

# 小推力空间液体火箭发动机夹气启动特性

刘昌国<sup>1,2,3</sup>, 陈锐达<sup>2,3</sup>, 刘 犇<sup>2,3</sup>, 徐 辉<sup>2,3</sup>, 于达仁<sup>1</sup>

(1. 哈尔滨工业大学 能源学院, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 上海空间推进研究所, 上海 201112;  
3. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘 要:** 为了探究供应管路夹气对液体火箭发动机启动过程的影响, 利用彩色高速相机捕捉了双组元 150 N 发动机直流互击式喷注器雾化特征, 对比了夹气和不夹气状态下喷雾场的启动过程, 并在高空模拟热试车台进行了国内首次小推力空间液体火箭发动机夹气启动验证试验, 采用氮气对真空舱内推进剂供应管路吹除后直接进行推进剂充填并点火。结果表明, 夹气状态下的喷注器喷雾场空间分布上主要集中于中心轴线区域, 局部区域雾化效果增强, 液滴直径减小, 雾化锥角增大; 夹气雾化充分发展时, 中心主射流起始段和边区射流局部出现断流, 空间整体分布均匀性较差。高空模拟热试车条件下, 夹气没有对发动机启动过程造成持续性振荡, 点火推力峰有增大的趋势, 发动机其他性能、温度、振动等测量参数以及开关机过程没有发生显著变化。但是, 夹气一定程度上增加了发动机启动过程的复杂性和不确定性因素, 工程上需要引起足够重视, 强烈建议热试车时增加 3 s 预点火程序, 排出推进剂充填后发动机控制阀前可能产生的气泡, 确认发动机启动无异常后再继续后续点火程序。

**关键词:** 夹气; 启动过程; 喷注器; 雾化; 断流

**中图分类号:** V434.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2021)03-0008-08

## Start-up characteristics of low-thrust space liquid rocket engine with entrained gas

LIU Changguo<sup>1,2,3</sup>, CHEN Ruida<sup>2,3</sup>, LIU Ben<sup>2,3</sup>, XU Hui<sup>2,3</sup>, YU Daren<sup>1</sup>

(1. School of Energy, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

3. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** In order to explore the effect of gas entrainment in the supply pipelines during the liquid rocket engine start-up process, the atomization characteristics of 150 N bipropellant engine impinging injector were captured by the color high-speed camera. The start-up processes of spray field under the gas-entrained and non-gas-entrained states were compared. The first domestic verification test of low-thrust space liquid rocket engine start-up with entrained gas was carried out in the high altitude simulation hot fire test bench. The propellant supply pipelines in the vacuum cabin were directly filled after nitrogen blo-

收稿日期: 2020-07-01; 修回日期: 2020-12-14

作者简介: 刘昌国(1976—), 男, 博士生, 研究领域为空间液体火箭发动机。

通信作者: 于达仁(1966—), 男, 教授, 研究领域为等离子推进、高超声速推进与控制。

wing, and then the engine was ignited. The results show that the injector spray field distribution with gas entrainment is mainly concentrated in the central axis area, and the local area atomization effect is enhanced. In addition, the droplet diameter decreases and the atomization cone angle increases. When the atomization with gas entrainment is fully developed, the initial section of the central main jet and the side jets will be locally cut off, and the overall distribution uniformity of the injector spray field is poor. Under the hot fire test conditions, there is no continuous oscillation during the engine start-up process due to the gas entrainment, the engine ignition thrust peak tends to increase, and other measurement parameters including performance, temperature, vibration and start-up and shutdown process of the engine do not change significantly. However, the gas entrainment may increase the complexity and uncertainty of the engine start-up process, and enough attention needs to be paid in engineering application. It's strongly recommended to add a 3-second pre-ignition program during the hot fire test to discharge the bubbles before the control valves after propellant filling, and to continue the subsequent ignition procedure of the engine after confirming that there is no abnormality during the start-up process.

