

国产五种不同性质喷气 燃料的高空点火性能研究

陈 能 坤

摘 要

在高空模拟实验器上,进行了具有不同性质的几种国产喷气燃料的高空点火性能研究。喷气燃料的试验是在一个航空发动机的预燃室点火器内进行。试验的燃料主要有:大庆油,大港油,南京油,孤岛油(即所谓的大比重油)和一种混合油。试验结果表明,燃油的密度愈低(其粘性也愈低,饱和蒸汽压愈高),其高空点火性能愈好。大比重油的高空点火性能相当不良,但用少量优质大庆油掺混(约百分之十)后可得到显著改善。使用小流量喷嘴可显著改善大比重油的贫油点火性能,但点火的压力-速度边界和富油点火边界缩小了。试验结果还表明,液雾火花点火的流行的理论模型是可行的。

主题词: 喷气发动机燃料, 高空点火

一、序 言

众所周知,对喷气发动机燃油雾化、点火和燃烧过程有重大影响的燃油性质参数主要包括:1.粘性,2.挥发性,3.氢含量(芳烃)。一般而言,燃油密度愈高,其粘性愈高,挥发性愈低,氢含量也愈低。因此,不同性质的喷气燃料的高空低压点火性能,因其雾化与蒸发性能的差异会很不相同。然而,各种喷气燃料的高空点火性能的差别,目前还不能借助于理论模型计算。在真实飞行条件下进行测量也是很困难和耗费巨大的。最有效、精确和经济的方法是在模拟高空设备上,进行各种喷气燃料的对比性试验。通过这些试验,这些燃油之间的高空低压点火性能的定量差别可以找到,并可以采取各种措施改善其高空点火性能。

可以预计,高质量的航空煤油会愈来愈少,不得不使用低品质的燃油。妨碍劣质油应用的严重障碍是其低压和低温的点火能力。所以,很有必要了解和研究劣质燃油的高空低压点火能力。

二、实 验 设 备

图1示明低压点火实验器。点火器(5)实质上是一台发动机的预燃室,带有一个小离心喷嘴和二电极。真空泵(2)将空气从大气吸入。利用调节阀(1)和进口调节阀(7),将空气压力和流量调节到所需数值。

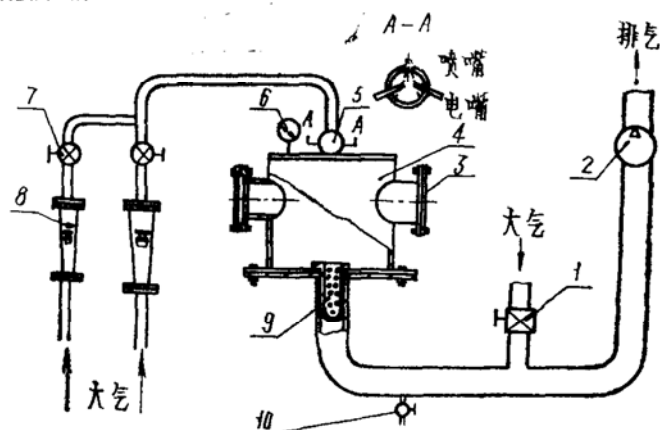


图1 高空点火试验器简图

- 1.调节阀 2.真空泵 3.观察窗 4.低压箱 5.点火器 6.压力计 7.手阀 8.流量计
9.冷熄装置 10.漏油阀

点火器安装在低压箱的顶部。排气系统包括低压箱（ $\phi 420 \cdot 12\text{mm}$ ，高415mm），其两旁安装玻璃窗以便观察和照像。低压箱的出口有一个冷熄装置，防止火焰外出。一个泄油阀安装在排气系统的最低部，以便及时排出未燃积油。电极连至电感点火线圈。火花能量约50mJ，火花频率约每秒350—800次。

由浮子流量计测量空气流量。燃油流量由校准的喷嘴特性曲线确定。因为点火器内的着火气流 M 数比0.1还要小，因而电极处的空气流速可由测量的空气静压（6）、温度、空气质量流量和电极处的流通面积来计算。

三、试验燃料及其物理化学性质

试验燃料共五种，它们是大庆油（RP-2）、大港油（RP-3）、南京油（RP-5）、孤岛油（RP-6）和一种混合油〔（RP-6）+（RP-2）〕，混合油是由孤岛油与大庆油混合而成（质量比9：1）。它们的主要物理化学性质示于表1。由表1可见，燃油粘性随其密度的增大而增大。无疑，它们的挥发性和蒸汽压应随密度的增大而减小。

