始压力范围为 0.1～0.3 MPa 条件下 RP-3 航空煤油及其模型燃料（五组分）的着火延迟特性进行了试验测试与对比分析。目前，相比于射流搅拌器，碳氢燃料在流动管反应器中氧化特性的试验测试开展较少，且尚无 RP-3 航空煤油/O_2 在流动管反应器中高压条件下氧化特性的试验测试报道；同时，RP-3 航空煤油/O_2 在激波管中高压条件下的着火延迟特性的试验测试也鲜有报道。

本文对 RP-3 航空煤油/O_2 在当量比分别为 0.5、1.0、2.0、温度范围为 550～1 200 K、压力分别为 0.1、3.0 MPa 条件下高压流动管反应器中的氧化特性以及在当量比分别为 0.8、3.5、压力分别为 0.2、1.0、5.0 MPa、温度范围为 950～1 500 K 条件下高压激波管中的着火延迟特性进行了试验测试，获得了不同工况条件下 RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间以及氧化过程中多种组分摩尔分数随温度的变化趋势，为空气涡轮火箭发动机中富燃燃气发生器的结构设计、燃烧组织与性能优化提供理论基础与技术支撑。

1 实验装置与原理

1.1 氧化特性试验测试系统

氧化特性试验测试系统如图 1 所示，由流动管反应器（体长为 90 cm、直径为 6 mm 的内石英外不锈钢的双层结构）、加热系统（包括预加热和实验段加热）、进气系统（包括液体和气体燃料）和检测系统（包括气相色谱仪与气质联用仪）组成。

试验时，液体燃料首先在预热汽化罐中汽化为燃料蒸汽，然后和氧气分别由氦气稀释后进入石英管和不锈钢管，保证内外压差一致，并采用

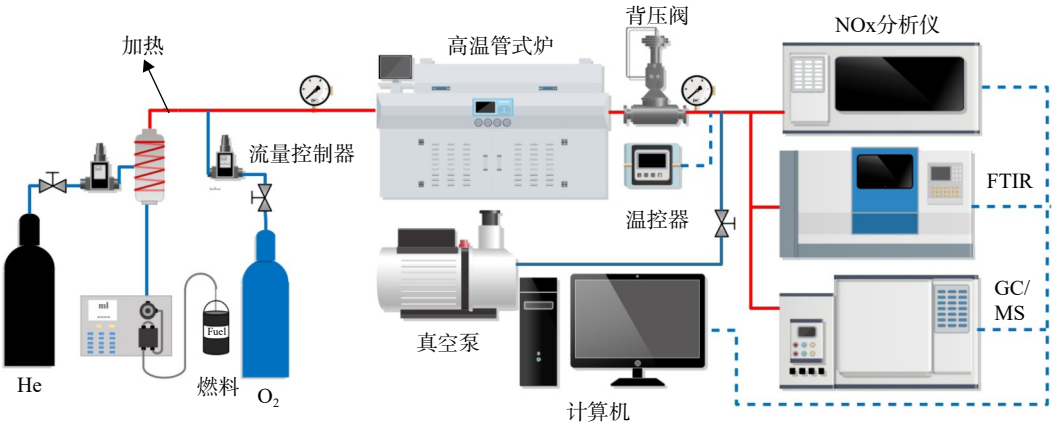


图 1　高压流动管反应器试验测试系统

Fig. 1　Experimental system of the high pressure flow tube reactor

背压阀实现高压条件。采用加热带和温度控制器对流动管反应器中反应段之前与之后的管路进行加热，使液体燃料在反应段之前的管路中完全汽化并降低流动管反应器内的温度梯度，同时，避免剩余反应物和产物在反应段之后的管路中液化；采用高温电炉（温度范围为 298～1 200 K）对反应段进行加热，提供反应物发生氧化反应所需的持续稳定的温度环境。流动管反应器的沿程温度曲线由 K 型热电偶配合手持式温度测量仪测得。

碳氢燃料在流动管反应器发生氧化反应后，采用氦气作为载气，使氧化产物进入气相色谱仪（GC）与气质联用仪（GC-MS），利用检测器进行定性定量分析。无机物（CO、CO_2 等）与 H_2O 分别通过毛细色谱柱（PLOT-Q）与填充柱（Porapark-N）配合热导检测器（TCD）进行检测，C_1～C_4 轻烃化合物与 C_5～C_8 化合物分别通过毛细色谱柱（PLOT-Q、HP-5）配合氢火焰离子检测器（FID）进行检测。图 1 中 FTIR（Fourier-transform infrared spectrometer）为傅里叶变换红外光谱仪。

碳氢燃料在流动管反应器中的滞留时间可通过下式进行计算：

$$\tau = \frac{\pi}{4} d^2 L \left(q_V \frac{T_1}{273.15} \cdot \frac{1}{p} \right)^{-1}$$