**Keywords:** gas entrainment; start-up process; injector; atomization; cut-off

## 0 引言

直流互击式喷注器因结构简单、可靠性高、雾化特性良好等特点,广泛应用于空间姿轨控中小推力液体火箭发动机<sup>[1-5]</sup>,氧化剂和燃料射流在给定的角度下在离喷注面预定的距离处撞击,其地面试验或飞行工作过程中,应尽量避免上游贮箱和阀门等组件引起推进剂供应管路夹气。但是,相比空间飞行中的真空环境,地面高空模拟热试车台主要采用氮气对推进剂贮箱增压,气体直接与推进剂接触,且氮气溶解度相较上天飞行时用的增压气体氦气更大;其次,真空舱外氧化剂和燃料供应管路中均存在夹气盲腔,盲腔位置位于舱上电磁阀和放液手阀之间,发动机点火前舱外管路放液充填和舱内管路抽真空均无法排出盲腔内的气体,且增压气体量超限、阀门汽蚀、充填水击、喷注器工作温度过高等均有可能导致出现夹气喷注雾化现象。例如,美国 Marquardt 公司研制的著名 R-4D 轨控发动机同样采用直流互击式喷注器,研制期间多次因为增压气体直接混入或以溶解方式混入推进剂,点火启动过程中喷注器集液腔内发生气液两相流动,导致出现低频状态下的高随机噪声燃烧,燃烧反应粗糙,推力振荡频率为 350 ~ 400 Hz<sup>[6-7]</sup>。

夹气雾化因在较小的稳定注气量下可以获得较优的雾化效果,在气泡雾化喷嘴、离心式喷嘴中已得到了广泛应用。气泡雾化主要通过“外气内

液”或“内气外液”的特定结构喷嘴由注气孔将气体稳定注入液体中<sup>[8-12]</sup>,然后在气液两相混合室内预混,从而在喷嘴出口段形成均匀的气液两相流,气泡在喷嘴出口迅速爆破可以显著提高雾化效果<sup>[13-15]</sup>,广泛应用于喷射流体黏度较大的领域。此外,通过在喷嘴上游管路中稳定注入气体可以实现变推力控制<sup>[16-17]</sup>,减小推进剂的体积密度,同时可以显著提高离心式喷嘴的喷注压降,是抑制大推力液体火箭发动机低工况下工作时发生低频振荡的措施之一<sup>[18]</sup>。目前的研究主要针对冷流试验中单个喷嘴单股射流展开,借助具有特定结构的气泡雾化和离心式雾化喷嘴注入稳定气体辅助雾化,对直流互击式喷注器的夹气雾化特征研究较少,对多喷嘴组合的耦合作用结果和发动机点火性能影响尚不明晰。

喷注器的雾化特性直接影响燃烧室的点火性能<sup>[19]</sup>。本文在大气常温环境下利用彩色高速相机对双组元 150 N 发动机头部喷注器进行了冷流试验,主要考察了供应管路夹气对喷雾场启动过程的影响,并在高空模拟热试车台进行了国内首次小推力空间液体火箭发动机夹气启动验证试验,结合同时期进行的一台同批次发动机疑似夹气影响导致喉部烧蚀的试车结果进行了讨论,并对此提出了相应建议,为发动机异常启动故障模式分析提供重要的试验参考。

## 1 试验系统与试验方法

### 1.1 试验系统和拍摄方法

冷流试验系统如图 1 所示。试验在大气常温环境下进行,试验工质为水,采用高压氮气对储罐液体增压,水通过供应管路经由截止阀、质量流量计和调节阀分别进入喷注器的氧化剂路和燃料路,然后从喷注器出口喷出。为了充分模拟高空模拟热试车状态,喷注器前转接半硬管,半硬管长度、走向和弯曲半径均与试车台管路保持一致。



图 1 冷流试验系统

Fig. 1 Sketch of experiment setup

本试验采用彩色高速相机 (Photron FASTCAM SA4 型) 对喷雾场进行拍摄。镜头为 Tokina 公司生产的 AT-X M100 PRO D 型微距镜头,在测量喷雾场旁放置增强光源。高速相机的镜头与喷注器出口位置保持相同高度,与喷雾场所在平面的垂直距离约为 0.3 m,拍摄速率为 2 000 fps,曝光时间为  $1/2\ 000$  s,图像分辨率为  $1\ 024 \times 1\ 024$  pixels。

### 1.2 试验对象和试验工况

试验件为双组元 150 N 发动机的头部喷注器,喷注器为直流互击式,氧化剂和燃料主射流在中心区域撞击雾化掺混形成喷雾场,边区设有用于液膜冷却的冷却小孔。试验工况为额定设计工况,发动机的主要设计参数如表 1 所示。由于推进剂具有剧毒性和强腐蚀性,试验中用水模拟真实推进剂,根据质量流量方程,对额定水流量进行了换算,换算后氧化剂路流量为 27.62 g/s,燃料路流量为 21.54 g/s。流量测量采用科里奥利质量流量计,精度为  $\pm 0.25\%$ 。

试验分别在不夹气和夹气状态下进行。因无法模拟真空充填过程,夹气状态下,半硬管采取整段夹气,夹气气体为氮气。氧化剂路和燃料路半硬管内径均为 8 mm,长度均为 2 m,计算试验前管路

