

单组元300N发动机低温试验研究^{*}

刘昌国^{1,2}, 关亮^{1,2}, 施伟^{1,2}, 王子模^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;
2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘要: 为探究低温环境下单组元300N发动机的工作特性, 揭示影响发动机低温性能的主要影响因素, 以300N发动机为试验对象, 开展了模拟飞行工况的发动机低温试验。给出了低温试验研究方法, 分别从温度差异对发动机性能影响、催化剂活性差异对发动机低温启动特性影响和低温对电磁阀响应特性影响等方面获得研究结果。结果表明, 低温是影响发动机低温性能的主要影响因素, -48℃条件催化剂无法完成推进剂的催化分解, 发动机发生爆炸; -30℃条件下起活时间为80.5~87.5ms, 发动机可正常启动, 且启动温度与起活时间呈指数关系; 催化剂批次差异也对发动机低温工作性能产生一定影响, 不同批次催化剂低温起活时间的差异可达91ms; 低温试验过程中, 电磁阀的关闭受到低温推进剂粘性和背压的影响, 产生了明显的迟滞现象, 延迟时间约100ms, 对发动机在轨的精准控制存在一定影响。

关键词: 液体火箭发动机; 单组元推进剂; 低温; 试验研究; 起活时间

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 07-1662-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200655

Low Temperature Experimental Research on Mono-Propellant 300N Engine

LIU Chang-guo^{1,2}, GUAN Liang^{1,2}, SHI Wei^{1,2}, WANG Zi-mo^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: In order to explore the working characteristics of the mono-propellant 300N engine in the low temperature environment and to reveal the main influencing factors, the low temperature environment experiments simulating flight environment were carried out taking the mono-propellant 300N engine as the experimental object. The research methods of low temperature experiments of 300N engine were given. The results of low temperature experiment were summarized from the effect of temperature difference on engine performance, catalyst activity difference on engine starting characteristics and low temperature on electromagnetic valve response characteristics. The results show that low temperature is the main factor on the performance of the 300N engine, the catalyst at -48℃ cannot complete the catalytic decomposition of the propellant, and the engine works abnormally. The activation time at -30℃ is 80.5~87.5ms, the engine can start normally, and there is an exponential relationship between starting temperature and activation time. The difference of catalyst batches also has a certain impact on the low-temperature performance of the engine. The activation time between different batches of cata-

^{*} 收稿日期: 2020-08-29; 修订日期: 2020-09-13。

基金项目: 国家国防科技工业局民用航天“十三五”技术预先研究项目(D010206); 北斗卫星导航系统重大专项(GFZS03020803-01)。

通讯作者: 刘昌国, 博士, 研究员, 研究领域为空间液体火箭发动机技术。E-mail: liuchangguo@astropulsion.com

引用格式: 刘昌国, 关亮, 施伟, 等. 单组元300N发动机低温试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(7):1662-1670. (LIU Chang-guo, GUAN Liang, SHI Wei, et al. Low Temperature Experimental Research on Mono-Propellant 300N Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7):1662-1670.)

lysts can vary up to 91ms at low temperature. During the low temperature test, the closing time of the electromagnetic valve was affected by the viscosity of the low temperature propellant and the back pressure, resulting in obvious hysteresis. The delay time of control was about 100ms, which had a certain impact on the precise control of the engine.

Key words: Liquid rocket engine; Mono-propellant; Low temperature; Experiment; Activation time

1 引言

单组元液体火箭发动机多为微型和小型发动机,常用于运载火箭姿控和上面级、卫星、探测器、飞船、导弹弹头等飞行器的冲量提供及姿态控制^[1-2]。目前大量应用的单组元推进剂单推-3^[3]弥补了肼推进剂冰点高(1.53℃)的弱点,可以在-30℃~-20℃下正常贮存和供应,且能获得比肼推进剂高的比冲。因此,与以无水肼为推进剂的单组元发动机相比,以单推-3为推进剂的单组元发动机具有冰点低、研制成本低、系统热控要求低、可靠性高的优点,广泛应用于航天运载火箭的姿态控制动力系统^[4-5]。随着近年我国运载火箭的高密度发射,单组元液体火箭发动机的飞行任务增多,经历的应用环境及任务剖面也趋于复杂化。复杂的力、热环境对单组元发动机的稳定工作带来严酷考验。

单组元发动机一般由控制推进剂供应的电磁阀和实现能量转换的推力室组成。发动机工作时由电磁阀控制推进剂的供应,催化剂实现对推进剂催化分解,生成高温、高压燃气,经喷管高速喷出产生推力^[6]。电磁阀内部流道和发动机头部内部流道较为细小,且阀芯为运动件,依靠阀芯的运动实现电磁阀的开关从而控制推进剂的供应。随着工作温度的降低,单推-3推进剂的密度和粘度相应发生增加,进而导致阀门内部和头部内部流阻增大,直接影响到发动机的性能^[7-9]。同时,受低温下推进剂粘度增大影响,阀门关闭过程中阀芯所受阻力增加,也易导致阀门关闭响应时间延长等现象。随着单推-3推进剂的大量应用,发现相较于无水肼发动机,单推-3发动机催化剂床容易发生“冲蚀”现象,当入口压强不变时,出现推力室压强下降、推进剂流量增加和比冲下降的趋势^[10]。催化剂在发动机工作过程中起着至关重要的作用,催化剂是单组元发动机的反应重要媒介,其活性的好坏影响发动机启动加速性,推力室使用寿命等性能参数^[11]。

