

# 双组元 150 N 自燃推进剂发动机单阀打开脉冲特性

陈锐达<sup>1,2</sup>, 王鹤茗<sup>1,2</sup>, 徐 辉<sup>1,2</sup>, 陈泓宇<sup>1,2</sup>, 宣晓萍<sup>1,2</sup>

(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** 为了研究单路电磁阀打开对采用自燃推进剂的双组元空间液体火箭发动机脉冲工作特性的影响,对 150 N 发动机开展高空模拟热试车。采用推进剂组合为四氧化二氮和甲基肼,考察了氧化剂路、燃料路电磁阀同时打开和分别单独打开时 20、30、50、80 ms 脉宽下的发动机脉冲工作特性,脉冲控制周期均为 160 ms。试验结果表明:①仅氧阀打开时,20、30 ms 脉宽下的发动机平均推力冲量分别为 0.35、0.41 N·s,分别为对应正常工况的 11.08%、9.51%;50、80 ms 脉宽下平均推力冲量分别为 0.47、0.63 N·s,分别为对应正常工况的 6.20%、5.33%,四氧化二氮均发生了充分的闪蒸雾化。②仅燃阀打开时,20、30 ms 脉宽下的发动机平均推力冲量值相当,分别为 0.17、0.18 N·s,分别为对应正常工况的 5.38%、4.18%,甲基肼主要呈液态从喷管出口边缘流出;当脉宽增大至 50、80 ms 时,甲基肼发生不完全的闪蒸,发动机平均推力冲量随脉宽增大而逐渐增大,分别为 0.22、0.31 N·s,分别为对应正常工况的 2.90%、2.62%。单阀打开时,发动机脉冲工作产生的推力冲量主要与推进剂的闪蒸雾化程度有关。

**关键词** 空间液体火箭发动机;自燃推进剂;单路电磁阀;脉冲工作特性;推力冲量;闪蒸雾化

**中图分类号** V434.3 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)06-0010-11

## Single-valve opening pulse characteristics of a 150 N hypergolic bipropellant liquid rocket engine

CHEN Ruida<sup>1,2</sup>, WANG Heming<sup>1,2</sup>, XU Hui<sup>1,2</sup>, CHEN Hongyu<sup>1,2</sup>, XUAN Xiaoping<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

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

**Abstract** In order to study the effect of single solenoid valve opening on the pulse operating characteristics of the bipropellant space liquid rocket engine using hypergolic propellants, the high-altitude simulated thermal test of a 150 N engine was carried out with the propellant combination of dinitrogen tetroxide and methyl-hydrazine. The pulse operating characteristics of the engine were investigated at 20 ms, 30 ms, 50 ms, and 80 ms pulse widths with both the oxidizer and fuel path solenoid valves open at the same time and separately, and the pulse control period was 160 ms. The test results show that the average thrust impulses of the engine at 20 ms and 30 ms pulse widths are 0.35 N·s and 0.41 N·s when only

收稿日期:2023-01-11;修回日期:2023-03-13

基金项目:“十四五”装备预研共用技术项目(50922010801)

作者简介:陈锐达(1995—),男,硕士,研究领域为空间液体火箭发动机。

the oxygen control valve is opened, which are 11.08 % and 9.51 % of the corresponding normal operating conditions. The average thrust impulses at 50 ms and 80 ms pulse widths are  $0.47 \text{ N} \cdot \text{s}$  and  $0.63 \text{ N} \cdot \text{s}$ , which are 6.20 % and 5.33 % of the corresponding normal operating conditions. The dinitrogen tetroxide undergoes violent flash vaporization. When the fuel control valve is opened only, the average thrust impulses of the engine at 20 ms and 30 ms pulse widths are  $0.17 \text{ N} \cdot \text{s}$  and  $0.18 \text{ N} \cdot \text{s}$ , which are 5.38 % and 4.18 % of the corresponding normal operating conditions, and the methyl-hydrazine flows out from the nozzle outlet edge in liquid state. When the pulse widths increase to 50 ms and 80 ms, the incomplete flash vaporization of methyl-hydrazine occurs, and the average thrust impulse of the engine gradually increases with the increase of pulse width. The average thrust impulses of the engine are  $0.22 \text{ N} \cdot \text{s}$  and  $0.31 \text{ N} \cdot \text{s}$ , which are 2.90 % and 2.62 % of the corresponding normal operating conditions. The thrust impulse generated by the engine pulse operation when the single control valve is opened is mainly related to the degree of propellant flash vaporization.

**Key words** space liquid rocket engine; hypergolic propellant; single-way solenoid valve; pulse characteristic; thrust impulse; flash vaporization

## 0 引言

双组元空间液体火箭发动机的主要功能是为卫星、飞船、深空探测器等航天器提供轨道调整、修正和俯仰、偏航、滚动姿态控制的力和力矩,为航天器的交会对接提供推力和为航天员的舱外活动提供推力等,是推进系统不可或缺的组成部分,具有性能高、适应性强、技术成熟和工作寿命长等一系列优点,能够较好地满足空间飞行器的各类功能需求,在空间推进领域获得了极其广泛的应用<sup>[1-3]</sup>。区别于轨控发动机长时间稳态点火的工作模式<sup>[4-5]</sup>,姿控发动机在轨的主要工作模式是进行单次或连续脉冲,输出牛秒级推力冲量,以实现航天器位置和姿态的精准控制,如对月定向、对日定向、惯性定向和交会对接等<sup>[6-10]</sup>。

百牛推力量级的双组元液体火箭发动机由于推力适中、结构质量轻、开关响应快,成为了国内外重大型号航天器优选的姿控动力<sup>[11-15]</sup>,广泛采用自燃推进剂组合,四氧化二氮作为氧化剂,甲基肼作为燃料。氧化剂和燃料通道的开启和关闭分别由安装的推进剂控制电磁阀进行控制。空间环境复杂多变,影响因素众多<sup>[16-17]</sup>,航天器在轨飞行时,发动机单路电磁阀由于到了寿命末期或者受太阳长时间高温辐射等影响,会出现无法正常打开的现象,导致单种推进剂组元直接喷射到真空环境中,