式中 τ 为滞留时间，s；d 为流动管反应器直径，m；L 为流动管反应器长度，m；q_V 为试验条件下的体积流量，m^3/s；T_1 为流动管反应器内温度，K；p 为流动管反应器内压力，Pa。

1.2　着火延迟时间试验测试系统

着火延迟时间试验测试系统如图 2 所示，包括配气与进气系统、激波管管体、着火诊断及数据采集系统。激波管管体总长为 11.4 m、内径为 150 mm、壁厚为 20 mm，由双膜破膜结构将管体

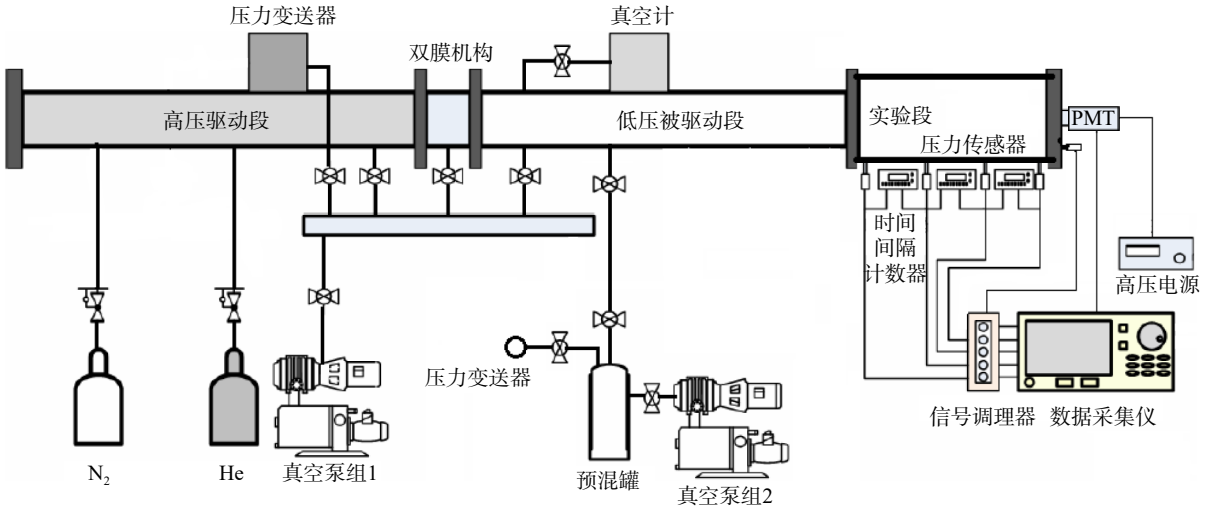


图 2　高压激波管试验测试系统

Fig. 2　Experimental system of the high pressure shock tube

分成 6 m 长的高压驱动段和 5.4 m 长的低压实验段。针对不同的压力选择不同厚度的 PET (polyethylene terephthalate)膜片；同时，对激波管内壁面进行抛光处理并镀锌，以减小流动摩擦及管体内壁的腐蚀。

试验过程中，结合安装在实验段端盖处的压力信号和 OH*自发光信号来确定碳氢燃料的着火延迟时间。压力测试系统由两部分组成，分别为均匀布置在实验段侧壁上的 5 个 ICP(integrated circuits piezoelectric)型压力传感器和布置在实验段端盖中心的 1 个带加速补偿的电荷型传感器。利用侧壁面 5 个 ICP 型压力传感器(响应时间小于 1 μs)测得压力跃升时间，并结合 5 个压力传感器中的 4 个时间间隔计数器获得入射激波锋面传播速度。实验段混合气的压力由高精度压力变送器及薄膜式真空计测量，反射激波后的压力由端盖处的电荷型传感器测量。自着火发生时的窄带微弱光信号可通过实验段端盖处的光电倍增管 PMT(photomultiplier tube)配联高压稳压电源进行探测；同时，通过光电倍增管前一块波长为 307 nm 的窄带通滤波片滤掉 OH*自发光信号以外的其他杂光。所有的压力信号和自发光信号由数据采集仪记录。试验中，采用 He 作为驱动气体，采用 Ar 作为稀释气体。着火延迟时间的测量误差为 20～30 μs。

2 RP-3 航空煤油/O_2 的氧化特性

在高压流动管反应器试验测试系统中对压力分别为 0.1、3.0 MPa、当量比分别为 0.5、1.0、2.0、温度范围为 550～1 200 K 条件下 RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中主要组分摩尔分数进行了试验测试。不同当量比下混合气组成如表 1 所示。