目前,关于肼分解催化剂失活机理的研究认为其原因主要是化学因素,催化分解过程中产生的氮原子与催化剂表面的吸附^[12],阻止肼蒸汽与催化剂

活性金属的充分接触,从而使催化剂活性下降;另外,催化剂表面氯元素的流失也是催化剂失活的重要因素^[13-14]。Hwang等^[15]针对单组元铈催化剂床的失效影响因素开展了试验及仿真研究。同时赵许群等^[16]针对工作后的催化剂开展了XPS能谱分析和H₂-TPD谱氢气脱附分析,发现催化剂失活机理可能是催化剂内初始活性较低或冷启动过程,来不及分解的肼在微孔内短时间剧烈分解产生较大的内应力使催化剂载体发生破碎,进而导致催化剂失活。上述针对催化剂失活机理的研究一般都是基于催化剂催化寿命开展的,对于点火初期活性影响及低温启动催化剂失效的机理研究,尚未见公开报道。另外,针对单推-3发动机低温启动过程的研究也鲜有报道。因此,单推-3推进剂在低温条件下的催化分解反应机理尚不清晰,难以解释发动机低温启动时可能存在的工作异常现象。

由于肼基推进剂的毒性和分解后产生高温高压燃气的特点,单组元发动机的催化分解的试验研究及过程分析十分复杂^[17]。目前单组元推进剂的催化分解试验都是基于脉冲启动模式和常温启动模式开展的^[18]。为了探究低温条件下单推-3推进剂单组元发动机的工作特性,揭示发动机低温工作性能的影响因素,开展了300N发动机低温试验研究。本文给出了低温试验的研究方法和研究结果,促进单推-3推进剂发动机低温环境工作的可靠性设计和优化,同时为进一步的开展低温环境催化剂分解单推-3推进剂的理论研究提供试验结果参考和支撑。

2 试验系统与方法

2.1 试验系统

发动机低温试验系统由推进剂供应及加热子系统、低温环境模拟子系统、试验控制子系统、数据采集子系统、模拟真空点火子系统等组成。系统原理图及试验局部实物图如图1所示。

推进剂供应及加热子系统用于推进剂贮存和供应,主要由高压气源、贮箱、供应管路、管路加热带等组成。其中高压气源选择用高纯氮气,贮箱和管路材料选择与单推-3一级相容的材料。管路加热带应

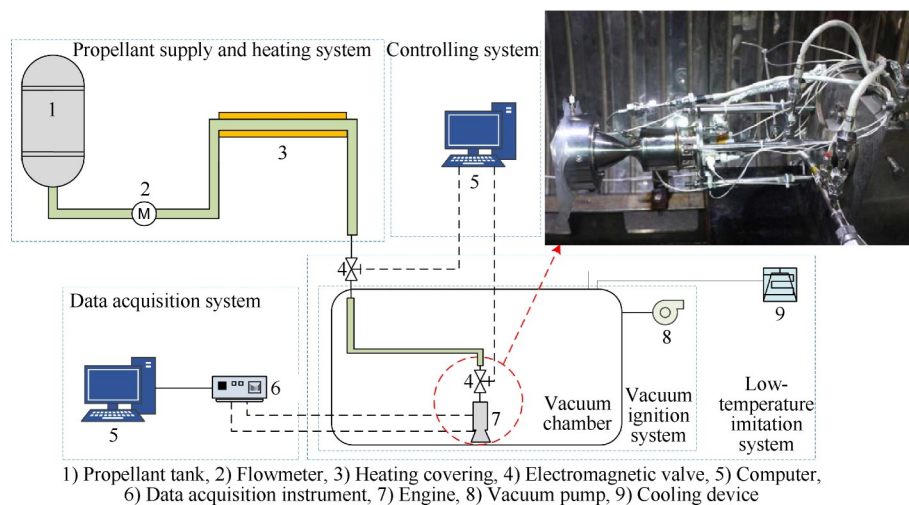


Fig. 1 Schematic of the experiment system and the picture of real products

包覆 8m 以上管路,保证足够多的推进剂被加热到规定温度。

低温环境模拟子系统用于制造低温环境,主要由舱体和冷却液循环冷壁等组成。其中舱体为低温环境提供足够大的空间,保证发动机降温特性均匀。冷却液循环系统选用耐低温材料,冷却液选用液氮等低温液体。置于低温环境模拟子系统中进行试验的 300N 发动机如图 2 所示。



Fig. 2 300N engine in low temperature environment

数据采集子系统用于获取发动机低温点火性能参数,如进口压力、室压、温度、流量等,其中压力数据采集系统需要考虑可耐低温条件压力传感器,由于需判读压力峰值数据,采样频率为 2000Hz;利用质量流量计对发动机工作状态的流量数据进行测量,流量计的量程为 300g/s,由于低温启动以及后续的热试车点火程序相对较短,流量计的输出频率需要提高至 50Hz 以上。温度数据采集,反应室温度是低温启动的判断依据,同时承受较大热载荷,是推力室测量重点^[19]。在发动机低温点火试验中,发动机身部温度既有低温也有工作后近 1000℃工况,K 型热电偶的测温能力满足 -40℃~1000℃的测温区间要求,因此