发动机工作出现故障。

一些学者对四氧化二氮在缩尺试验管中的真空排放特性进行了实验研究。康亮杰等研究了直管中的四氧化二氮真空射流排放特性,结果指出四氧化二氮初温越低越易结冰堵塞,而温度越高闪蒸越剧烈<sup>[18]</sup>。由于四氧化二氮、甲基肼都有剧毒,且有强腐蚀性,国内外学者主要对水、酒精、甘油、硅油、液氨等工质喷入真空环境开展了相关研究。彭钰航对单个旋流雾化喷嘴射流进入真空环境中的闪蒸喷雾冷却传热特性进行了研究,分析了液滴形态变化和撞击发热表面后的传热过程<sup>[19]</sup>。洪流等实验考察了模拟空间环境下液态水的喷射雾化特性,对比研究了酒精、甘油、硅油等工质,结果指出闪蒸是真空环境下射流雾化的主要因素,闪蒸强度主要由工质饱和蒸汽压决定,并研究了不同喷嘴孔径的影响<sup>[20]</sup>。Miyatake等实验研究了过热度、喷雾流量和孔径对液态水闪蒸喷雾特性的影响<sup>[21]</sup>。杜王芳等对蒸馏水经不锈钢直管向真空环境排放时的液体闪蒸射流现象进行了实验研究,观察了不同背压环境下闪蒸射流的形态和出现的壅塞效应<sup>[22]</sup>。魏青等对以液氨为工质的单通道冷气推力器闪蒸射流进行了研究,液氨在喷管中快速蒸发,以气液两相流的状态持续喷射,产生的推力基本保持恒定,成功完成了神舟七号飞船伴星飞行任务<sup>[23]</sup>。此外,一些学者也研究了喷射雷诺数、喷嘴结构、过热

度对射流闪蒸过程的影响<sup>[24-27]</sup>。

从以上文献结果可以看出,目前研究主要聚焦于单喷嘴射流稳定进入真空环境后的运动特征,对单种自燃推进剂流经多喷嘴组合喷注器后在发动机扩张段喷管中的脉冲流场特征研究鲜有文献报道,对甲基肼单一组元工作特性研究也很少。在工程应用方面,考察单路电磁阀打开这种故障模式下的自燃推进剂发动机脉冲工作特性,有利于更精准有效地定位和分析在轨故障,进而及时调整发动机飞行使用策略,保障航天器及航天员的飞行安全。

本文针对采用自燃推进剂组合的双组元 150 N 发动机开展了高空模拟热试车验证,考察故障模式下单路电磁阀打开对发动机脉冲工作特性的影响,为发动机在轨可靠使用和故障分析提供试验支撑。

## 1 试验对象与方法

### 1.1 试验对象

150 N 发动机由 1 台推力室和 2 台推进剂控制电磁阀通过紧固件连接而成,结构外观如图 1 所示。采用自燃的四氧化二氮与甲基肼推进剂组合。推力室由直流互击式头部和辐射冷却式大面积比身部组成,头部形成内部通道组织推进剂流动,身部由燃烧室和扩张段喷管经电子束焊接而成,喷管内型面基于 Rao 式最大推力型面设计。两路电磁阀设计状态完全相同。

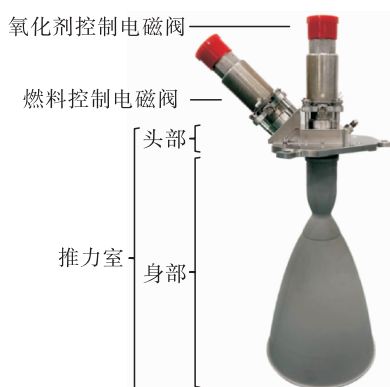


图 1 发动机外观结构

Fig. 1 Schematic diagram of the engine

### 1.2 试验方案

本试验在 42 km 高空模拟试车台上进行,如

图 2 所示。在高纯氮气的挤压作用下,推进剂贮箱内的氧化剂和燃料分别由两条独立的输送管路供应,流经质量流量计到达真空舱内发动机两路电磁阀前。电磁阀在测控系统的控制下完成开启和关闭,控制发动机工作。真空舱内喷管出口排出的高速燃气进入圆柱形超声速扩压器,在蒸汽引射泵的作用下被同步抽出,实现不大于 200 Pa 的环境压力,以模拟空间真空工作环境<sup>[28]</sup>。在喷管出口斜上方约 200 mm 处缠绕 T 型热电偶,监测舱内喷管出口附近温度;在喷管出口上方约 50 mm 处设置一个舱内压力测点。

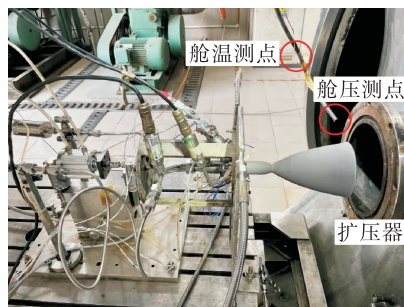


图 2 发动机在试车台上安装状态

Fig. 2 Status of the engine during high altitude simulation hot fire test

试验过程中通过推力、压力传感器监测发动机工作推力  $F_v$ 、氧化剂贮箱压力和燃料贮箱压力等工作参数,推力测量采用卧式推力架,压力测量采用压阻式力传感器,测量误差均不大于 0.5%。通过体积管对脉冲平均流量进行测量<sup>[29]</sup>。

发动机在轨主要功能是为航天器提供姿态调整或轨道保持所需的动力冲量,在制导和导航系统控制下进行多个连续脉冲,因此发动机脉冲工作特性主要通过脉冲推力冲量表征,定义式为

$$I = \int_0^{\Delta t} F_v dt \quad (1)$$

$$I_v = \frac{\sum_{i=1}^n I_i}{n} \quad (2)$$

式中: $I$  为发动机单个脉冲的推力冲量,  $N \cdot s$ ;  $I_v$  为发动机平均脉冲推力冲量,  $N \cdot s$ ;  $n$  为连续脉冲的次数。

### 1.3 试验工况

通过单独控制每路电磁阀的通断时长设置不同的试验工况,包括两路电磁阀同时打开、仅氧化剂路电磁阀打开和仅燃料路电磁阀打开,每种类型的工况均进行相同的脉冲程序,单路电磁阀打开时另一路电磁阀不工作。

根据航天器在轨运行控制策略,共选取了 4 种典型的脉冲程序,单个脉冲的控制周期均为 160 ms,由开启时间  $t_{on}$  和关闭时间  $t_{off}$  组成,开启时间也称为脉宽,包括 20、30、50、80 ms,如表 1 所示。每个脉冲程序连续进行 50 次,以减小单次工作可能引起的计算误差。通过调节电磁阀入口的节流孔板实现流阻与供应系统的匹配,发动机均在同一个推进剂贮箱供应压力、额定推力状态下工作。试验前通过质量流量计读取的四氧化二氮和甲基胍实测温度均为 29 °C,质量流量计安装在真空舱舱外。