不同电炉设定温度下流动管反应器内沿轴向温度分布曲线如图 3 所示，图中横坐标 L 为流动管轴向距离，纵坐标 T_1 为流动管反应器内温度。

表 1 氧化特性试验工况

Table 1 Test conditions for oxidation characteristics

工况编号	ϕ	摩尔分数		
		RP-3	O_2	He
1	0.5	0.003	0.105 47	0.891 53
2	1.0	0.003	0.052 73	0.944 27
3	2.0	0.003	0.026 37	0.970 63

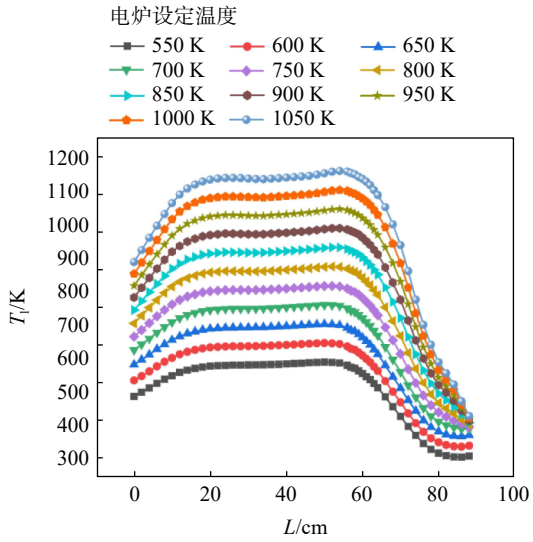
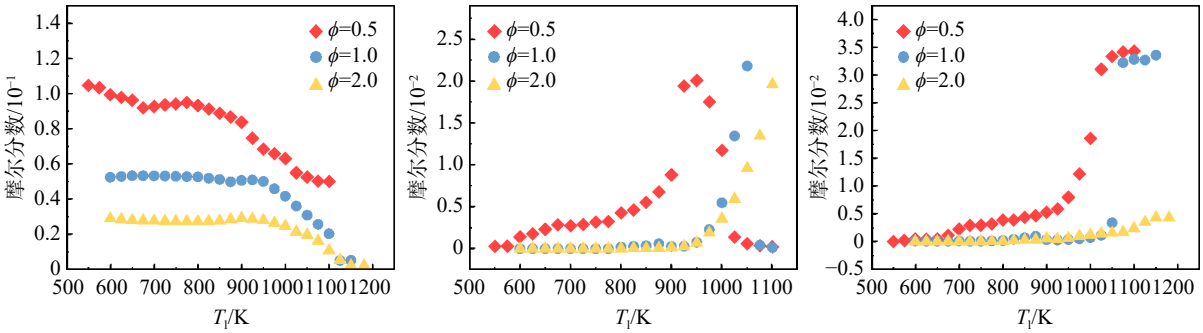


图 3 流动管反应器内轴向温度分布曲线

Fig. 3 Axial temperature distribution curve in flow tube reactor

图 4 显示了初始压力(p)为 0.1 MPa 时当量比(ϕ)对 RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中主要组分摩尔分数随温度变化趋势的影响规律。

从图可以看出，当量比为 0.5 时，RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中烷烃和烯烃的摩尔分数峰值均出现在温度为 900～950 K 区间内，甲醇(CH_3OH)与乙醛(CH_3CHO)的摩尔分数峰值出现在温度为 650～750 K 区间内，CO 与 CO_2 的摩尔分数在 1 050 K、H_2O 摩尔分数在 950 K 时达到稳定。随着当量比的增加，RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中各组分生成的起始温度以及摩尔分数达到峰值时的温度均逐渐升高。