内夹气量约为 56 mL。根据理想气体状态方程,换算液体充填压缩后的夹气体积约为 10 mL。

表 1 150 N 发动机主要设计参数

Tab. 1 Design parameters of 150 N engine

参数	数值
真空推力/N	150.00
燃烧室压力/MPa	0.80
混合比	1.65
氧化剂质量流量/(g·s <sup>-1</sup> )	32.15
燃料质量流量/(g·s <sup>-1</sup> )	19.48

## 2 冷流试验结果与分析

图 2(a) ~ 图 2(f) 给出了不同阶段供应管路夹气与不夹气状态下的喷注器启动过程喷雾场对比图。从图 2(a) 和图 2(b) 中可以发现,不夹气状态下的喷雾场边区冷却孔射流稳定,液柱完整,氧化剂和燃料中心主射流撞击雾化后呈锥体状,首先形成离散的大尺度微团,大尺度微团在运动中进一步破碎形成更细小的液滴,喷雾场空间分布均匀。而夹气状态下,阀门开启后喷雾场建立瞬间(4.5 ms)边区射流发生了气泡雾化现象,射流末端提前雾化为细小液滴,氧化剂和燃料部分主射流在撞击前也发生了气泡雾化现象,导致部分射流未参与撞击,喷雾场空间分布上主要集中于中心轴线区域。文献[14-15]表明,气泡在一定的压力下流至喷嘴出口时发生剧烈膨胀并爆破,促进射流液柱在撞击前发生破碎和分散。

从图 2(c) 和图 2(d) 中可以发现,相较于不夹气状态下的喷雾场,夹气状态下的喷雾场是主射流撞击雾化与各个喷注孔气泡雾化的混合,喷雾场中心区域雾化液滴直径明显变小,雾化掺混效果更好,喷雾场的合成动量角没有发生明显改变。同时,边区射流由于气泡雾化后形成细小液滴,更好地与中心区域进行了掺混,增强了中心区域的雾化效果,但是一定程度上会降低边区射流撞击燃烧室内壁面形成稳定连续液膜的冷却能力。

从图 2(e) 和图 2(f) 中可以发现,不夹气状态下的喷雾场充分雾化状态整体稳定,喷雾场空间分布均匀,基本不随时间而变化。而夹气状态下喷雾

场充分雾化时,喷雾场中心局部混合区域雾化液滴直径明显变小,雾化锥角明显增大。理论上,喷雾场索太尔平均直径越小,燃烧稳定性越好<sup>[20]</sup>。但是,中心主射流起始段局部区域出现了断流,边区冷却孔射流也出现了局部断流,视窗底端喷雾场外侧区域已逐渐消失,喷雾场的贯穿距离明显缩短,表明喷雾场的空间整体分布均匀性较差。

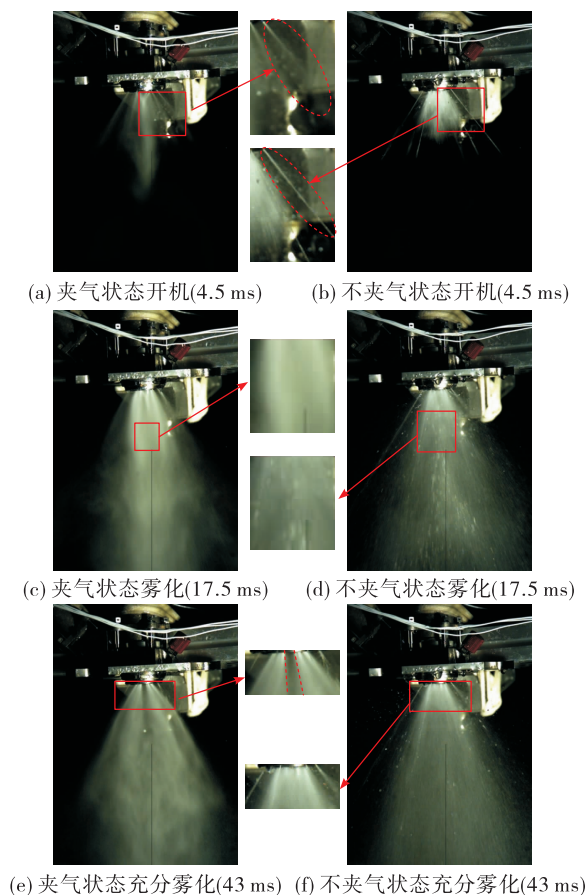


图 2 夹气与不夹气时喷注器喷雾场对比

Fig. 2 Comparison of injector spray field with and without gas entrainment

图 3 给出了夹气状态下喷注器启动过程喷雾场后续变化情况。从图 3 中可以发现,在喷注开始 80 ms 后,喷雾场暂时恢复正常,边区射流恢复稳定,此时喷雾场主要为主射流撞击雾化掺混后形成。在喷注开始 125.5 ms 后,供应管路内气泡再次进入喷注器,导致喷雾场中心区域再次出现气泡雾化现象,随后气泡雾化逐渐发展,至 274 ms 时氧化剂路主射流发生瞬时断流,断流时间仅为 5 ms,随后整个喷雾场恢复正常。