已知的液雾火花点火的热理论模型认为：火花放电通路产生一个核，其内气体温度很高，这一方面是由于火花放电的能量，另一方面是由于最小油滴快速燃烧释放的热量。然后，这个最初的高温因热扩散至核外表相接触的新鲜混气，以及汽化核内遗留下来的油滴而迅速下降。控制点火的关键因素在于，这些油滴是否能快速蒸发和燃烧而产生热量，以便在核缩小到它的临界尺寸之前，补偿损失到新鲜混气的热量。

当点火成功时，燃烧的油滴继续产生热量并增高周围未燃混气的温度。产生的蒸汽向外扩散并且火焰迅速传向空气和油蒸汽在可燃比例范围内的所有区域。

根据上述液雾火花点火的热理论模型，可以相信，不同性质的燃油会有不同的高空点火性能，因为这些燃油之间在雾化和蒸发性能方面存在着很大的差别。

四、低压点火性能标准和试验程序

为了评估模拟高空低压下的燃油点火性能，选定以下四个标准：

1. 对于已定的燃油喷嘴，在定油压下的着火空气压力-速度边界。

表 1 试验燃油的物理化学性质

燃 油		大 庆 油	大 港 油	南 京 油	孤 岛 油	混 合 油
性 质		RP-2	RP-3	RP-5	RP-6	(RP-6) + (RP-2)
密度g/cm ³ , 20℃		0.7759	0.8079	0.8194	0.8389	0.8236
馏 程	起始点℃	140	169	187	197	166
	10%	155	179	197	207	196
	90%	217	218	228	262	258
	98%	227	229	243	280	273
闪 点 ℃		32	51	61	68	55
粘性mm ² /s	+ 20℃	1.4	1.67	1.96	3	2.73
	- 40℃	5.27	7.57	13.46	27.53	21.27
碳 氢 比		5.73	6.04	6.14		
低 热 值 kJ/kg		43500	43065	43044	43019	
无烟火焰高度mm		34	23	22	21	21
结 晶 点℃		-52.8	-59	-56	-48	-50.2

2. 对于已定的燃油喷嘴, 在最佳供油压力下, 即最佳油气比下的着火空气压力-速度边界。

3. 对于已定的燃油喷嘴, 在等空气压力和流速下, 着火的贫油边界。

4. 对于已定的燃油喷嘴, 在等空气压力和流速下, 着火的富油边界。

为了获取以上各种关系曲线, 试验程序如下:

1. 在定油压 $P_f = 1.96 \times 10^5 \text{Pa}$ 下, 分别保持低压箱的真空度 0.133、0.267、0.4、0.533、 $0.6 \times 10^5 \text{Pa}$, 其相应的绝对压力约为 0.88、0.746、0.613、0.48、 $0.413 \times 10^5 \text{Pa}$ 。用浮子流量计测量着火时的最大空气流量。

2. 分别保持低压箱的真空度 0.4、0.533、0.667、 $0.8 \times 10^5 \text{Pa}$, 其相应的绝对压力约为 0.613、0.48、0.343、 $0.213 \times 10^5 \text{Pa}$ 。改变供油压力, 以获取着火的最大空气流量。

3. 分别保持低压箱的真空度 0.133、0.267、0.4、0.533、 $0.667 \times 10^5 \text{Pa}$, 其相应的绝对压力约为 0.88、0.746、0.613、0.48、 $0.346 \times 10^5 \text{Pa}$ 。在上述各真空度下, 分别保持以下空气容积流量 4、6、8、10、12、14、 $16 \text{m}^3/\text{h}$ 。对于各种真空度和空气容积流量, 测定着火的最小供油压力。

4. 分别保持低压箱的真空度 0.4、0.533、 $0.667 \times 10^5 \text{Pa}$, 其相应的绝对压力为 0.613、0.48、 $0.343 \times 10^5 \text{Pa}$ 。在上述各真空度下, 分别保持以下空气容积流量 4、6、8、10、12、14、 $16 \text{m}^3/\text{h}$, 对于各种真空度和空气容积流量, 测定着火的最大供油压力。