(a) O_2 (b) CO (c) CO_2

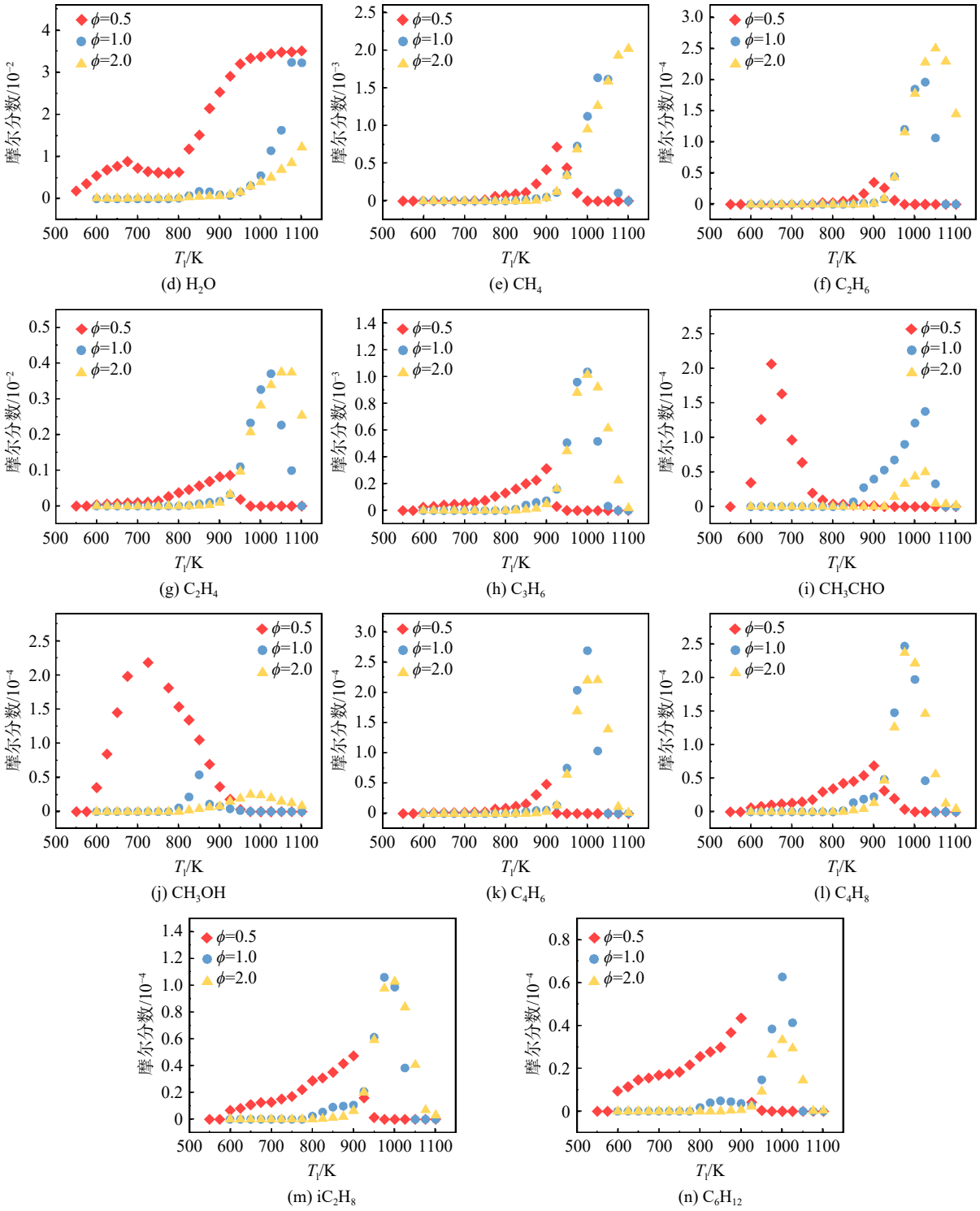


图 4　当量比对主要组分摩尔分数随温度变化趋势的影响(p=0.1 MPa)

Fig. 4　Effect of equivalence ratio on the variation trend of the main species mole fraction with temperature (p=0.1 MPa)

图 5 显示了当量比为 2.0 时压力对 RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中主要组分摩尔分数的影响规律。当压力为 3.0 MPa 时，由于 RP-3 航空煤油的汽化温度随压力升高而升高，温度低于 610 K 时 RP-3 航空煤油不能完全汽化，因此，在该压力条件下，初始温度提高至 650 K。

从图 5 可以看出，当压力为 3.0 MPa、当量比为 2.0 时，混合气中氧气的含量远远低于压力为 0.1 MPa 时。随着压力由 0.1 MPa 升高到 3.0 MPa，RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中各组分生成的起始温度以及摩尔分数达到峰值时的温度均降低，烷烃的摩尔分数峰值升高，而烯烃的摩尔分数峰值