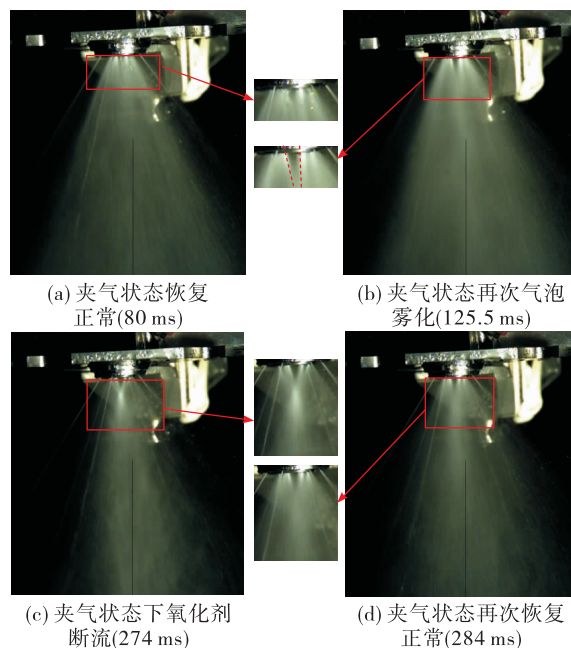


图 3 夹气状态喷雾场后续变化情况

Fig. 3 Subsequent change of spray field with gas entrainment

### 3 高空模拟热试车验证

为了验证供应管路夹气对发动机点火启动过程的影响,采用 150 N 发动机在 42 km 高空模拟热试车台上进行点火试验,如图 4 所示。

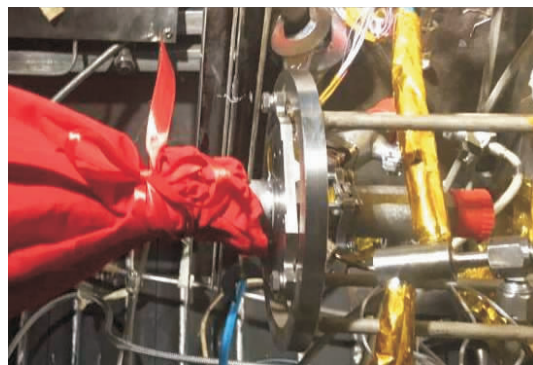


图 4 发动机高空模拟热试车状态

Fig. 4 Engine state in the high altitude simulation hot fire test bench

验证试验分别在不夹气和夹气状态下进行,不夹气状态下,试车台完成放液充填和抽真空后,真空舱内压力不大于 200 Pa,然后将推进剂充填至发动机控制阀前,发动机进行点火。点火结束后,对真空舱内推进剂供应管路进行氮气吹除,吹除后不再采