选用 K 型热电偶作为温度采集器。

试验控制子系统用于控制推进剂供应管路各阀门及发动机电磁阀,以保证发动机按规定的点火程序进行点火试验。

模拟真空点火子系统用于模拟真空环境,由于高真空环境下,物体的热量传递方式仅为热辐射。为充分考虑冷却剂的耗量和试验时间,选择用密闭容腔制造低温环境,该容腔内充满 0.1MPa 的氮气,利用对流增加发动机降温效果。由于需要进行低温高真空点火模拟试验,因此,在发动机喷口设置了真空模拟装置,利用喷口型面和可破裂膜片进行真空模拟。试验前安装真空模拟装置,对发动机和充填管路进行抽真空动作。

2.2 试验方法

不同温度工况试验过程中,推进剂供应及加热系统和试验控制系统试验状态保持一致,试验系统贮箱压力保持恒定为 1.83MPa。试验步骤为:

(1) 试验准备。因低温真空模拟点火受发动机低温点火次数限制,需要确保推进剂供应及加热系统、数据采集系统、模拟真空点火系统处于良好状态,检查管路气密性,气密压力为 2.5MPa。

(2) 低温环境模拟。通过冷却液的循环供应,保证模拟低温容腔持续降温至试验所需温度,由于发动机降温需要温度平衡一段时间,因此降温全过程一般不少于 2h。

(3) 推进剂供应及加热。在低温环境模拟系统进行降温的过程中,加热系统保持管路内的推进剂温度恒定在 32℃,并维持稳定。同时将推进剂充填至模拟低温容腔外主阀前。

(4) 当上述试验环境模拟条件全部达到预设目

标值,进行低温环境内管路及发动机抽真空,利用抽真空系统,实现管路及发动机内真空度<1000Pa。

(5)通过对容腔主阀和发动机电磁阀的控制,实现发动机低温真空条件模拟点火试验。

2.3 发动机测试参数及数据处理方法

发动机脉冲工作起活时间 t_{10} 为发动机电磁阀得到电信号开始到工作压力达到额定室压的 10% 所需要的时间。

第一个脉冲峰值 p_{cmax} 为发动机电磁阀得到电信号后达到的第一个压力峰的壓力值。

发动机催化剂床温度变化量 ΔT ,为发动机催化剂床点火温度至点火后一段时间内的升温值。

推力室平均室压处理方法:发动机电磁阀得电时刻为时间零点,在 $(t_s, (t_{on} - 0.2))$ 的时间区间内取平均值,按式(1)计算。稳态试车时,需对室压参数进行零位修正。按液体火箭发动机试验数据^[20]零位修正的相关规定进行计算。

$$\overline{p_c} = \frac{\sum_{t_s}^{t_{on} - 0.2} (p_c - p_{cz} + p_B)}{(t_{on} - 0.2 - t_s) \times S + 1} \quad (1)$$

式中 p_c 为室压瞬时值,MPa; p_{cz} 为室压零位,MPa; $\overline{p_c}$ 为稳态室压数据平均值,MPa; p_B 为大气压实测值,MPa; t_{on} 为发动机电磁阀工作时间,s; t_s 为平均值取值开始时间点,s,当点火时间<20s时, $t_s = t_{on}/2$;S为采样速率,Hz。

2.4 试验对象

300N 发动机由电磁阀和推力室组成,推力室由头部、分解室与喷管三部分组成,结构如图 3 所示。推力室工作时催化剂对推进剂进行催化分解生成高温、高压燃气,经喷管高速喷出产生推力。在推力室启动过程中,推进剂自头部喷注进入分解室催化床,发生一系列复杂的物理变化和化学反应,主要包括推进剂对头部腔道的充填、进入催化剂床并浸润催化剂表面、催化剂对推进剂的分解(催化分解及热分解)等过程^[21]。发动机低温工作过程中与常温启动过程一致,仅由于低温推进剂温度更低,催化剂活化能位较低,因此反应不易进行,从而对 300N 的工作带来不利影响。

2.5 试验工况

为研究温度对 300N 发动机启动特性的影响,选取-50,-30,-20 以及 30℃ 四种温度工况进行试验,实际工况见表 1。同时为研究不同催化剂活性差异对 300N 发动机启动特性的影响,选取 CHJ-1,CHJ-2 以