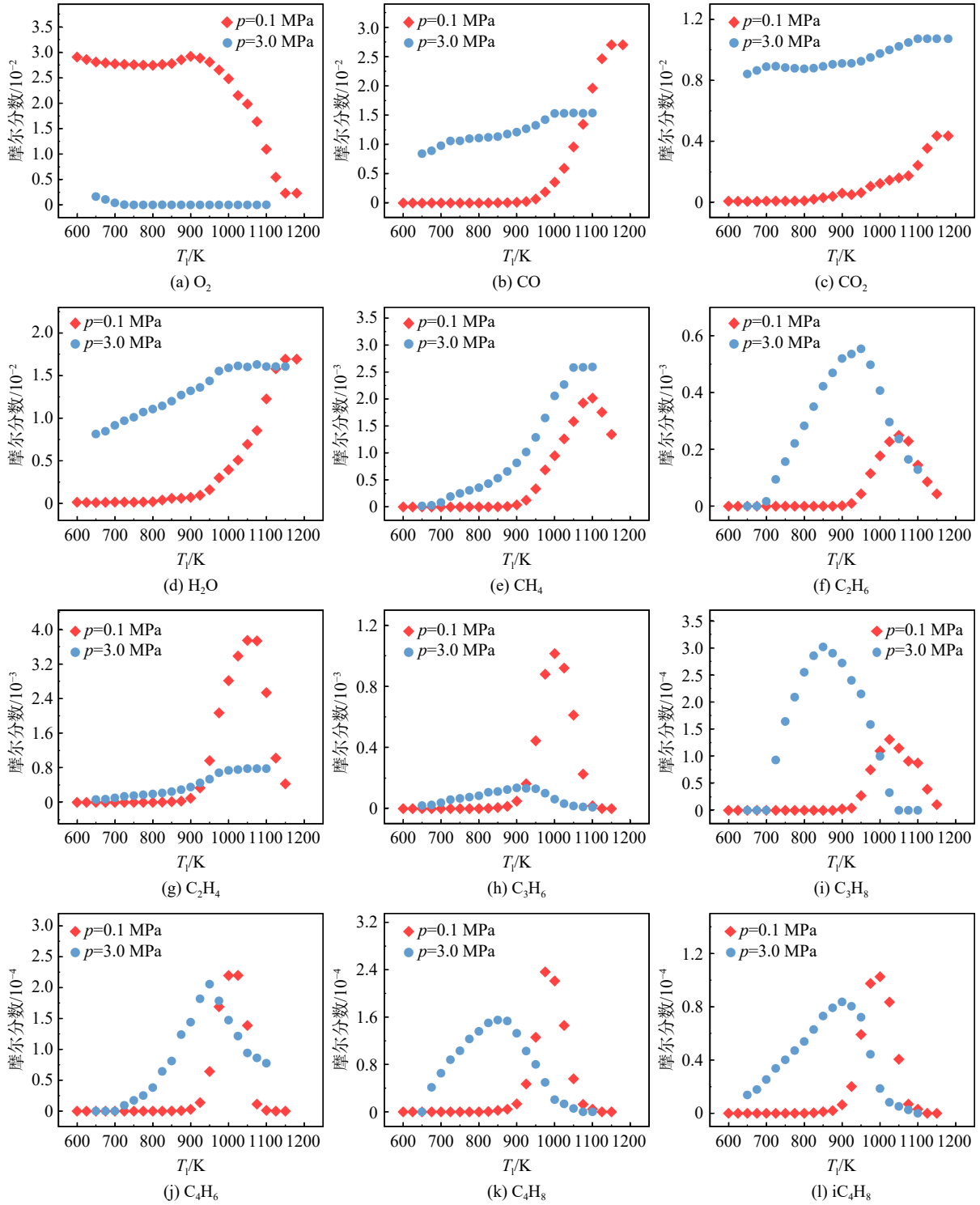


图 5 压力对主要组分摩尔分数随温度变化趋势的影响(ϕ=2.0)

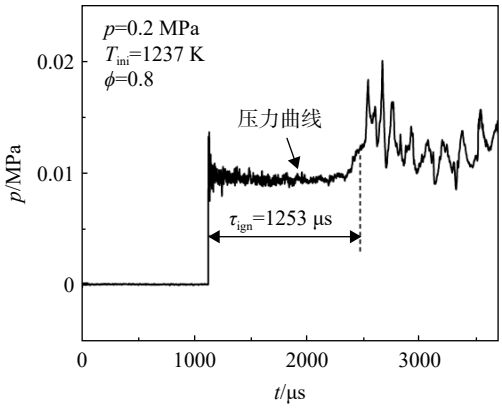
Fig. 5 Effect of pressure on the variation trend of the main species mole fraction with temperature (ϕ=2.0)

则降低。同时,由于较高的压力环境会促使中间组分在更低的温度被氧气消耗,因此,在压力为 3.0 MPa 时,中间产物如丙二烯、异丁烯等都没有检测到。

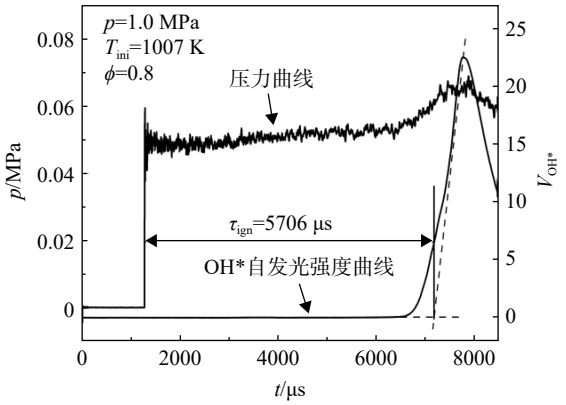
3 RP-3航空煤油/O_2的着火延迟特性

不同工况下不同碳氢燃料的着火有强着火和弱着火两种方式,其着火延迟时间的定义也不尽相同,如图 6 所示。

图 6(a)所示为 RP-3 航空煤油/O_2 在当量比(ϕ)为 0.8、初始温度(T_{ini})为 1 237 K、初始压力(p)为 0.2 MPa 条件下强着火时着火延迟时间(τ_{ign})的定义,从图中可以明显地观察到两个压力台阶。