取抽真空措施,舱内管路保持 0.1 MPa 压力,随后完成推进剂充填,换算充填压缩后的夹气体积达到 10 mL。

### 3.1 不夹气时热试车结果与分析

图 5 给出了不夹气时发动机 30 s 稳态试车过程中的性能和温度曲线。

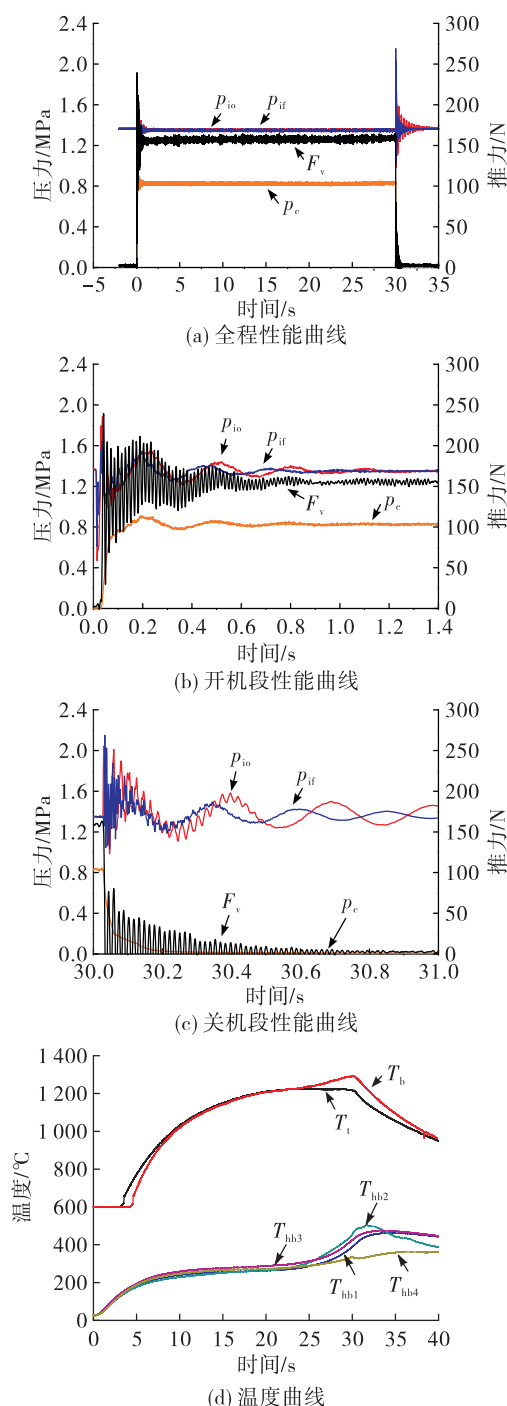


图 5 不夹气时发动机性能和温度曲线

Fig. 5 Distribution of engine performance and temperature without gas entrainment

图 5 中,  $F_v$  为真空推力, N;  $p_{io}$ 、 $p_{if}$  分别为发动机入口压力,  $p_e$  为燃烧室压力, MPa;  $T_b$  为燃烧室直线段温度,  $T_t$  为喉部温度,  $T_{hb1} \sim T_{hb4}$  分别为头身焊缝温度, °C。从图 5 可以看出, 发动机点火过程工作稳定, 室压、推力和温度变化曲线正常, 开关机过程曲线正常, 现场测试各显示参数正常。试车过程中, 发动机推力约为 157.6 N, 身部最高温度约为 1 291 °C, 喉部最高温度约为 1 225 °C, 头身焊缝最高温度约为 503 °C。

### 3.2 夹气时热试车结果与分析

图 6 给出了夹气时发动机 30 s 稳态试车过程中的性能和温度曲线。从图 6 中可以看出, 与不夹气状态相比, 点火启动过程中推力峰为 264.3 N, 较不夹气状态下 239.3 N 的点火推力峰偏高 25 N。发动机点火推力峰有增大的趋势, 其他性能、温度参数测试结果均无明显差别, 试车后发动机结构完好。试车过程中, 发动机推力约为 158.1 N, 身部最高温度约为 1 285 °C, 喉部最高温度约为 1 218 °C, 头身焊缝最高温度约为 498 °C。

本次试车在发动机法兰上表面安装了振动传感器, 用于测量轴向振动参数。测量结果表明, 不夹气时发动机启动段最大振动量级约为 148 g, 稳定段约为 0.26 g, 关机段约为 8.6 g; 夹气时发动机启动段最大振动量级约为 155 g, 稳定段约为 0.30 g, 关机段约为 9.4 g, 振动测量结果基本一致。

热试车结果表明夹气状态下发动机的性能和温度测量参数、开关机过程没有发生显著变化, 点火推力峰增大了 25 N, 说明夹气时启动过程喷雾场虽然短时间内发生了剧烈变化, 但是未能造成持续性振荡。

需要注意的是, 验证试验试车子样数较少, 难以覆盖所有夹气工况, 其结果尚且无法说明夹气对发动机稳定启动没有影响。启动过程是液体火箭发动机研制过程中故障发生率最高的阶段, 热交换剧烈, 高能量密度释放, 工况变化复杂, 状态参数在短时间内急剧变化。夹气一定程度上增加了发动机启动过程的复杂性和不确定性因素, 可能会引起点火异常。