及 CHJ-3 三种不同批次催化剂进行试验,六个试验工况如表 1 所示。

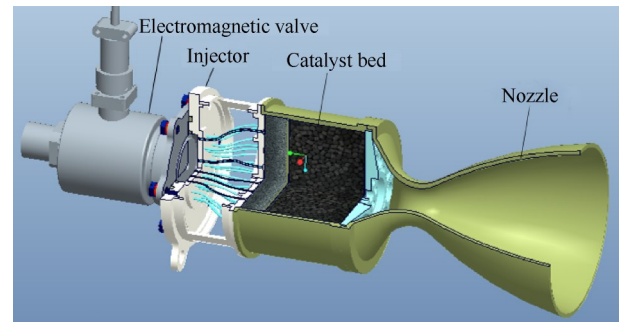


Fig. 3 3D model of the 300N engine

Table 1 Low temperature experimental cases of the 300N engine

Case	Batches of catalyst	Temperature of the catalyst bed/℃	Temperature of the propellant/℃
A	CHJ-1	-48.0	32.0
B	CHJ-1	-31.0	32.0
C	CHJ-1	-20.9	32.0
D	CHJ-1	30.1	32.0
E	CHJ-2	-30.2	32.0
F	CHJ-3	-30.5	32.0

3 结果及讨论

3.1 低温对 300N 发动机启动特性的影响

为充分研究低温对 300N 发动机启动特性的影响,选定-50℃作为低温极限工况。实际 Case A 的低温条件达到-48℃,Case A 中发动机初次点火过程中电磁阀开启的全程时间范围内均未检测到室压,即催化床处未正常发生催化分解反应,电磁阀关机后 214.5ms 产生催化分解的室压尖峰。在后续的再次低温点火试验过程中,发动机一启动便爆炸从而导致喷注器和身部解体,同时喷注器在强大的爆炸力作用下产生严重变形,如图 4 所示。

Case A~D 的发动机工作性能曲线如图 5 所示。

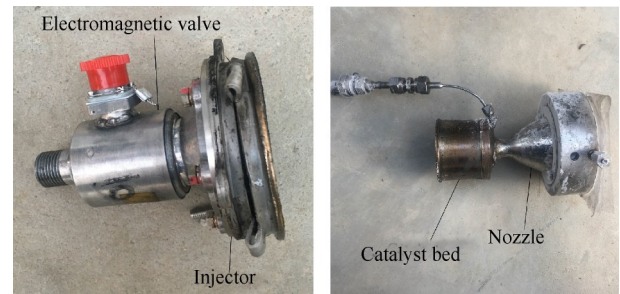


Fig. 4 300N engine after two low temperature ignition experiments

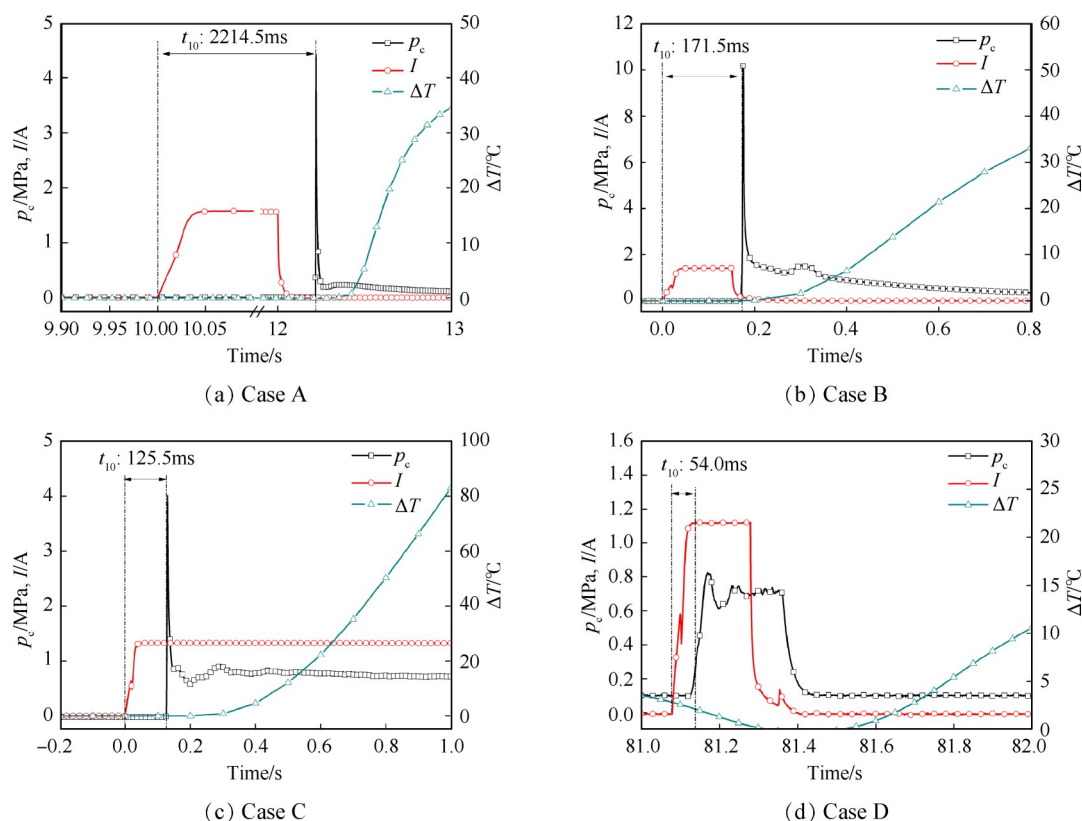


Fig. 5 Variation of pressure and temperature in catalyst bed (case A ~ case D)

