

# 490N发动机身部局部燃气泄漏时工作状况试验分析\*

陈泓宇<sup>1,2</sup>, 吴凌峰<sup>1,2</sup>, 赵婷<sup>1,2</sup>, 姚锋<sup>1,2</sup>, 施浙杭<sup>1,2</sup>,  
陈锐达<sup>1,2</sup>, 刘昌国<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:** 为了研究身部局部燃气泄漏对490N发动机工作性能及结构的影响, 为在轨故障问题分析提供依据, 采用490N发动机缩比件, 在模拟真空环境下研究喷管扩张段泄漏孔的影响, 采用490N发动机在大气环境下研究燃烧室身部泄漏孔的影响。通过试验, 获得了泄漏孔的扩展情况、带有泄漏孔的发动机的真空推力、燃烧室压力等试验数据。研究表明: 在试验条件下, 490N发动机喉部出现泄漏孔后, 喉部上游泄漏孔面积与喉部面积比值为6.3%, 燃烧室压力下降6.9%, 两参数数值相当, 燃烧室压力不发生明显波动, 发动机仍可以输出推力; 泄漏孔沿周向基本无变化, 沿轴向往喉部下游, 扩展速率先增大后减小, 分别为0, 0.588, 0.142, 0.067mm/s。在490N发动机缩比件身部面积比14的位置处出现面积占比0.93%的泄漏孔后, 发动机在一段时间内推力输出保持稳定, 泄漏孔面积占比与泄漏后推力减小比例0.95%, 数值相当, 且泄漏孔未发生扩展。该结果有效验证了在轨490N发动机身部面积比64的位置处出现面积占比3.2%泄漏孔后, 发动机在643s内维持推力稳定输出的可能性, 其输出推力相比无泄漏孔状态的推力减小约3%。

**关键词:** 液体火箭发动机; 推力室; 燃烧室; 失效; 燃气泄漏; 工作特性

**中图分类号:** V434      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2021) 08-1848-07

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.200661

## Experimental Analysis of 490N Engine Working Conditions with Body Local Gas Leakage

CHEN Hong-yu<sup>1,2</sup>, WU Ling-feng<sup>1,2</sup>, ZHAO Ting<sup>1,2</sup>, YAO Feng<sup>1,2</sup>, SHI Zhe-hang<sup>1,2</sup>,  
CHEN Rui-da<sup>1,2</sup>, LIU Chang-guo<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:** To investigate the effects of the body local gas leakage on the engine performance and structure, and to provide a basis for the analysis of in-orbit fault problem, the effects of the leakage hole in the expansion section of the nozzle are studied by using the 490N engine in the simulated vacuum environment, and the effects of the leakage hole in the body of the combustion chamber are studied by the 490N engine in the atmospheric environment. The expansion of the leakage hole, the vacuum thrust and combustion chamber pressure of the engine are obtained through the experiment. The experimental results show that when the throat of the 490N engine has a leakage hole, the engine combustion chamber pressure will decrease by 6.9%, and the ratio of the upper leakage

\* 收稿日期: 2020-08-30; 修订日期: 2021-02-10。

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(D010205)。

作者简介: 陈泓宇, 硕士, 高级工程师, 研究领域为空间液体火箭发动机技术。E-mail: hongyu\_522@aliyun.com

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

引用格式: 陈泓宇, 吴凌峰, 赵婷, 等. 490N发动机身部局部燃气泄漏时工作状况试验分析[J]. 推进技术, 2021, 42(8): 1848-1854. (CHEN Hong-yu, WU Ling-feng, ZHAO Ting, et al. Experimental Analysis of 490N Engine Working Conditions with Body Local Gas Leakage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(8): 1848-1854.)

hole area of the throat to the area of the throat is 6.3%, which is equivalent to the value. The engine combustion chamber pressure does not fluctuate significantly, and the engine can still generate thrust continuously. There is basically no change in the leakage hole along the circumferential direction, and the expansion rate along the axis yearning downstream of the throat direction first increases and then decreases, which are 0, 0.588, 0.142 and 0.067mm/s, respectively. When the body of the 490N engine scaling part has a leakage hole with an area of 0.93% at the position where the area ratio is 14, the thrust output of the engine remains stable for a period of time. The leakage hole area ratio is equivalent to 0.95% of the thrust reduction after the leakage, and the leakage hole hardly expands. The experiment results effectively verify that when the body of the 490N engine in orbit had a leakage hole with an area of 3.2%, the engine thrust could be maintained within 643s and reduce by 3% compared to the thrust in the leak-free hole state.