(a) 强着火方式



(b) 弱着火方式

图 6　不同着火方式的着火延迟时间定义

Fig. 6　Definition of ignition delay time for different ignition modes

入射激波经过实验混合气时，混合气的温度和压力急剧升高，产生第 1 个压力跃升台阶；反射激波经过实验混合气时，混合气的温度和压力再次急剧升高，产生第 2 个压力跃升台阶。此种情况下，着火延迟时间定义为两个压力跃升台阶之间的时间间隔。图 6(b)所示为 RP-3 航空煤油/O_2 在当量比为 0.8、温度为 1 007 K、压力为 1.0 MPa 条件下弱着火时着火延迟时间的定义。从图中可以看出，着火终了时刻对应的压力和 OH*自发光诊断信号都不是十分明显。此种情况下，着火延迟时间定义为压力曲线的第 1 次跃升和 OH*自发光强度(V_{OH*})曲线最大斜率点线性反推至基线(OH*自发光初始强度)的交叉点之间的时间间隔。

在激波管试验测试系统中对当量比分别为 0.8、3.5、压力分别为 0.2、1.0、5.0 MPa、温度范围为 950～1 500 K 的条件下 RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间进行了试验测试，试验工况如表 2 所示，各工况下 RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间如表 3 和表 4 所示。

表 2　着火延迟特性试验工况

Table 2　Test conditions for ignition delay characteristics

工况编号	ϕ	摩尔分数		
		RP-3	O_2	Ar
1	0.8	0.001 78	0.038 22	0.96
2	3.5	0.006 76	0.033 24	0.96

表 3　RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间(ϕ=0.8)

Table 3　Ignition delay time of RP-3 kerosene/O_2 (ϕ=0.8)

p/MPa	T_{ini}/K	τ_{ign}/μs
0.2	1 081	5 780
	1 094	4 750
	1 106	4 315
	1 122	3 673
	1 147	3 013
	1 163	2 120
	1 179	2 352
	1 205	1 651
	1 237	1 253
	1 277	854
	1 328	567
	1 379	324
1.0	991	7 781
	1 007	5 706
	1 008	6 189
	1 053	4 170
	1 079	2 842
	1 098	2 455
	1 132	1 726
	1 148	1 293
	1 168	915
	1 236	643
	1 267	415
	1 301	286
	1 313	283
5.0	963	3 348
	990	2 863
	1 028	2 150
	1 054	1 683
	1 114	981
	1 157	560
	1 213	339
	1 262	216

图 7 显示了不同工况条件下 RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间。从图可以看出，随着温度

表 4 RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间(ϕ=3.5)

Table 4 Ignition delay time of RP-3 kerosene/O_2 (ϕ=3.5)

p/MPa	T_{ini}/K	τ_{ign}/μs
1.0	998	3 471
	1 018	3 673
	1 074	3 179
	1 114	2 340
	1 127	1 344
	1 181	1 311
	1 208	1 091
	1 283	668
	1 357	409
	1 446	209
	1 520	109
5.0	1 208	363
	1 274	238
	1 307	206
	1 359	152
	1 415	110
	1 440	104

的升高，受限空间(激波管)内分子动能增加，反应速率增大，RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间逐渐缩短。同时，随着当量比由 0.8 增加到 3.5 时，RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间逐渐延长；但是，当量比分别为 0.8 和 3.5 时，RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间随温度的变化趋势出现交叉现象。主要原因是：高温条件下，碳氢燃料着火延迟时间最敏感的基元反应为链分支反应 $H+O_2=OH+O$，对于 RP-3 航空煤油/O_2 混合气，当量比增加，氧气摩尔分数略有降低，上述反应速率下降，活性降低，点火延迟时间增加；在温度较低条件下，主导混合气活性的动力学机制转换为燃料化学。当量比由 0.8 增加到 3.5 时，由于燃料摩尔分数升高，燃料相关反应步的反应速率也随之升高，导致燃料的着火延迟时间缩短。因此，当量比分别为 0.8 和 3.5 时高温和低温条件下的这种反向作用机制，导致不同当量比条件下 RP-3 航空煤油/O_2 着火延迟时间随温度的变化趋势出现交叉现象。当初始压力升高时，反应物摩尔分数也随之增加，燃料相关反