由图 5 中 Case A 分析可知,电磁阀从开启到关闭,共经历 2000ms 时长,发动机的室压及温度未发生变化,说明发动机在电磁阀开启的全程时间范围内都未发生催化分解反应,没有建立室压。而发动机工作起活时间 t_{10} 为 2214.5ms,且产生了 4.428MPa 的压力峰,说明推进剂进入发动机内腔,在没有室压建立的情况下,受推进剂低温粘性增加,催化剂活性下降等因素的影响,催化剂对推进剂的分解速率下降,从而造成了超过 2000ms 的催化分解延迟现象。发动机通过 2s 点火时序后,温升为 35℃。

由图 5 中 Case B 分析可知,单组元 300N 发动机经历低温 -31℃ 条件点火考核,电磁阀从开启到关闭,共经历 150ms 时长,发动机的室压及温度在 171.5ms 时刻产生了 10.217MPa 的压力峰。发动机温升仅 33℃。相比于 Case A,本次低温点火温度提高了 17℃,但本次低温启动的室压尖峰却高于 Case A 的 5.789MPa。从两种工况的起活时间 t_{10} 来分析,随着低温点火温度的升高,反应时间明显加快。起活时间 t_{10} 表征了催化剂的初始活性,理论上其时间越快,积存的推进剂的量越少,越不易产生室压尖峰值。从两次试验结果可以看出,该型催化剂与单推-3 推进剂在 -30℃ 条件下,存在催化分解反应的拐点。温度再随之降低,易出现催化分解不进行的情况。同

时,两种工况的发动机温升值基本一致现象,经分析可知,温度值代表了发动机内部分解产生能量的大小,其受分解推进剂的量和分解效率决定,Case B 相比于 Case A 的推进剂供应时间明显缩短,但受低温条件对推进剂粘性的影响,推进剂的供应量无法准确测量和计算,但其反应的速率明显高于 Case A,其分解效率应明显高于 Case A。因此,当推进剂受低温条件影响,推进剂的供应量会明显下降,且推进剂的分解效率也会下降,造成发动机变形的能量为耗散的能量,不能在低温试验过程中被采集到。

由图 5 中 Case C 分析可知,单组元 300N 发动机经历低温 -21℃ 条件点火考核。电磁阀从开启到关闭,共经历 2000ms 时长,发动机起活时间明显延长,室压尖峰值为 4.013MPa,发动机温升为 50℃。相比于 Case B 可知,从起活时间 t_{10} 分析,发动机随着启动温度的升高,发动机催化反应时间明显加快,由于反应时间加快,推进剂积存减少,产生的室压尖峰明显降低。同时,在相同的时间条件下,发动机温升较 Case B 有所提升,证明当启动温度升高过程中,发动机对推进剂的分解效率也随之提升。

由图 5 中 Case D 分析可知,单组元 300N 发动机常温启动工况,电磁阀从开启到关闭,共经历 200ms 时长,发动机起活时间 t_{10} 为 54ms。但发动机温升不

高仅 12℃。且温升速度相较于其余 3 个工况呈现出了缓慢爬升的现象。经分析,常温启动工况发动机催化反应较为平稳,没有压力的瞬间释放过程,因此温度变化相对平稳,且发动机处于自然对流环境中,温度的上升时间延长,对受对流换热影响下发动机的温度产生影响,因此发动机工作至温度平衡点处时,温升为 30℃,低于瞬时释放工况的 30~50℃。

温度是影响单推-3 推进剂化学反应速率的重要因素,通过阿伦尼乌斯公式^[22]计算可以得到温度对化学反应速率的影响。计算表明,20℃时肼分解反应速度是-20℃的 2949.46 倍,是-30℃的 29789.63 倍,在-40℃条件下其动力学反应速率将会更低。单推-3 推进剂是由肼、硝酸肼和水组成的混合物,其催化分解过程更为复杂,低温条件下还存在成分析出等问题,分解速率的影响规律难以预测。通过图 5 可知,随着发动机启动温度的升高,发动机催化反应活性明显提高,且呈现出指数分布规律,通过于表征肼分解反应速度阿伦尼乌斯方程相对比,提出了适用于 300N 发动机低温启动特性的修正方程,其中根据不同工况电磁阀开启时间不一致问题,方程修正过程中,需要将电磁阀的响应时间 t_1 去除,通过总结,可以得到

$$t_{10} = \frac{P}{A \cdot p_{DT-3}} \cdot e^{\frac{E_a}{R \cdot T}} + t_1 = 4.199 \times 10^{15} \cdot e^{-0.1265 \cdot T} + t_1 \quad (2)$$

式中 A 为前因子; E_a 为表观反应活化能; R 为摩尔气体常数,8.314 J/(mol·K); T 为反应温度,223~303K; p_{DT-3} 为单推-3 的饱和蒸汽压。

由于单推-3 为混合物,其中 A 、 E_a 以及 p_{DT-3} 的参数无法直接获得,通过多次低温试验总结,得到公式所示系数。

由图 6 分析可知,通过修正方程计算得到的 t_{10} 起

活时间与试验得到 t_{10} 起活时间吻合度较高。但推力室室压尖峰值与反应时间没有呈正相关关系,可见推力室室压尖峰的产生与积存推进剂量相关,而推进剂的积存与推进剂的供应状态直接相关,且受推力室室压影响,推进剂供应受限,因此室压尖峰值存在一定的随机性。