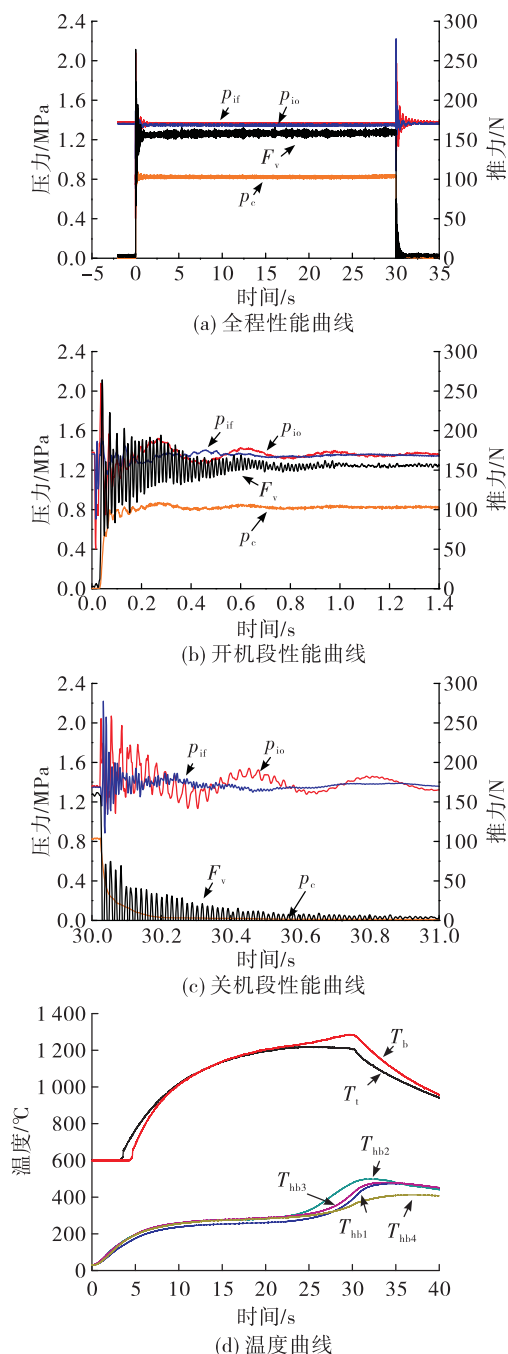


图6 夹气时发动机性能和温度曲线

Fig. 6 Distribution of engine performance and temperature with gas entrainment

## 4 讨论

下面针对在该试车台同时期进行的一台同批次150 N发动机首次点火启动喉部烧蚀问题进行补充探讨,以期加深对夹气影响的认识。

发动机首次30 s调参点火启动后,喉部、燃烧

室直线段和头身焊缝温度急剧上升,且直线段温度上升较喉部更快,点火现象异常。结合录像观察,发动机约5.5 s时喉部外表面出现烧蚀,8 s时喉部位置烧穿,试车终止。图7给出了发动机试车后的烧蚀形貌。

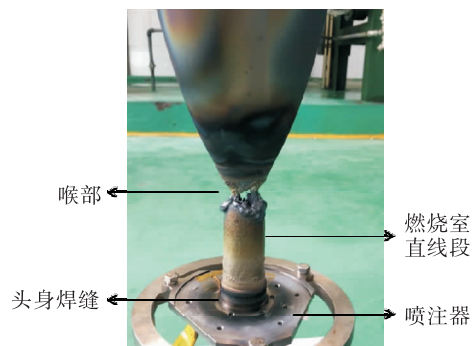


图7 发动机烧蚀形貌

Fig. 7 Ablated engine appearance

图8给出了发动机试车过程中的性能和温度曲线。

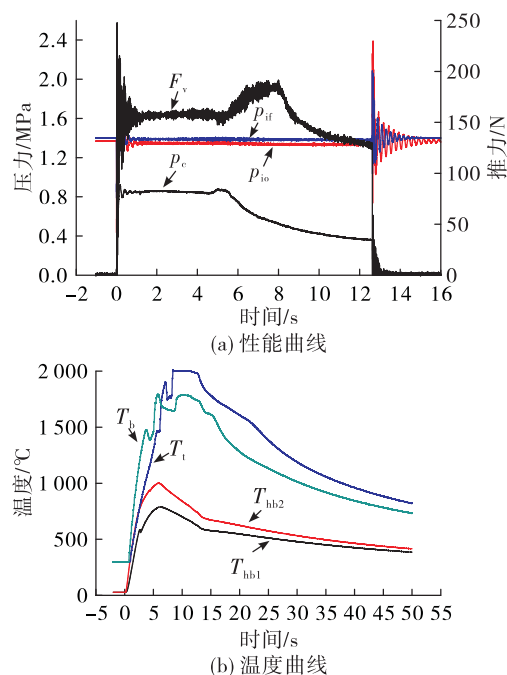


图8 发动机性能和温度曲线

Fig. 8 Distribution of ablated engine performance and temperature

从图8中可以看出,喉部温度0.9 s即达到红外测温仪测量下限300 °C,5.7 s达到1 470 °C,8.4 s达到红外测温仪测量上限2 000 °C;直线段温度0.7 s