表 1 高空模拟热试车脉冲程序

Tab.1 Pulse condition of high-altitude simulation hot fire test

氧化剂贮箱 压力/MPa	燃料贮箱 压力/MPa	$t_{on}/$ ms	$t_{off}/$ ms	脉冲 次数/次
1.50	1.52	20	140	50
1.50	1.52	30	130	50
1.50	1.52	50	110	50
1.50	1.52	80	80	50

图 3 给出了发动机两路电磁阀在 80 ms 脉宽下同时打开时的典型电流变化曲线。

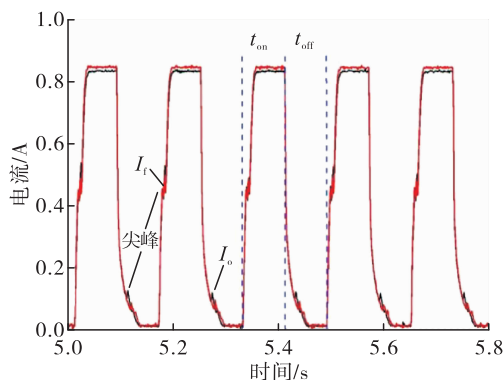


图 3 脉宽 80 ms 时两路电磁阀电流变化曲线

Fig.3 Current variation of two solenoid valves at 80 ms pulse width

其中,  $I_o$  为氧化剂路电磁阀的电流,  $I_r$  为燃料路电磁阀的电流,两者变化趋势基本相同。当收到开启电信号时,电流开始上升,达到图中上升段局部尖峰时,电磁阀通道打开,该过程的持续时间为 12 ms,即电磁阀的开启响应时间;当电信号切断,电流下降至图中下降段局部尖峰时,电磁阀通道关闭,该过程的持续时间为 20 ms,即电磁阀的关闭响应时间,开启时间  $t_{on}$  和关闭时间  $t_{off}$  均从电信号开始变化的时刻开始计算。因此,考虑电磁阀的开启和关闭响应时间,不同脉冲程序下电磁阀通道打开的实际脉宽为  $t_{on} + 8$  ms。

## 2 试验结果分析

### 2.1 两阀同时打开

图 4 为两阀同时打开时不同脉宽下单个脉冲推力峰值的变化曲线。对比可以发现,不同脉宽下各个脉冲的推力峰值一致性良好,单个脉冲推力峰值随脉宽的增大而增大,每组脉冲程序在首次启动时由于燃烧室内没有残留的推进剂参与燃烧,首个脉冲推力峰值均较接续脉冲偏低。

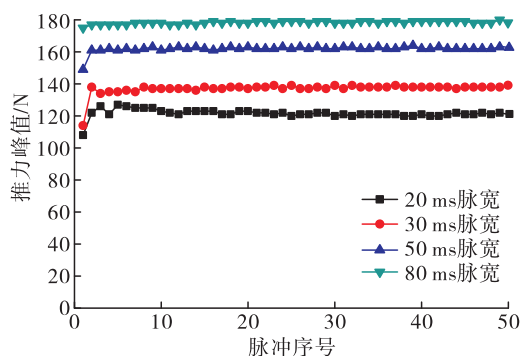


图 4 两阀同时打开时单个脉冲推力峰值变化曲线

Fig.4 Distribution of single pulse thrust peak when two solenoid valves open synchronously

图 5 给出了发动机额定工况下脉冲工作曲线。为了更清晰地展示发动机推力和电流的变化,每个曲线仅截取连续 5 个脉冲的典型工作过程,后文中曲线也做了类似的处理。可以看出,发动机推力周期性变化平稳,同一脉冲程序下的变化曲线一致性良好,推力从电磁阀电流上升段尖峰时刻开始爬升,从电磁阀电流下降段尖峰时刻开始下降。



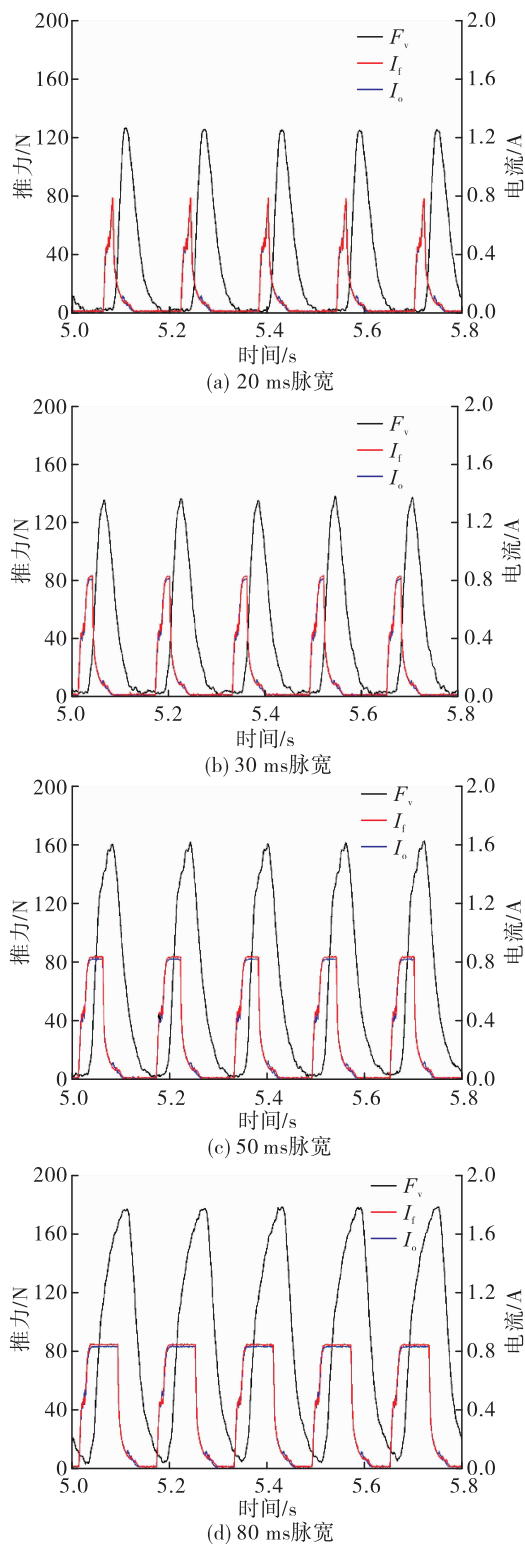


图5 两阀同时打开时发动机脉冲工作典型曲线  
Fig.5 Distribution of engine pulse operation when two solenoid valves open synchronously