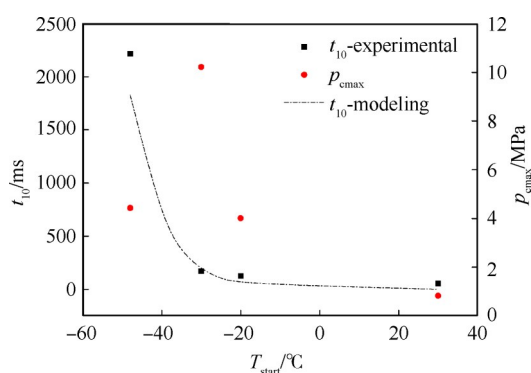


Fig. 6 Low temperature start characteristics of 300N engine at different temperatures

3.2 催化剂活性差异对 300N 发动机低温启动特性影响

Case E 和 F 的低温启动点火性能曲线如图 7 所示。由图 5 中 Case B, 图 7, 结合表 2 分析可知,三种工况除装填催化剂的批次不同外,其余发动机状态和试验状态全部一致。从 Case B, E 和 F 可以明显看出,三种不同批次的催化剂,发动机初始反应活性不同,CHJ-2 和 CHJ-3 的反应活性明显优于 CHJ-1 催化剂。从发动机设计角度分析,三种催化剂为相同的头部喷注结构和催化剂床结构,因此头部喷注速度一致,催化剂床载荷一致。但由于催化剂为非金属载体浸渍、焙烧活性金属结构,不同批次催化剂的比表面积、活性金属含量、吸附氧或水蒸汽等含量势必会存在差异,这些潜在差异的共同作用致使不同批

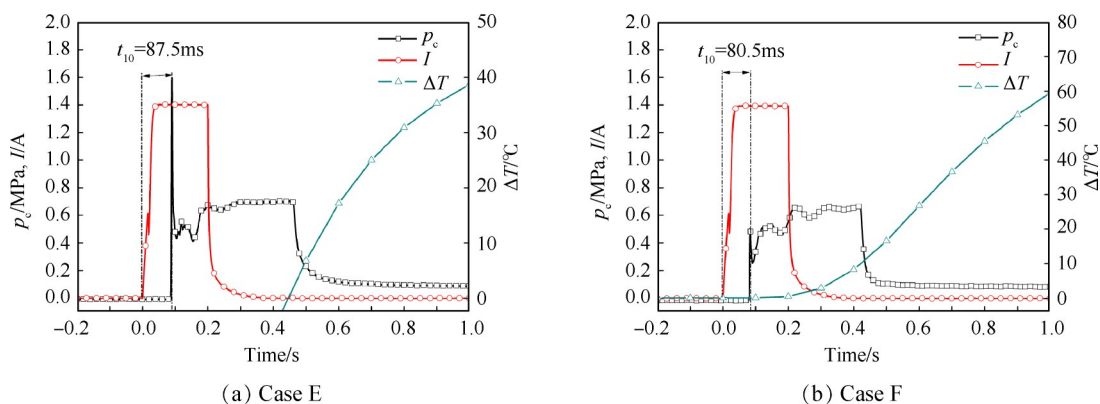


Fig. 7 Variation of pressure and temperature in catalyst bed (case E and case F)

次催化剂的低温活性存在差异。针对 300N 发动机装填不同批次催化剂进行低温试验的结果差异性的具体机理,有待相关研究人员进一步开展催化剂层面的低温试验分析及表征,从而获取影响催化剂低温性能的主要影响因素。

3.3 低温对电磁阀响应特性的影响

通过 Case E 试验结果,发现电磁阀关闭存在延迟的情况,为进一步研究低温对电磁阀响应特性的

影响,补充开展了五次低温试验,如表 3 所示。统计多轮次低温试验的电磁阀开启和关闭响应时间(如图 8),可以发现低温试车中阀门关闭时间为 45~257ms,相比于电磁阀单机常温状态下进行关闭响应时间测试结果 34.0~38.1ms,存在明显延时。

经分析,导致阀门延时关闭的因素有三个:

(1)低温对阀门电磁吸力影响。试验结果表明,低温对电磁阀的开启时间无影响,随低温温度的波

Table 2 Low temperature experimental results for different kinds of catalysts

Case	Catalyst batche	Temperature of the propellant/℃	Temperature of the catalyst bed/℃	Activation time t_{10} /ms	Peak of combustion chamber pressure p_{cmax} /MPa
B	CHJ-1	32.0	-31.0	171.5	10.217
E	CHJ-2	32.0	-30.2	87.5	1.596
F	CHJ-3	32.0	-30.5	80.5	0.506