点火成功的标准是在关掉点火电路后, 可见火焰能自行保持, 最大点火时间不超过 20s。

按照上述所需条件, 调节进口阀和调节阀, 或者改变供油压力, 则可实验求出上述各种关系曲线。

文献〔2—4〕已指出, 点火过程中燃油雾化的改善, 可显著地改善相当于高空风车状态下燃烧室中低压条件的点火性能。所以, 使用一个小流量数喷嘴, 以便了解其对改善孤岛大比重油的低压点火性能 (注意: 流量数 = 燃油流量)。原型喷嘴的流量数是 $0.0216 \frac{\text{dm}^3/\text{h}}{\text{Pa}^{0.5}}$, 而小流量数喷嘴的流量数是 $0.0121 \frac{\text{dm}^3/\text{h}}{\text{Pa}^{0.5}}$ 。

五、结果和分析

1. 图2表明在定油压 $P_f = 1.96 \times 10^5 \text{Pa}$ 下, 各种燃油着火的压力-速度边界。在试验压力范围内, 各种燃油的着火速度极限随气流压力降低而成正比地增加。这种压力范围是发动机燃烧室在高空风车状态下一般能遇到的, 约 $0.343-0.88 \times 10^5 \text{Pa}$ 。当空气压力降低时, 气流中氧浓度降低, 根据 Arrhenius 形式的化学反应速度方程:

$$W = \frac{dn}{d\tau} K_0 e^{-E/RT} n_a n_b$$

W —化学反应速度, K_0 —化学反应速度常数, E —活化能, T —反应物温度, n_a 、 n_b —反应物浓度, τ —反应时间。

化学反应速度将随氧浓度的下降而正比地减少。显然, 这对着火是十分有害的。但另一方面, 在等供油压力下, 喷嘴燃油压力降随气流压力降低而增加, 因而被改善的雾化质量对着火是特别有利的〔2-4〕。同时, 气流 Re 数随压力降低而减少, 因而空气流对点火热核心的冷熄作用也减小, 这对着火是有利的。另外, 低的空气压力也促使燃油蒸发, 这会对着火特别有利。

实验表明, 在以上两种因素之间, 对低压点火是有利因素大于不利因素。图2表明的试验燃油的低压点火性能优劣顺序是: 大庆油、大港油、南京油和孤岛油。这个顺序与表1中的密度顺序是一致的, 也符合于前述的油雾火花点火的理论模型的述说: 在着火期间, 雾化和蒸发起着支配作用。

另外, 混合油的低压点火性能明显地被改善。用少量高质量燃油掺混劣质燃油, 是改善其高空点火性能的有效措施。

2. 图3表明在最佳油气比下, 各种燃油的着火压力-速度边界。曲线的趋势与图2不同。空气流压力愈高, 着火极限愈宽。当定压供油时, 喷嘴的燃油压力降随工况变化很小, 而在最佳供油压力下, 其压力降随工况变化极大, 如图4所示。空气流压力愈高, 喷嘴的燃油压力降愈大。这是由于大量的空气需要更多的燃油实现着火, 因而需要更高的供油压力, 结果雾化质量得到极大地改善, 可以在更高的流速下实现着火。

3. 图5、6表明在不同的低空气压力下, 试验燃油的贫油点火极限。清楚地表明了燃油种类对贫油点火性能的强烈影响。大庆油有最宽的贫油点火性能, 其次是大港油, 南京油