在 20、30、50、80 ms 脉宽下,发动机单个脉冲氧化剂平均流量依次为 1.16、1.44、2.12、3.09 g/s,燃

料平均流量依次为 0.84、1.04、1.54、2.10 g/s,平均脉冲推力冲量依次为 3.16、4.31、7.58、11.81 N·s。随着脉宽的增大,脉冲消耗的平均流量整体呈线性增大。平均脉冲推力冲量与脉宽之间呈线性增长关系,可线性拟合为

$$I_v = 0.1465(t_{on} + 8) - 1.0482 \quad (3)$$

式中  $t_{on} + 8$  为电磁阀实际开启脉宽。线性拟合的皮尔逊相关系数为 0.9991,表明两者呈现良好的正相关关系。

两路推进剂控制电磁阀同时打开时,发动机均可以成功点火工作,产生高温高速燃气喷出,但是均没有形成稳定推力,喷管出口上方的测点温度受燃气热辐射影响在 55 ~ 70 °C 范围内小幅升高,如图 6 所示。

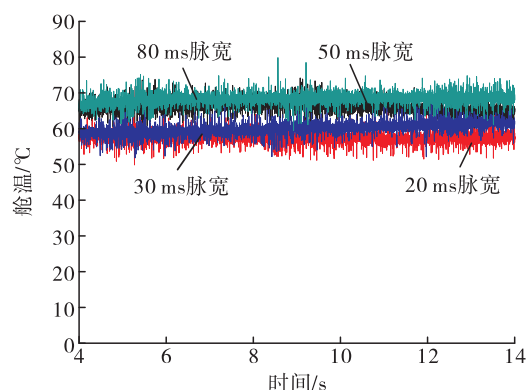


图6 两阀同时打开时舱温变化曲线

Fig.6 Distribution of vacuum cabin temperature when two solenoid valves open synchronously

图 7 为两阀同时打开时不同脉宽下舱压变化曲线。可以发现,不同脉宽下的舱压变化趋势基本一致,舱压在 35 ~ 50 Pa 范围内变化。发动机喷管出口高速气流通过扩压器内的激波系进行降速,同时提高静压,使其可以顺利进入后端燃气降温系统。扩压器内气流处于普朗特-迈耶尔膨胀流态下工作,喷管出口高速燃气具有自引射能力,在喷管周围产生并保持低压环境。脉冲工作初期,在喷管出口燃气自引射的突然作用下,舱压迅速小幅下降然后逐渐恢复;随着燃气的周期性积累,舱压在燃气自引射作用下缓慢下降;发动机停止工作后,燃气自引射作用消失,舱压迅速爬升。

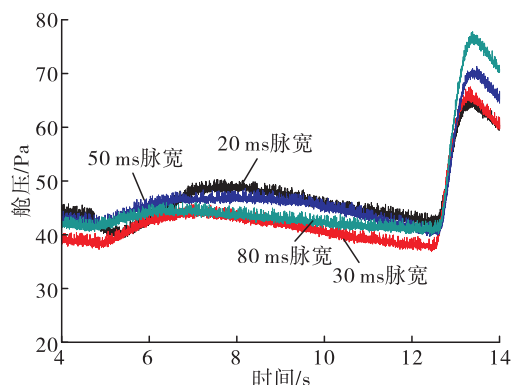


图7 两阀同时打开时舱压变化曲线

Fig. 7 Distribution of vacuum cabin pressure when two solenoid valves open synchronously

## 2.2 仅氧阀打开

图8为仅氧阀打开时各个脉宽程序下发动机单路推进剂喷出的照片。可以看出,氧阀单独打开时,氧化剂由于突然进入真空低压环境中,其当前温度远高于真空压力所对应的饱和温度,迅速过热,到达亚稳态,自身的平衡被打破,为了恢复平衡,此时氧化剂会迅速蒸发释放过热量,在真空舱内发生闪蒸雾化,喷管内形成近似满流的“白雾”流场。随着脉宽的增大,流场的“白雾”浓度逐渐加深。由于仅氧阀打开时脉冲消耗的氧化剂流量很

小,体积管未能准确捕捉到流量变化。

图9为仅氧阀打开时不同脉宽下舱温变化曲线。氧化剂闪蒸除了吸收周围环境的热量之外,主要还利用液体自身的显热提供蒸发所需的潜热,即通过一部分液体自身的温度降低产生的热量使另一部分液体蒸发气化,气化过程吸收液体内部的热量,使得液体的温度不断降低,因此随着脉冲的进行,喷管流场上方的测点温度持续下降,受流场外圈剧烈气化吸热的影响,当流场中部温度到达亚稳态液体凝固点时,还会有零星的冰晶喷出。

图10为仅氧阀打开时不同脉宽下舱压变化曲线。四氧化二氮的三相点温度为 $-11.23\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,三相点压力为 $18.59\text{ kPa}$ <sup>[30-32]</sup>,而舱压在 $70\sim 150\text{ Pa}$ 范围内变化,远低于三相点压力,因此发生了闪蒸。在脉冲工作初期,舱压在氧化剂闪蒸气流的自引射作用下迅速降低,恢复后继续缓慢爬升,爬升的原因是闪蒸形成的气流速度相对较慢,无法全部及时有效地在扩压器中形成升压的激波系,排出至后端设备。从图10中可以发现,脉宽越大,舱压上升的幅值越高,斜率越大。这是因为随着脉宽增加,闪蒸雾化转换效率在逐渐降低。