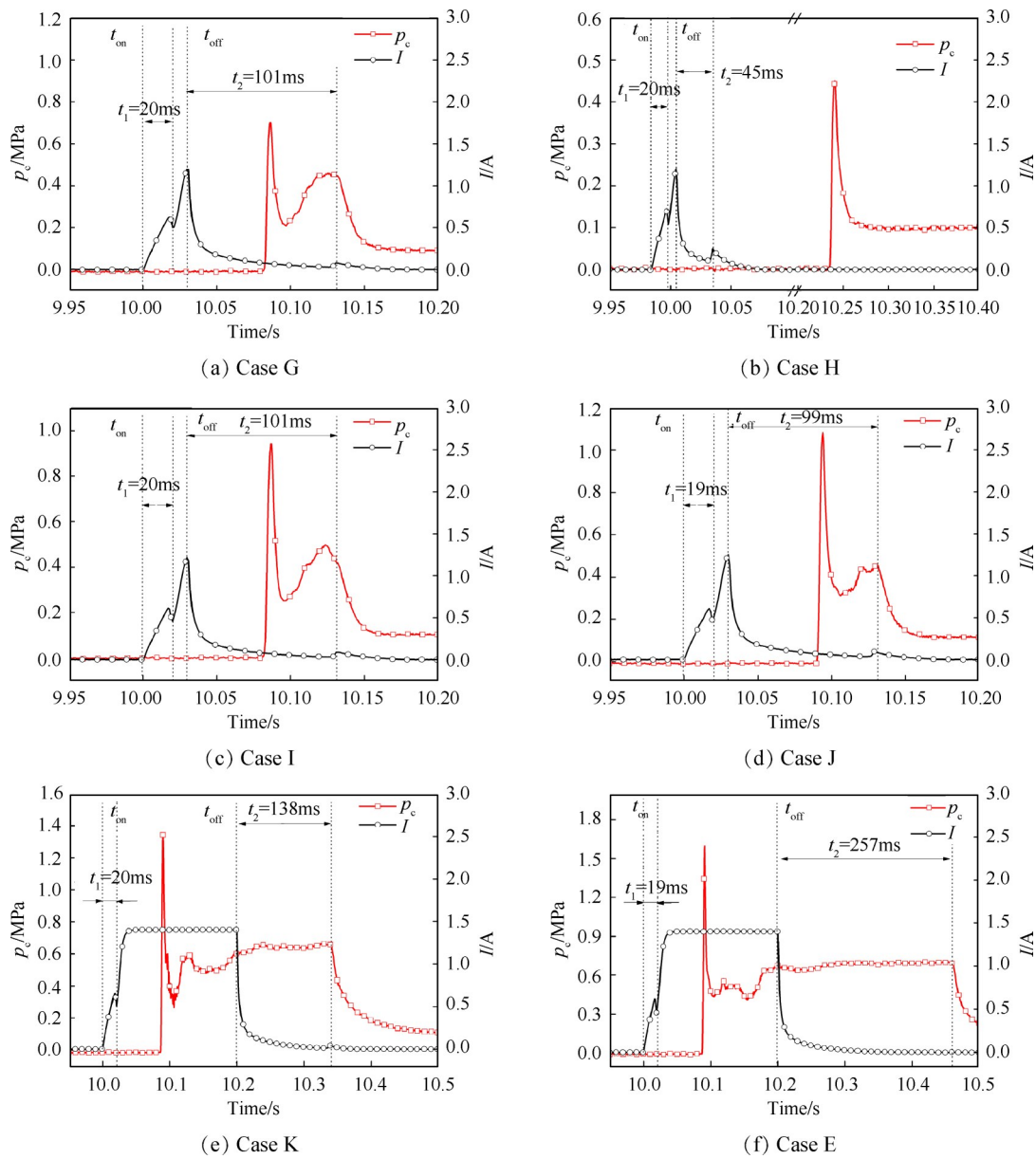


Fig. 8 Response curves of the electromagnetic valves for multiple low temperature experiments

Table 3 Response of the electromagnetic valves for multiple low temperature experiments

Case	Temperature of the propellant/℃	Temperature of the catalyst bed/℃	Duration of pulse/ms	Time of valve opening t_1 /ms	Time of valve closing t_2 /ms
G	32.0	-31.1	30	20	101
H	32.0	-31.2	30	21	45
I	32.0	-30.2	30	20	101
J	32.0	-35.5	30	19	99
K	32.0	-30.0	200	20	138
E	32.0	-30.2	200	19	257

动,电磁阀的开启时间无延迟现象;低温对电磁阀的关闭时间影响明显,低温条件下电磁阀关闭时间45~257ms,相比于常温试验得到关闭响应时间为45.4~49.4ms,存在明显的延迟现象。且仅 Case H 电磁阀的关闭响应时间较快,与常温试验结果基本一致。

(2)背压对阀门延时关闭影响。如图8中 Case H 所示,仅此工况电磁阀关闭时间较短,分析由于发动机起活时间 t_{10} 较长,推力室室压未影响电磁阀的关闭,因此阀门关闭过程未受影响,关闭响应时间 t_2 与常温特性无差异。其余工况在电磁阀关闭过程中,存在背压0.8~1.6MPa的情况。

(3)低温推进剂粘度对阀门延时关闭影响。图8 Case G~K 电磁阀响应与电磁阀单机试验相比较,最重要为流动介质的差异,低温试验的工作介质为单推-3,冰点为-30℃,随温度的降低,推进剂的粘度增大,导致阀门关闭过程中流阻增大,从而导致阀门关闭延迟。