**Key words:** Liquid rocket engine; Thruster; Combustor; Failure; Gas leakage; Working condition

## 1 引言

目前,液体火箭发动机推力室身部壁面出现故障失效的研究主要集中于大推力液体火箭发动机。李瑞婷<sup>[1]</sup>通过仿真研究了液氢液氧火箭发动机再生冷却推力室的室壁失效问题,研究结果指出室壁的最大蠕变应变易发生在喉部附近,在温度和压力的共同作用下,喉部附近的室壁会出现蠕变塑性变形。刘伟强等<sup>[2]</sup>对液体火箭发动机碳/碳复合材料喷管的烧蚀过程进行研究,分析了推进剂混合比、液膜冷却量、燃烧室压力、壁面材料的密度对烧蚀速率的影响。目前关于空间液体火箭发动机的文献报道主要聚焦于通过理论分析、试验及数值模拟等方法研究了发动机正常状态下的工作性能<sup>[3-5]</sup>、工作边界<sup>[6]</sup>、冷却及雾化效果等特性<sup>[7-11]</sup>,鲜有文献分析了身部局部燃气泄漏时发动机的工作状况,其对发动机工作性能及结构的影响仍不清晰。

2019年年初和2020年年初,我国卫星A和卫星B在实施变轨工作末期时,两颗卫星490N发动机发生故障,发动机轴向推力下降约3%,发动机附近某方向部件温度出现异常上升,分析认为是490N发动机身部烧蚀而引起局部燃气泄漏。超出技术人员认识的是,两颗卫星490N发动机在轨出现了烧蚀,尽管推力有所下降,但其主要功能尚未丧失,还能在轨持续工作10~15min。以往在所有空间液体火箭发动机研制过程中,试验时只要发动机失效出现燃气泄漏,均采取了紧急关机措施,从发生故障到关机一般只有10s左右,从未获取过发动机失效且关机烧蚀部位故障的进一步扩展结果。

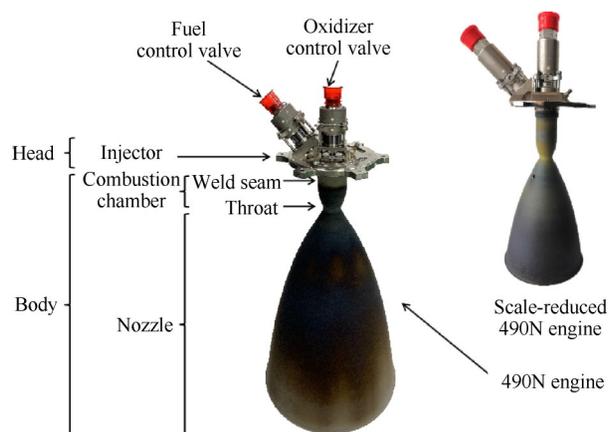
本文针对490N发动机在轨身部局部燃气泄漏故障开展试验研究,探索发动机燃烧室段喉部局部燃气泄漏、喷管延伸段局部燃气泄漏后发动机的工作

特性,考察燃气泄漏对身部壁面结构的影响规律。本文研究结果对提高发动机在轨故障分析能力,提升航天器在轨工作可靠性具有重要意义。

## 2 试验方案

### 2.1 试验对象

为了验证490N发动机身部出现局部泄漏通道后发动机的工作状态及泄漏孔的发展状态,选取一台490N缩比件发动机进行身部正常状态和身部带有缺陷孔状态的热试车进行比对试验。为减少地面模拟试验发动机工作环境压力与飞行环境压力的差异,需要在42km高空试车台<sup>[12-13]</sup>进行比对试验,42km高空台真空舱内可实现低于220Pa的环境压力。考虑到490N发动机燃气侧向泄漏可能会引起舱内的设备损坏,选取了一台490N发动机的缩比件进行试验,缩比件额定推力150N,其燃气量小,泄漏的燃气不会损伤试车台内仪器。490N缩比件发动机与490N发动机结构一致,两产品外观实物图片如图1所示,均采用辐射冷却身部,身部由燃烧段和喷管延伸段经过电子束焊接而成,身部基体材料为铌钨合金<sup>[14-15]</sup>,身