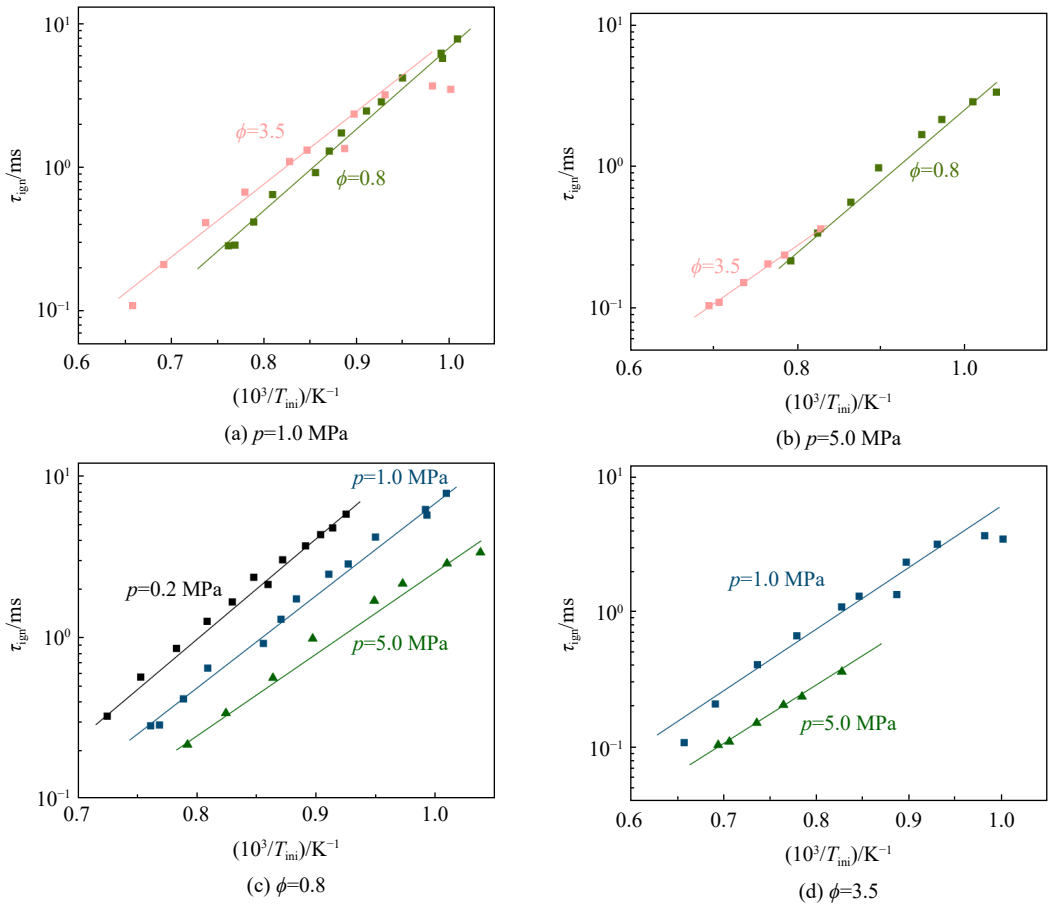


图 7 不同工况下 RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间

Fig. 7 Ignition delay time of RP-3 kerosene/O_2 under different conditions

应步的反应速率变大，导致燃料的着火延迟时间逐渐缩短。

4 结　论

在流动管反应器和激波管中分别对 RP-3 航空煤油/O_2 在不同工况条件下的氧化特性与着火延迟特性进行了试验测试，获得了当量比、压力和温度对 RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间以及氧化过程中主要组分摩尔分数变化的影响规律。得到以下结论：

1）当量比由 0.5 增加到 2.0 时，RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中各组分生成的起始温度以及出现摩尔分数峰值时的温度均逐渐升高；同时，CO 与 H_2O 摩尔分数的负温度系数（NTC）效应变得不明显。

2）压力由 0.1 MPa 升高到 3.0 MPa 时，RP-3 航空煤油/O_2 氧化过程中各组分生成的起始温度以及出现摩尔分数峰值时的温度均降低，烷烃的摩尔分数峰值升高，而烯烃的摩尔分数峰值则降低。

3）RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间随温度与压力的升高逐渐缩短。当量比由 0.8 增加到 3.5 时，RP-3 航空煤油/O_2 的着火延迟时间延长；但是，不同当量比下着火延迟时间随温度的变化趋势出现交叉现象。

参考文献：

[1] 南向谊，王拴虎，李平. 空气涡轮火箭发动机研究的进展及展望[J]. 火箭推进，2008，34(6): 31-35.
NAN Xiangyi, WANG Shuanhu, LI Ping. Investigation on status and prospect of air turbine rocket[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(6): 31-35. (in Chinese)

[2] THOMAS M, BOSSARD J, OSTRANDER M. Addressing emerging tactical missile propulsion challenges with the solid propellant air-turbo-rocket[R]. AIAA-2000-3309, 2000.