4 结 论

本文对单组元300N发动机低温工作异常问题的成因进行了模拟真实飞行工况的试验研究,通过开展不同温度条件、不同催化剂批次以及发动机电磁阀低温响应特性试验,得到结论如下:

(1)点火前发动机催化床温度是导致发动机启动发生故障的主要影响因素,-48℃条件下,催化剂未能有序催化分解单推-3推进剂,导致发动机爆炸;且发动机仅可经历一次低温启动工况。-30℃条件下起活时间为80.5~87.5ms,发动机可正常启动,且启动温度与起活时间呈指数关系。

(2)受催化剂批次影响,装填不同批次催化剂的300N发动机低温工作性能不同,以CHJ-1批最为明显,催化剂活性差将直接对起活时间 t_{10} 产生不良影响。不同批次催化剂低温起活时间 t_{10} 的差异可达91ms。起活时间 t_{10} 的延长,易导致启动压力峰 p_{cmax} 增大。

(3)低温试验过程中,发动机电磁阀关闭受低温推进剂粘性影响和背压的影响,产生了明显的迟滞关闭现象,延迟时间约为100ms,对发动机在轨飞行的精准控制将产生一定影响。

为降低300N发动机的低温启动工作风险,提高工作可靠性,需优化发动机启动温度并加严催化剂批次质量控制。同时针对催化剂批次影响,需进一步开展催化剂相关物性参数对发动机低温工作性能影响的深层次机理研究。

致 谢:感谢国家国防科技工业局民用航天“十三五”技术预先研究项目、北斗卫星导航系统重大专项的资助。

参考文献

[1] 周汉申. 单组元液体火箭发动机设计与研究[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.

[2] 梁 彦, 张 弛, 郑宏建. 火箭推进剂的发展特点分析[J]. 飞航导弹, 2003(7).

[3] GJB9090-2017, 单推-3规范[S].

[4] 刘 俊, 李小芳. 600N单组元推力室的研制[J]. 火箭推进, 2006(5): 12-16.

[5] 周汉申, 王 玺. 肼及肼-硝酸肼-水发动机催化剂床的设计与研究[J]. 上海航天, 1994(5): 17-22.

[6] 贺 雷, 黄延强, 王爱琴, 等. 温和条件下水合肼催化分解制氢研究进展[J]. 化工进展, 2014, 33(11): 2956-2962.

[7] Atlantic Research Corporation. Mars Flyer Rocket Propulsion Risk Assessment, ARC Testing[R]. NASA/CR-2001-210709.

[8] Kaiser Marquardt. Mars Flyer Rocket Propulsion Risk Assessment, Kaiser Marquardt Testing[R]. NASA/CR-2001-210710.

[9] 张育林, 刘 昆, 程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.

[10] 奚林生. 单组元肼催化分解推力室催化剂床冲刷现象的研究[J]. 上海航天, 1996, 13(3): 28-30.

[11] 鹿小林, 丛伟民, 侯宝林, 等. ADN在Pd-Zn体系中的催化分解研究[J]. 化学工程, 2017, 45(7): 61-64.

- [12] Contour J P, Pannetier G. Hydrazine Decomposition over a Supported Iridium Catalyst [J]. *Journal of Catalysis*, 1972, 24(3).
- [13] McRight P, Popp C, Pierce C, et al. Confidence Testing of Shell 405 and S-405 Catalysts in a Monopropellant Hydrazine Thruster[R]. *Tucson: 41th AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005.
- [14] Kesten A S. Analytical Study of Catalytic Reactors for Hydrazine Decomposition [R]. *NASA: F910461-12*, 1967.
- [15] Hwang C H, Lee S N, Baek S W, et al. Effects of Catalyst Bed Failure on Thermochemical Phenomena for a Hydrazine Monopropellant Thruster Using Ir/Al₂O₃ Catalysts [J]. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2012, 51(15): 5382-5393.
- [16] 赵许群, 张 涛, 孙孝英, 等. 肼分解催化剂的表征及失活机理研究[J]. *催化学报*, 2002, 21(6): 594-596.
- [17] Lee K H, Yu M J, Kim S K, et al. Hot Firing Performance Measurement of Monopropellant Decomposition Catalyst and Domestic Development Status [J]. *Korean Society of Propulsion Engineers*, 2006, 10(3): 109-117.
- [18] Schmidt E W. Hydrazine and Its Derivatives: Preparation, Properties, Applications[R]. *New York: Wiley-Interscience*, 2001.
- [19] 孙 冰, 刘 迪, 王太平. 液体火箭发动机燃烧室壁面热流测量方法研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(9): 2122-2129. (SUN Bing, LIU Di, WANG Tai-ping. A Method to Measure Wall Heat Flux of a Liquid Rocket Engine Combustion Chamber [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(9): 2122-2129.)
- [20] QJ1492A-2005, 液体火箭发动机试验数据处理方法[S].
- [21] 湛建阶, 陈朝辉. 肼类分解催化剂研究进展[J]. *材料导报*, 2007, 21(2): 62-66.
- [22] 茆诗松. 加速寿命试验的加速模型[J]. *质量与可靠性*, 2003(2): 15-17.

(编辑:梅 瑛)