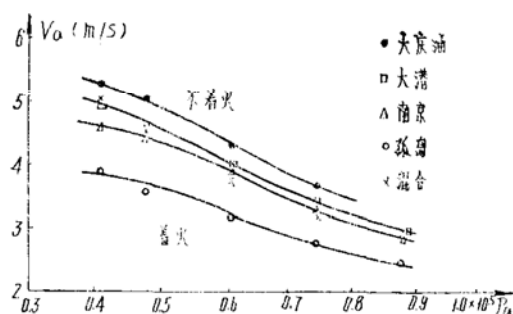


图2 供油压力 $P_f = 1.96 \times 10^5 \text{Pa}$ 时
着火的空气压力与速度极限

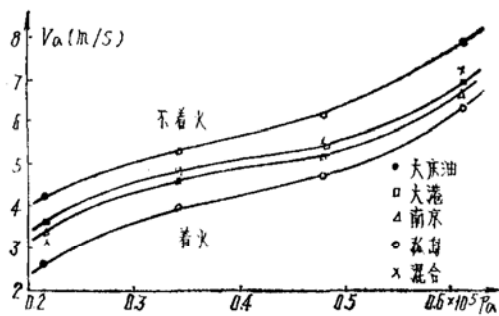


图3 最佳油气比时，着火的空压力与速度极限

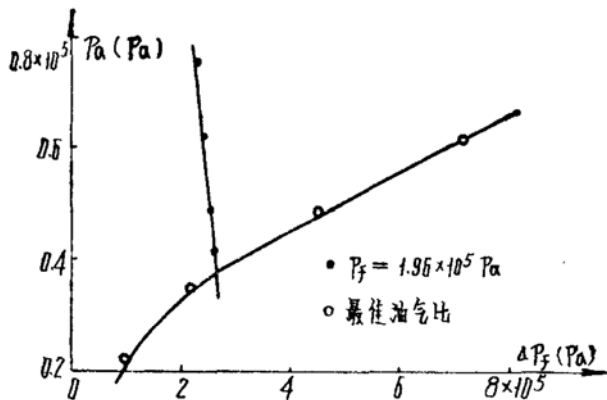


图4 供油压力 $p_f = 1.96 \times 10^5 \text{ Pa}$ 和最佳油气比时，在着火边界处，空气压力与燃油压降的关系

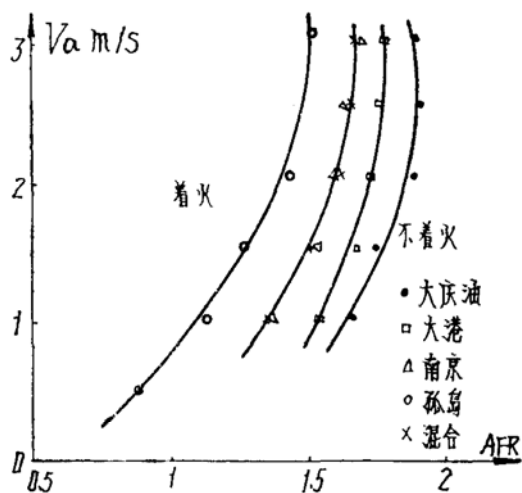


图5 空气压力 $p_a = 0.88 \times 10^5 \text{ Pa}$ 时，各种燃油的贫油点火极限

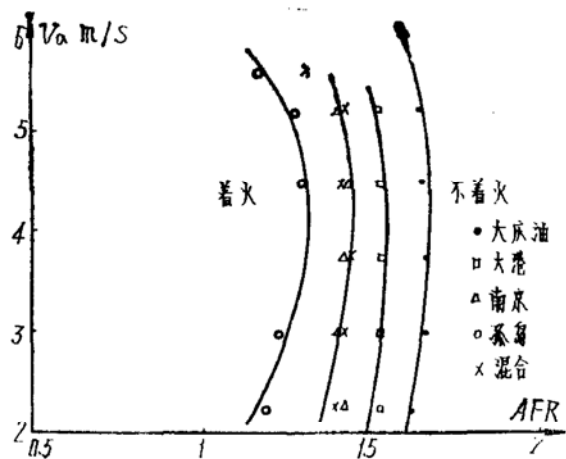


图6 空气压力 $p_a = 0.613 \times 10^5 \text{ Pa}$ 时，各种燃油的贫油点火极限

和孤岛油。混合油的贫油点火性能接近于南京油。实验再次表明，液雾点火的流行的理论模型是相当正确的。油蒸汽的数量在发展点火核心的过程中起着最重要的作用。显然，图中的贫油点火极限也可以用来评估地面低温的点火性能，因为缺乏油蒸汽是低温点火的关键。

综上所述，用来评价各种燃油高空点火性能的标准，即定压供油的点火极限、最佳油气比下的点火极限以及贫油点火极限，都得到相同的结果，即燃油的密度愈低，其低压点火性能愈好。

4. 图7表明试验燃油的富油点火极限。大比重油的富油点火边界最宽，但各种试验燃油之间的富油点火边界差别不明显。这可能是由于燃油喷嘴与电极之间的距离过近，喷射的燃油对火花核心的冷熄作用造成的。