即达到  $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $3.8\text{ s}$  达到  $1\,475\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $5.9\text{ s}$  达到最大值  $1\,788\text{ }^{\circ}\text{C}$ ; 头身焊缝温度  $1.4\text{ s}$  即达到  $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $6.1\text{ s}$  达到最大值  $1\,001\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。分析认为,可能是由于阀前推进剂供应管路中夹气,发动机点火异常激发了燃烧不稳定,破坏了近壁边界层,导致燃烧室壁温异常升高。图 9 给出了发动机试车过程中的振动曲线。

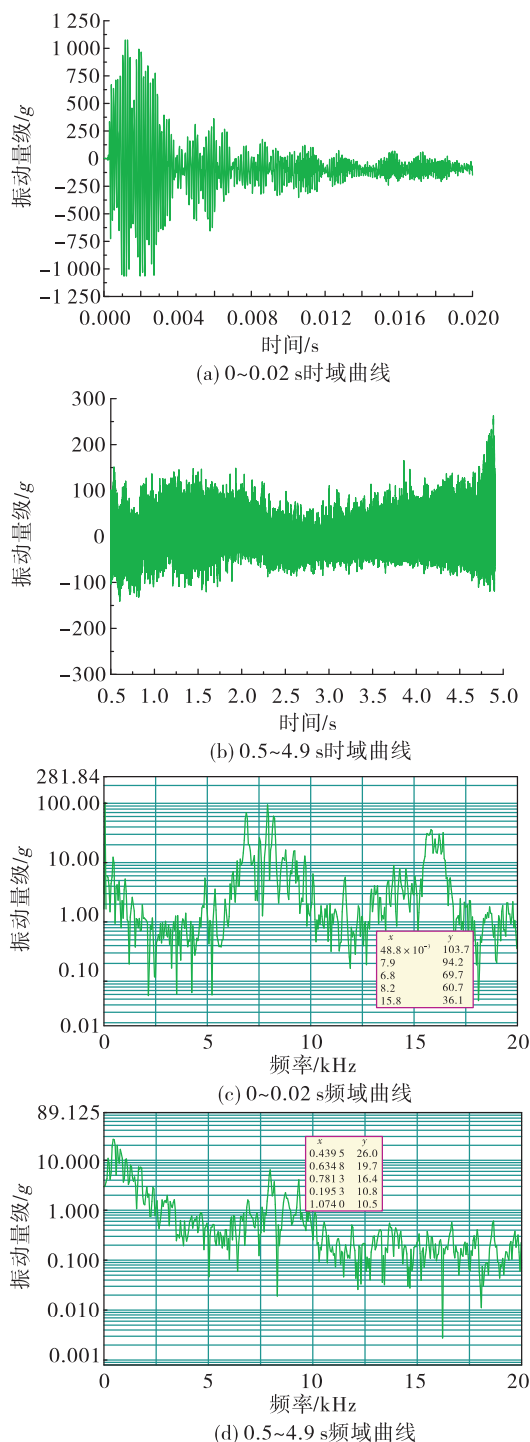


图 9 喷注器法兰振动曲线

Fig. 9 Vibration distribution of injector flange

从图 9 中可以看出,振动波动时间较长,振动量级明显偏高。启动瞬间振动量级达到  $1\,000\text{ g}$  以上,正常试车时最大振动量级仅  $150\text{ g}$  左右; $0.5\sim 4.9\text{ s}$  稳定工作段振动量级达到  $100\text{ g}$ ,正常试车时仅不到  $1\text{ g}$ ,且  $439.5\text{ Hz}$  突频下仍有  $26\text{ g}$  振动幅值。振动测量结果表明,发动机启动过程燃烧室内点火异常。

对试车过程和试车结果进行复查和对比分析,原材料缺陷、发动机生产质量缺陷、多余物、试车工况偏离、开机时序差异等故障模式均已经被排除,认为存在试车台真空舱上电磁阀与放液手阀之间的夹气盲腔、增压气体混入等夹气因素导致发动机烧蚀的较大可能性。

近期,某其他型号中小推力高室压空间液体火箭发动机进行高空模拟热试车,在首次  $5\text{ s}$  调参点火启动后,发动机喉部和燃烧室直线段温度异常骤升,超出材料警戒温度约  $200\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,温度变化曲线极其相似,由于点火时间短,发动机结构未被破坏,后续多次点火启动性能和温度变化恢复正常。夹气影响无法被排除,工程上需要引起足够重视。