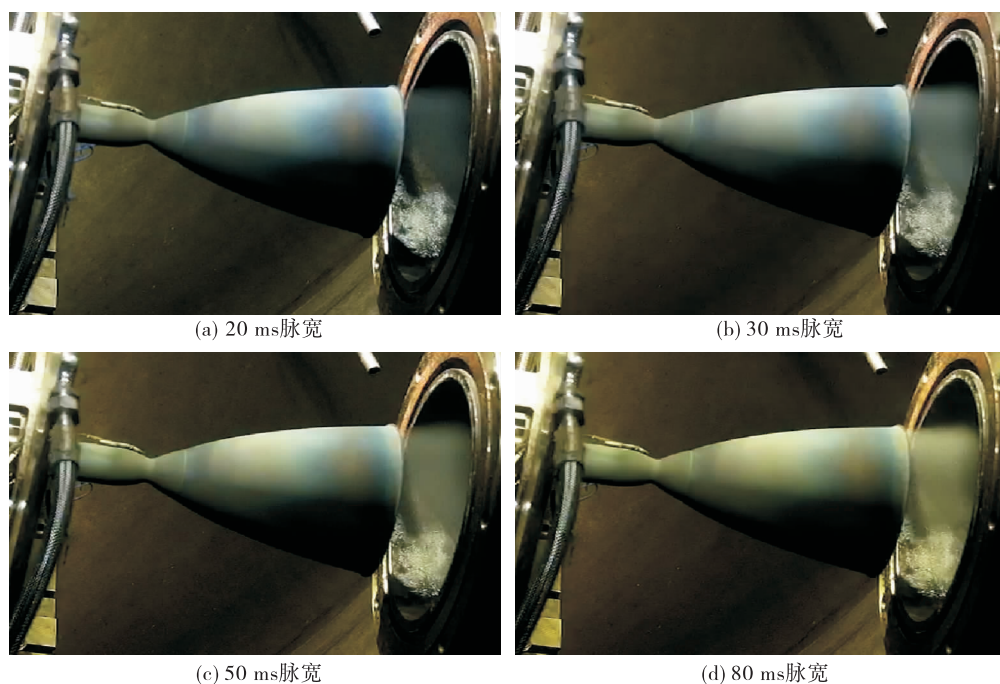


图8 仅氧阀打开时发动机脉冲工作照片

Fig. 8 Images of the engine pulse operation when only oxidizer control valve opens

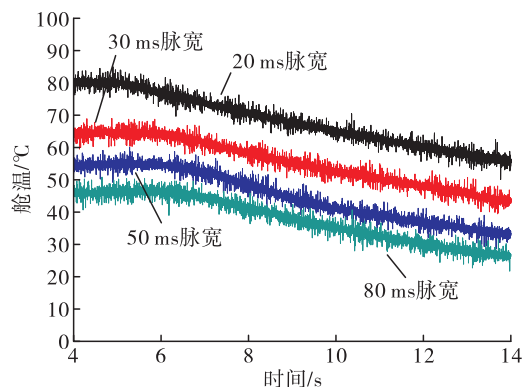


图 9 仅氧阀打开时舱温变化曲线

Fig. 9 Distribution of vacuum cabin temperature when only oxidizer control valve opens

随着脉宽的增大,流场浓度增加,这主要是因为参与雾化的四氧化二氮绝对量增加,从推力冲量相对正常工况的占比逐渐下降也可以说明闪蒸雾

化转换效率随着脉宽的增加在逐渐降低。

图 11 为发动机额定工况下仅氧化剂路电磁阀打开时脉冲工作曲线。

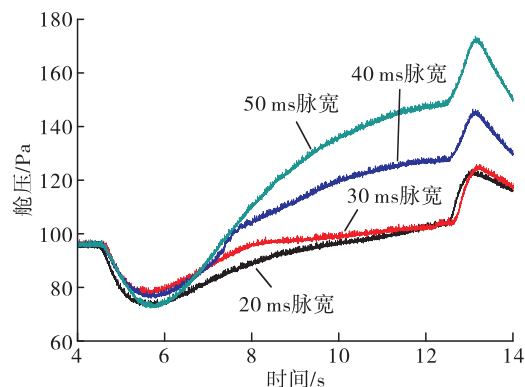


图 10 仅氧阀打开时舱压变化曲线

Fig. 10 Distribution of vacuum cabin pressure when only oxidizer control valve opens

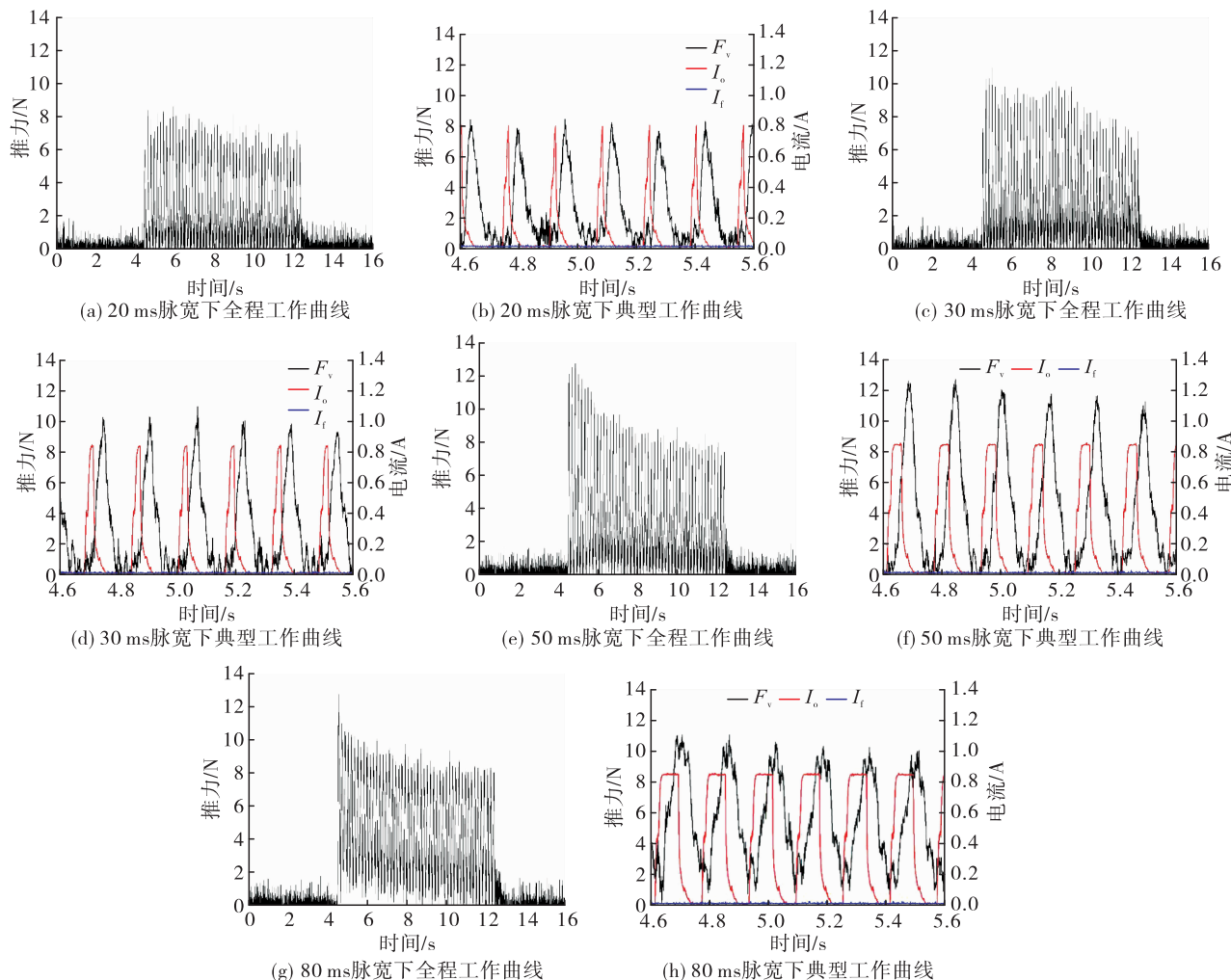


图 11 仅氧阀打开时发动机脉冲工作曲线

Fig. 11 Distribution of the engine pulse operation when only oxidizer control valve opens