5. 图8—11表明了对于大比重孤岛油，原型喷嘴与小流量数喷嘴间的低压点火性能差异。十分明显，小流量数喷嘴在定压供油和最佳供油下的着火压力-速度边界，以及富油点

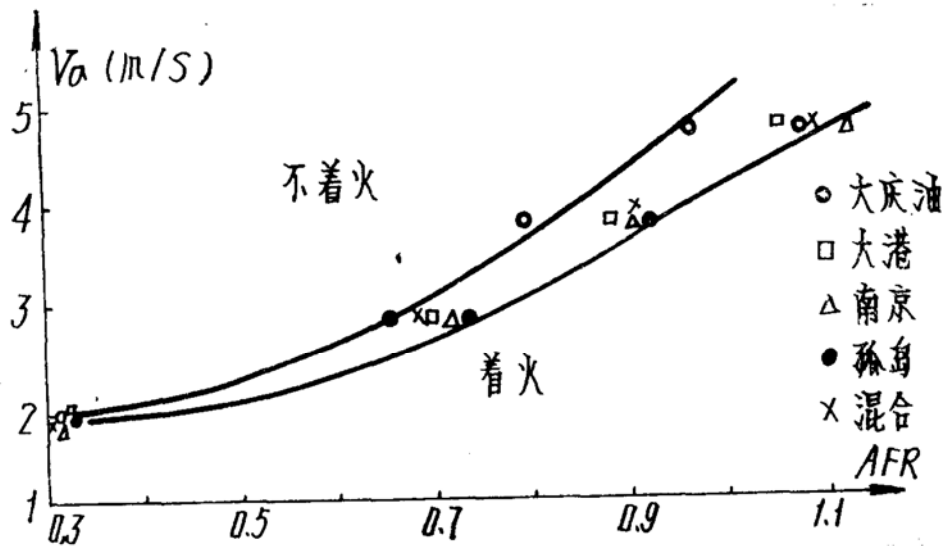


图7 空气压力 $p_a = 0.48 \times 10^5 \text{Pa}$ 时, 各种燃油的富油点火极限

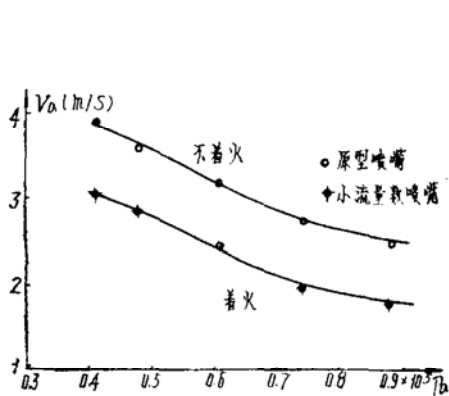


图8 供油压力 $p_f = 1.96 \times 10^5 \text{Pa}$ 时, 不同喷嘴着火的空气压力速度极限

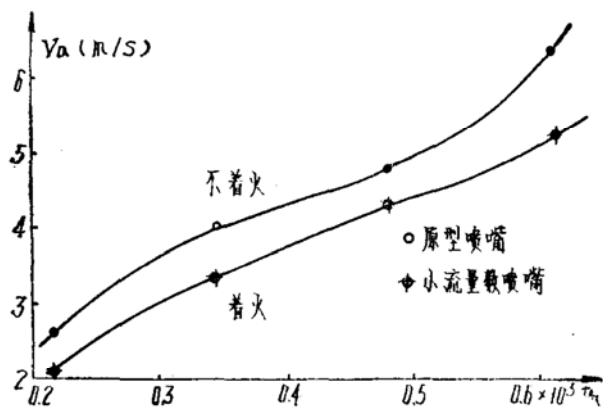


图9 在最佳空气燃油比下, 不同喷嘴着火的空气压力与速度极限

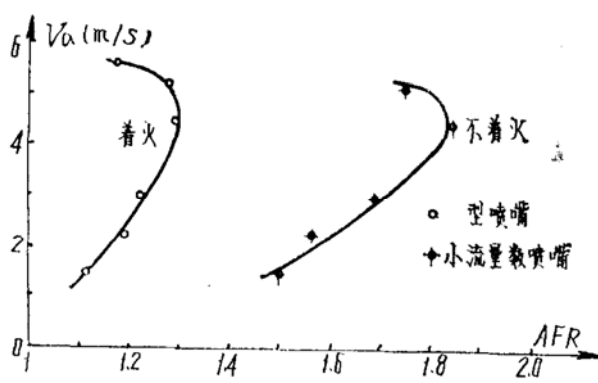


图10 空气压力 $p_a = 0.613 \times 10^5 \text{Pa}$ 时, 不同喷嘴着火的贫油极限

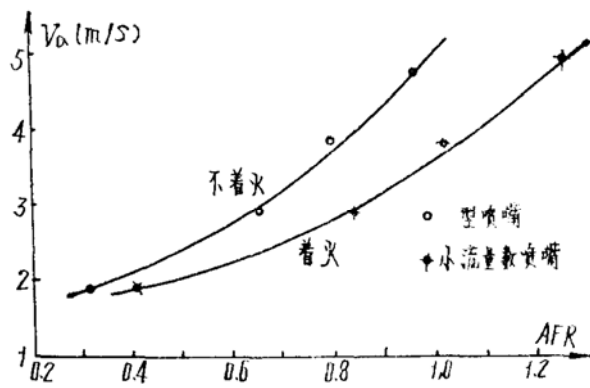


图11 空气压力 $p_a = 0.48 \times 10^5 \text{Pa}$ 时, 不同喷嘴着火的富油极限

火边界缩小了,但点火的贫油边界极大地扩展了使用小流量数喷嘴时,可获得油雾较小的索太尔平均直径 SMD ,因为在喷嘴相同压力降 ΔP_f 下,它具有较小的燃油容积流量 Q_f (参考文献1),这是小流量数喷嘴具有较好的贫油点火性能的原因。虽然小流量数喷嘴可以改善雾化,但由于总的燃油流量减少,使油雾的总蒸发率降低。结果,贫油点火极限虽然获得改善,但其它的点火性能恶化了。

六、结 论

根据本研究所获得的实验数据,可得出以下结论:

1. 燃油的密度愈低(其粘性也愈低,蒸汽压愈高),其高空低压点火性能愈好(富油点火性能除外)。
2. 大比重油的高空点火性能不良,但掺混少量的优质燃油(约百分之十)后,可得到显著的改善。
3. 使用小流量数喷嘴可极大地改善大比重油的高空贫油点火性能,但其它的低压点火性能恶化了。
4. 对所试验的燃油和点火器,高空富油点火性能之间的差别不大,大比重油略占优势。
5. 实验数据清楚地表明,油雾火花点火的流行的理论模型是可行的,即在点火期间,油雾的蒸发率是关键。

参 考 文 献

- (1) Whyte, R.B.; Propulsion and Energetics Panel Working Group 13 on Alternative Jet Engine Fuels, AGARD-AR-181*Vol.11.
- (2) Rao, H.N.S. and Lefebvre, A.H.; Ignition of Kerosine Fuel Spray in a Flowing Air Stream, Combustion Science and Technology 1973, Vol.8, PP95-100.
- (3) Rao, K.V.L. and Lefebvre, A.H.; Minimum Ignition Energies in Flowing Kerosine-Air Mixtures, Combustion and Flame 27, 1-20(1976).
- (4) Ballal, D.R. and Lefebvre, A.H.; Ignition of Liquid Fuel Sprays at Sub-atmospheric Pressure, Combustion and Flame 31, 115-126(1978).
- (5) Swett, C.C.; Spark Ignition of Flowing Gases, NACA, Report 1287, 1956.