[3] THOMAS M, LEONARD A. Air-turbo-rocket combustion[R]. AIAA-95-0813, 1995.

[4] KAMADA T, NAKAMURA H, TEZUKA T, et al. Study on combustion and ignition characteristics of natural gas components in a micro flow reactor with a controlled temperature profile[J]. Combustion and Flame, 2014, 161(1): 37-48.

[5] KACZMAREK D, HERZLER J, PORRAS S, et al. Plug-flow reactor and shock-tube study of the oxidation of very fuel-rich natural gas/DME/O_2 mixtures[J]. Combustion and Flame, 2021, 225: 86-103.

[6] GIMÉNEZ-LÓPEZ J, MILLERA A, BILBAO R, et al. Experimental and kinetic modeling study of the oxy-fuel oxidation of natural gas, CH_4 and C_2H_6[J]. Fuel, 2015, 160: 404-412.

[7] BURKE S M, METCALFE W, HERBINET O, et al. An experimental and modeling study of propene oxidation: Part 1 speciation measurements in jet-stirred and flow reactors[J]. Combustion and Flame, 2014, 161(11): 2765-2784.

[8] 郑玮琳，庞历瑶，张世杰，等. 组分变化对甲烷氧化特性影响[J]. 航空动力学报，2021，36(1): 15-24.
ZHENG Weilin, PANG Liyao, ZHANG Shijie, et al. Effect of composition variance on methane oxidation characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 15-24. (in Chinese)

[9] BURKE U, METCALFE W K, BURKE S M, et al. A detailed chemical kinetic modeling, ignition delay time and jet-stirred reactor study of methanol oxidation[J]. Combustion and Flame, 2016, 165: 125-136.

[10] LIU Yuexi, RICHTER S, NAUMANN C, et al. Combustion study of a surrogate jet fuel[J]. Combustion and Flame, 2019, 202: 252-261.

[11] 刘靖，胡二江，黄佐华，等. RP-3 航空煤油低温氧化特性的试验与数值计算[J]. 航空动力学报，2022，37(1): 36-45.
LIU Jing, HU Erjiang, HUANG Zuohua, et al. Experiment and numerical calculation on low-temperature oxidation characteristics of RP-3 aviation kerosene[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(1): 36-45. (in Chinese)

[12] ZHU Yangye, LI Sijie, DAVIDSON D F, et al. Ignition delay times of conventional and alternative fuels behind reflected shock waves[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(1): 241-248.

[13] LI Sijie, ZHU Yangye, DAVIDSON D F, et al. Pyrolysis study of conventional and alternative fuels behind reflected shock waves[J]. Fuel, 2014, 132: 170-177.

[14] ZHANG Jiaxiang, NIU Shaodong, ZHANG Yingjia, et al. Experimental and modeling study of the auto-ignition of *n*-heptane/*n*-butanol mixtures[J]. Combustion and Flame, 2013, 160(1): 31-39.

[15] ZHANG Yingjia, HUANG Zuohua, WEI Liangjie, et al. Experimental and modeling study on ignition delays of lean mixtures of methane, hydrogen, oxygen, and argon at elevated pressures[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(3): 918-931.

[16] ZHANG Changhua, LI Bin, RAO Fan, 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.

[17] LIU Wei, QI Yunliang, ZHANG Ridong, et al. Investigation on end-gas auto-ignition and knock characteristics of iso-octane over wide thermodynamic conditions under jet ignition using a rapid compression machine[J]. Fuel, 2022, 313: 122665.1-122665.10.

[18] LIU Wei, QI Yunliang, ZHANG Ridong, et al. Flame propagation and auto-ignition behavior of iso-octane across the negative temperature coefficient (NTC) region on a rapid compression machine[J]. Combustion and Flame, 2022, 235: 111688.1-111688. 12.

[19] CHEN B H, LIU J Z, YAO Feng, et al. Ignition delay characteristics of RP-3 under ultra-low pressure (0.01—0.1 MPa)[J]. Combustion and Flame, 2019, 210: 126-133.

[20] MAO Yebing, YU Liang, WU Zhiyong, et al. Experimental and kinetic modeling study of ignition characteristics of RP-3 kerosene over low-to-high temperature ranges in a heated rapid compression machine and a heated shock tube[J]. Combustion and Flame, 2019, 203: 157-169.

[21] 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 Erjiang, HUANG Zuohua, et al. Ignition delay characteristics of a surrogate fuel for RP-3 kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 467-473. (in Chinese)

（编辑：王碧珺）