可以看出,仅氧阀打开时,推力波形变化整体上完整,最大输出推力约12 N,由于闪蒸过程受脉冲连续开关机的影响及推力传感器测量精度的限制,推力在零位附近存在较小的波动,结合试车图像观察,表明发动机可以输出稳定的推力冲量,推力主要来自氧化剂闪蒸后雾化喷出产生的反作用力。通过计算,在20、30 ms脉宽下,发动机平均脉冲推力冲量分别为0.35、0.41 N·s,分别为对应正常工况的11.08%、9.51%;在50、80 ms脉宽下,平均推力冲量分别为0.47、0.63 N·s,分别为对应正常工况的6.20%、5.33%。随着脉宽从20 ms增大至80 ms,产生的平均推力冲量相对正常工况的占比从11.08%逐渐减小至5.33%,表明液态氧化剂喷出后闪蒸雾化转换效率在逐渐降低,难以形成更有效的推力输出。仅氧阀打开时,发动机平均脉冲推力冲量随脉宽增大呈现线性增大的变化趋势,两者可线性拟合为

$$I_v = 0.0045(t_{on} + 8) + 0.2252 \quad (4)$$

线性拟合的皮尔逊相关系数为0.9939,表明两者呈现较好的正相关关系。

图12为不同脉宽下单个脉冲推力峰值的变化曲线。可以发现,不同脉宽下各个脉冲的推力峰值整体上均呈下降趋势。分析认为可能的原因是随着脉冲的进行,喷嘴被不断冷却,初始温度降低,而

且真空舱内背压上升,降低了闪蒸雾化效果,导致闪蒸气流产生的反作用力减弱。

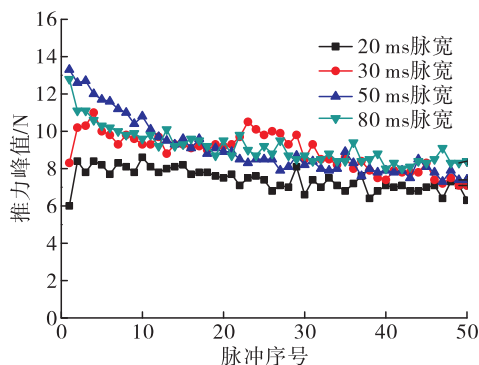


图12 仅氧阀打开时单个脉冲推力峰值变化曲线

Fig. 12 Distribution of single pulse thrust peak when only oxidizer control valve opens

### 2.3 仅燃阀打开

图13为仅燃阀打开时各个脉宽程序下发动机单路推进剂喷出的照片。可以看出,燃阀单独打开时,在20、30 ms脉宽下,由于饱和蒸气压较低和重力影响,燃料主要呈液态沿喷管出口下边缘流出;当脉宽增大至50、80 ms时,肉眼可以观察到少量燃料发生闪蒸,流场中出现“白雾”,但浓度很低,大部分燃料仍然呈液态流出,所以无法形成有效的反作用力。由于仅燃阀打开时脉冲消耗的燃料流量很小,体积管未能准确捕捉到流量变化。