## 5 结论

通过本文试验研究,得到以下结论:

1) 夹气状态下,直流互击式喷注器喷雾场空间分布上主要集中于中心轴线区域,局部区域雾化效果增强,液滴直径减小,雾化锥角增大;但是夹气雾化充分发展时,中心主射流起始段和边区射流局部断流,且喷雾场外侧区域贯穿距离明显缩短,空间整体分布均匀性较差。

2) 高空模拟热试车条件下,采用氮气对供应管路吹除后直接进行推进剂充填,夹气没有对发动机启动过程造成持续性振荡。发动机点火推力峰有增大的趋势,其他性能、温度、振动等测量参数以及开关机过程没有发生显著变化。

3) 夹气一定程度上增加了发动机启动过程的复杂性和不确定性因素,可能会引起点火异常。一旦发生,将对发动机的可靠稳定工作造成极大影响。

夹气的影响机理尚不明晰,后续还需进一步研究和揭示,包括夹气量、气体分布以及夹气对发动机长程稳态工作过程的影响等。但是,工程上需特别重视夹气对发动机启动过程的影响。为了提高中、小推力空间液体火箭发动机热试车可靠性,强

烈建议首次启动时增加3 s预点火程序,排出发动机控制阀前可能产生的气泡,确认发动机启动无异常后再继续后续点火程序。

#### 参考文献:

- [1] 杨立军,富庆飞. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社,2013.
- [2] 刘昌国,施浙杭,陈锐达,等. 液体射流撞击液膜振荡行为的实验研究[J]. 推进技术,2019,40(12): 2748-2754.
- [3] 李佳楠,费俊,杨伟东,等. 直流互击式喷注单元雾化特性准直接数值模拟[J]. 推进技术,2016,37(4): 713-725.
- [4] 刘晓伟,胡伟,曹晶,等. 鲁泊数和孔径比对直流互击式喷注器性能的影响[J]. 火箭推进,2010,36(3): 24-27.  
LIU X W, HU W, CAO J, et al. Effects of Rupe number and ratio of injection orifice diameter on unlike impinging injector performance[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(3): 24-27.
- [5] 郑刚,聂万胜,何博,等. 撞击角对撞击式喷嘴雾化特性影响研究[J]. 推进技术,2015,36(4): 608-613.
- [6] NEWHOUSE C W, FOOTE J F. Apollo SM-LM RCS engine development program summary report [R]. NASA CR-101930, 1969.
- [7] 俞肇铭. R4-D双组元姿控发动机的研制(五): 气体混入,推力振荡[J]. 现代防御技术,1982,10(6): 41-60.
- [8] 孙冰,张建伟. 火箭发动机热防护技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社,2016.
- [9] TRAINER D. Effects of flow pattern on the breakup length of circular air-assisted water jets [J]. Atomization and Sprays, 2018, 28(9): 763-777.
- [10] TRAINER D. Breakup length and liquid splatter characteristics of air-assisted water jets[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2016, 81: 77-87.
- [11] SUN C H, NING Z, LV M, et al. Time-frequency analysis of acoustic and unsteadiness evaluation in effervescent sprays [J]. Chemical Engineering Science, 2015, 127: 115-125.
- [12] KONSTANTINOV D, MARSH R, BOWEN P J, et al. Effervescent atomization for industrial energy-technology review [J]. Atomization and Sprays, 2010, 20(6): 525-552.
- [13] 岳连捷,俞刚. 气泡雾化喷嘴液雾特性[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 348-352.
- [14] 孙春华. 气泡雾化喷射中气液两相作用及射流喷雾的研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
- [15] 孙春华,宁智,乔信起,等. 气泡雾化喷嘴泡状流出口喷雾脉动特征[J]. 化工学报, 2018, 69(10): 4253-4260.
- [16] MORRELL G. Rocket thrust variation with foamed liquid propellants[R]. NACA RM E56K27, 1957.
- [17] CASIANO M J, HULKA J R, YANG V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 897-923.
- [18] 薛帅杰,刘红军,陈鹏飞,等. 注气离心喷嘴喷注过程稳定性试验[J]. 航空学报, 2019, 40(7): 122697.
- [19] 陈坚,李建中,袁丽,等. 雾化特性对喷雾燃烧点火过程的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(6): 1318-1326.
- [20] 聂万胜,庄逢辰. 喷雾特性对液体火箭发动机燃烧稳定性的影响[J]. 推进技术, 2000, 21(3): 56-59.