- (6) Chen, N.K., Zhao, Y.H., Wu, S.S., Zhao, Q.S. and Chin, J.S.; Effect of Oxygen Addition on Low Pressure Ignition Performance of Aero-gas Turbine Engine at Simulated Altitude Facility, J. of Energy, Nov. 1982; also AIAA Paper 81-1471, 1981.

INVESTIGATION OF HIGH-ALTITUDE IGNITION PERFORMANCE OF SEVERAL CHINESE JET FUELS WITH DIFFERENT PROPERTIES

Chen Nengkuen

Abstract

Investigation of high-altitude ignition performance of several China-made jet fuels with different properties has been conducted at a simulated altitude facility. Jet fuels were tested in a small pilot combustion chamber taken from an existing aeroengine. The fuels consist of Da-Qing oil, Da-Gang oil, Nen-Jing oil, Gu-Dao oil (so called as high density fuel) as well as a compound oil. Test results show that the lower the fuel density (its viscosity is also lower, but vapour pressure is higher), the better the high-altitude ignition performance. The high-altitude ignition performance of high density fuel is rather poor, but can be significantly improved by mixing it with a small quantity of low density oil (about 10 percent). Using a small flow number atomizer may obviously improve the lean ignition limit of the high density fuel, but the ignition velocity-pressure limit and the rich ignition limit are shrunk. Test results also show that prevailing theory model for spark ignition is feasible.

Keywords: Jet engine fuel, Air ignition

THE COMPUTATION OF THE KINETIC PARAMETERS OF THERMAL DECOMPOSITION REACTION OF DOUBLE-BASE PROPELLANT

Hu Rongzu Yang Zhengquan Liang Yanjun

ABSTRACT

The determination of the most probable mechanism function and a numerical method of computing three kinetic parameters of thermal decomposition reaction of double-base propellant by a single non-isothermal DSC curve are reported. The