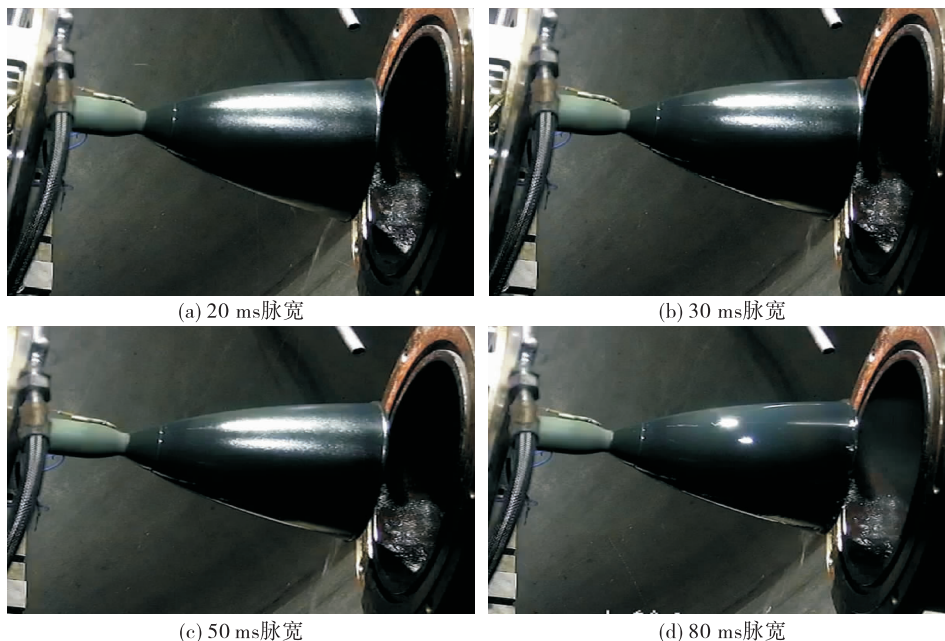


图13 仅燃阀打开时发动机脉冲工作照片

Fig. 13 Images of the engine pulse operation when only fuel control valve opens



图 14 展示了仅燃阀打开时不同脉宽下舱温和舱压变化曲线。

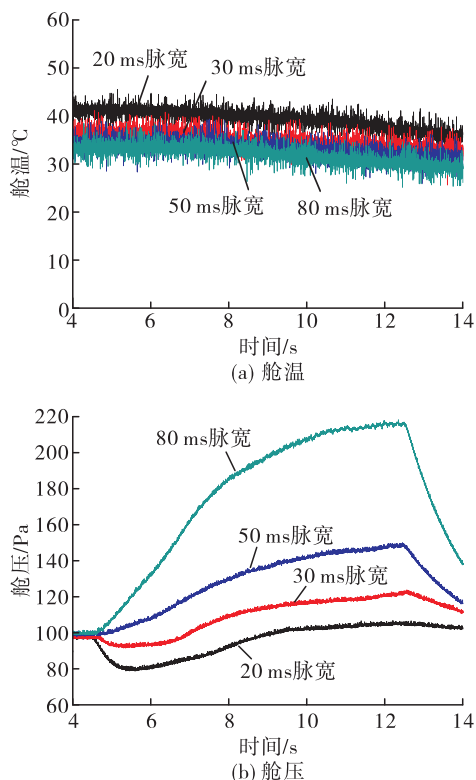
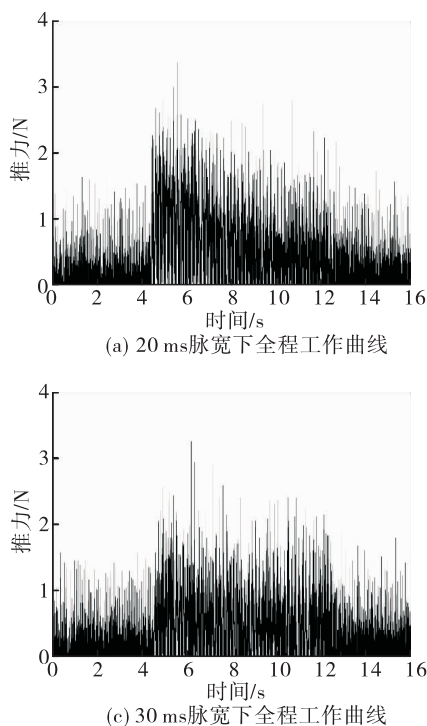


图 14 仅燃阀打开时舱温和舱压变化曲线

Fig. 14 Distribution of vacuum cabin temperature and pressure when only fuel control valve opens

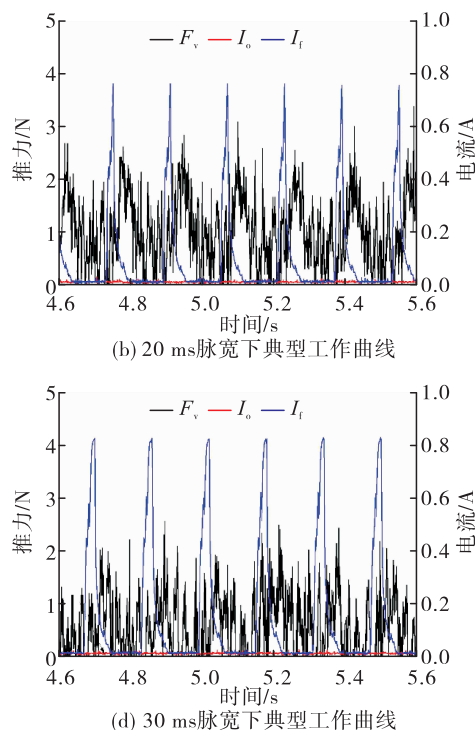


可以发现,与仅氧阀打开时整体变化趋势基本一致,但是舱温下降的幅值更小,舱压上升的幅值更大,主要是因为燃料闪蒸雾化效果差。

图 15 为发动机额定工况下仅燃料路电磁阀打开时脉冲工作曲线。可以看出,仅燃阀打开时,最大输出推力约 3 N,由于输出推力很小,受推力传感器测量精度限制,推力波形毛刺很大,结合试车图像观察,表明发动机无法输出稳定的推力冲量。通过计算,在 20、30 ms 脉宽下,发动机平均脉冲推力冲量分别为 0.17、0.18 N·s,分别为对应正常工况的 5.38%、4.18%;在 50、80 ms 脉宽下,平均推力冲量分别为 0.22、0.31 N·s,分别为对应正常工况的 2.90%、2.62%。随着脉宽从 20 ms 增大至 80 ms,产生的平均推力冲量相对正常工况的占比从 5.38% 逐渐减小至 2.62%,表明液态燃料单独喷出难以形成有效的推力输出。仅燃阀打开时,发动机平均脉冲推力冲量与脉宽可线性拟合为

$$I_v = 0.0024(t_{on} + 8) + 0.0938 \quad (5)$$

线性拟合的皮尔逊相关系数为 0.9878,表明两者呈现较好的正相关关系。



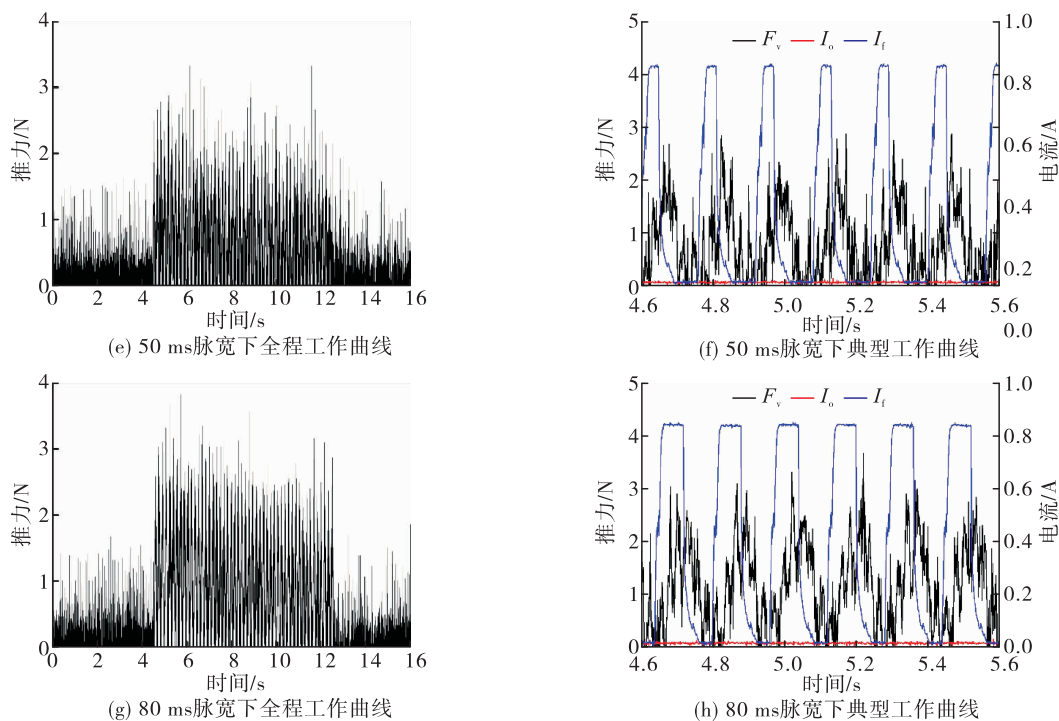


图15 仅燃阀打开时发动机脉冲工作曲线

Fig. 15 Distribution of the engine pulse operation when only fuel control valve opens

### 3 结论

本文通过高空模拟热试车对双组元150 N发动机开展了单路电磁阀打开试验,考察了仅氧化剂或者燃料路电磁阀打开时发动机的脉冲工作特性,对比分析了发动机平均脉冲推力冲量和单路推进剂喷出试验图像的变化,在本文试验条件下,得到以下主要结论。

1) 两路电磁阀同时通电打开时,发动机在20、30、50、80 ms脉宽下均可以成功点火工作,推力变化平稳,平均脉冲推力冲量与脉宽呈线性增大关系。

2) 仅氧阀打开时,氧化剂发生了充分的闪蒸雾化,发动机可以输出稳定的推力冲量。但是,在20、30 ms脉宽下,发动机平均脉冲推力冲量分别为0.35、0.41 N·s,分别为对应正常工况的11.08%、9.51%;在50、80 ms脉宽下,平均推力冲量分别为0.47、0.63 N·s,分别为对应正常工况的6.20%、5.33%,发动机平均脉冲推力冲量随着脉宽增大呈线性增大的变化趋势,而产生的平均推力冲量相对正常工况的占比逐渐减小,表明氧化剂闪蒸雾化转换效率在逐渐降低,难以形成更有效的推力输出。

3) 仅燃阀打开时,燃料主要呈液态流出,发动机无法输出稳定的推力冲量。在20、30 ms脉宽下,发动机平均脉冲推力冲量分别为0.17、0.18 N·s,分别为对应正常工况的5.38%、4.18%;在50、80 ms脉宽下,平均推力冲量分别为0.22、0.31 N·s,分别为对应正常工况的2.90%、2.62%。

### 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] 洪鑫,郭尚群,韩泉东,等. 嫦娥五号探测器推进系统研制与飞行[J]. 推进技术,2022,43(10):6-19.
- [3] 陈阳春,李世恭,胡承云. 空间站核心舱轨控机组热设计及飞行验证[J]. 火箭推进,2022,48(4):59-65.  
CHEN Y C, LI S G, HU C Y. Thermal design and flight verification of orbit control unit in core cabin of space station[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(4): 59-65.
- [4] 刘昌国,施浙杭,陈泓宇,等. 星用490 N发动机偏工况工作特性试验[J]. 航空动力学报,2022,37(12):2771-2781.
- [5] 刘昌国,赵婷,姚锋,等. 第二代490 N轨控发动机研制

- 及在轨飞行验证[J]. 推进技术, 2020, 41(1): 49-57.
- [6] 黄舰, 林庆国. 姿轨控发动机开机充填和关机传热特性[J]. 火箭推进, 2022, 48(4): 43-50.  
HUANG J, LIN Q G. Start-up filling process and heat transfer characteristics of shutdown in attitude and orbit control engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(4): 43-50.
- [7] 陈新华, 聂万胜, 戴德海. 小推力液体火箭推进系统脉冲工况数值模拟[J]. 装备指挥技术学院学报, 2003, 14(1): 54-57.
- [8] 王平, 汪凤山, 胡羽, 等. 离心喷嘴脉冲工作动态特性实验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(9): 281-289.
- [9] 汪凤山, 姚兆普, 刘阳, 等. 甲基肼/四氧化二氮发动机脉冲工况仿真与试验研究[J]. 空间控制技术与应用, 2021, 47(4): 56-62.
- [10] STECHMAN R. Development history of the 25 lbf (110 Newton) space shuttle vernier thruster[C]//26th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1990.
- [11] WHITE J R, ZUNG L B. Combustion process of impinging hypergolic propellants[R]. NASA CR-1704.
- [12] FUJII G, DAIMON Y, INOUE C, et al. Visualization of pulse firing mode in hypergolic bipropellant thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2020, 36(5): 677-684.
- [13] SMITH G W, SFORZINI R H. Pulse performance analysis for small hypergolic-propellant rocket engines[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1972, 9(9): 627-628.
- [14] MATSUURA Y, IIHARA S, TASHIRO Y. Hypergolic propellant ignition phenomenon associated with two-phase oxidizer flow injection[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5): 1399-1409.
- [15] CATOIRE L, CHAUMEIX N, PICHON S, et al. Visualizations of gas-phase NTO/MMH reactivity[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(1): 120-126.
- [16] 于杭健, 彭兢, 舒燕, 等. 月面高温下推力器可靠性试验[J]. 中国空间科学技术, 2021, 41(6): 123-131.
- [17] 刘昌国, 赵婷, 陈锐达, 等. 星用 490 N 发动机喷嘴局部燃气泄漏试验[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 664-672.
- [18] 康亮杰, 江铭伟, 宣晓萍. 推进剂真空排放过程仿真与试验研究[J]. 装备学院学报, 2014, 25(5): 117-122.
- [19] 彭钰航. 真空闪蒸喷雾冷却传热特性研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
- [20] 洪流, 池保华, 李龙飞, 等. 模拟空间环境下射流雾化特性实验[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 765-770.
- [21] MIYATAKE O, TOMIMURA T, IDE Y, et al. An experimental study of spray flash evaporation[J]. Desalination, 1981, 36(2): 113-128.
- [22] 杜王芳, 赵建福, 李凯. 真空环境液体闪蒸射流实验研究[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(5): 910-913.
- [23] 魏青, 李永策. 神舟七号飞船伴星液氨闪蒸射流推进技术[J]. 载人航天, 2012, 18(1): 86-91.
- [24] 李龙飞, 池保华, 杨伟东, 等. 真空环境下液体射流雾化特性的实验研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(5): 27-30.  
LI L F, CHI B H, YANG W D, et al. Experimental study on atomization characteristic of liquid jet in vacuum environment[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(5): 27-30.
- [25] LUO M, HAIDN O J. Characterization of flashing phenomena with cryogenic fluid under vacuum conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(5): 1253-1263.
- [26] LI Q, TIE P, XUAN Y M. Investigation on heat transfer characteristics of R134a spray cooling[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2015, 60: 182-187.
- [27] 郭迎利, 邓伟, 严俊杰, 等. 初始条件对瞬态闪蒸过程的影响[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(8): 1335-1338.
- [28] 庄杰. 液体火箭发动机高空试验台研制[D]. 上海: 上海交通大学, 2009.
- [29] 张智敏. 体积管流量测量法的应用及其加注自动化[J]. 科技传播, 2012, 4(12): 166-167.
- [30] 克特, 埃佛雷德. 火箭推进剂手册[M]. 张清, 译. 北京: 国防工业出版社, 1964.
- [31] 李钰潼, 王玫, 谭紫阳, 等. 低蒸汽压燃料与四氧化二氮自燃特性研究[J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(6): 34-39.
- [32] 李进华, 孙兆懿. 四氧化二氮胶体饱和蒸汽压的测试及分析[J]. 火炸药学报, 2007, 30(1): 74-77.