**Fig. 1** Schematic of 490N engine and scale-reduced 490N engine

部基体材料外均喷涂有“056”抗高温氧化涂层<sup>[16]</sup>。

为了探究490N发动机喉部燃气泄漏后发动机工作性能及喉部泄漏孔的发展状态,以490N发动机作为试验对象进行地面热试车试验。

## 2.2 燃烧室喉部燃气泄漏试验方案

图2所示为燃烧室喉部存在一个泄漏孔的490N发动机,泄漏孔的原始形态为椭圆,椭圆长轴长10mm,短轴长5mm。490N发动机喉部内径约为20mm,该泄漏孔面积占喉部面积的12.5%,喉部以上部位面积占喉部面积的6.3%。该发动机喉部泄漏孔为点火过程中烧蚀形成,在其寿命考核试验累计至35383s时,出现烧蚀现象,随即采取紧急关机措施,关机后发现喉部泄漏孔。点火试验采用本台喉部存在泄漏孔的发动机,考察燃烧室喉部燃气泄漏对发动机性能和泄漏孔结构的影响。需要指出的是,考虑到490N发动机喉部燃气侧向泄漏可能会引起42km高空试车台真空舱内的设备损坏,试验在地面试车台进行,试车程序如表1所示。试车所用的推进剂为甲基肼(MMH)和四氧化二氮(NTO),试验过程压力和流量的测量误差 $\leq 0.5\%$ ,无量纲流量 $q_m/q_{me}$ 定义为发动机工作的实测质量流量与额定质量流量之比,混合比 $r_m$ 定义为氧化剂质量流量与燃料质量流量之比。

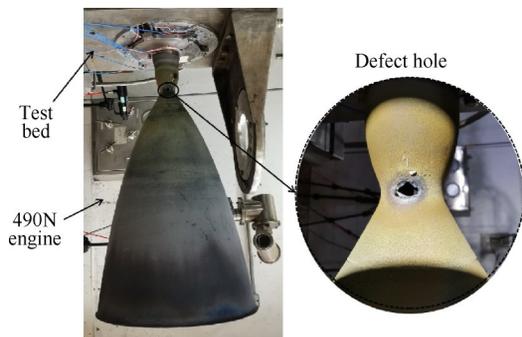


Fig. 2 Installation status of 490N engine on ground test stand

Table 1 Experimental condition of ground firing test

Procedure/s	$q_m/q_{me}$	$r_m$
60	1.06	$1.65 \pm 0.03$
17	1.06	$1.65 \pm 0.03$
600	1	$1.65 \pm 0.03$
300	1	$1.65 \pm 0.03$

## 2.3 喷管延伸段燃气泄漏验证试验方案

在490N发动机缩比件身部面积比(发动机身部某位置处,过该位置与轴线垂直的平面被身部轮廓

线所包络的面积与喉部面积的比值为身部面积比)为14的位置处制备了一个椭圆形孔作为燃气泄漏通道,孔中心位置处喷管直径约44mm,泄漏孔沿轴向长度约6mm,沿周向长度约3mm,泄漏孔面积占比(泄漏孔面积占比为泄漏孔的面积与过泄露孔中心位置且垂直与身部轴线的平面被身部轮廓线包络的面积之比)约0.93%。在制备泄漏孔前,进行正常结构下发动机点火试验,获取身部完整时发动机工作特性,制备泄漏孔后,再次进行点火试验,获取喷管延伸段带有泄漏孔状态时的发动机工作特性。试验过程需要测量发动机推力 $F$ ,燃烧室压力 $p_c$ 等工作性能参数<sup>[17-18]</sup>。

490N发动机缩比件试验所用燃料和氧化剂与490N发动机试车一致,所用燃料为甲基肼(MMH),氧化剂为四氧化二氮(NTO),试验程序如表2所示,表中第一列表示试验程序点火时长,第二列产品状态A表示产品身部完整,B表示身部制备有缺陷孔。试验过程中,压力测量误差 $\leq 0.5\%$ ,流量测量误差 $\leq 0.5\%$ ,温度测量误差 $\leq 2\%$ ,推力测量误差 $\leq 0.5\%$ 。

Table 2 Experimental condition of high-altitude simulation test

Procedure/s	Condition of engine	$q_m/q_{me}$	$r_m$
500	A	1	$1.65 \pm 0.03$
2000	A	1	$1.65 \pm 0.03$
643	B	1	$1.65 \pm 0.03$

## 3 试验结果及分析

### 3.1 燃烧室喉部燃气泄漏

#### 3.1.1 喉部燃气泄漏工作观察结果

图3为不同试验程序下490N发动机喉部燃气泄漏工作的图片。结果显示,在进行第一个程序60s时,泄漏孔火焰由垂直于身部方向喷出,泄漏孔几乎无火星,前半程喷管尾部中心区火焰偏斜向泄漏孔另一侧,临近结束时,中心区火焰变为居中。在进行第二个程序17s试车时,发动机启动10s后,喉部泄漏孔扩展迅速,出现大量火星,且泄漏孔火焰由垂直于身部方向喷出转变为斜向后喷出,喷管尾部火焰从中心区喷出。第三个程序、第四个程序,发动机调整流量至490N流量,分别进行了600s和300s点火,两次试验过程中,烧蚀处均有火星断续喷出,喷管尾部火焰从中心区喷出。

#### 3.1.2 燃烧室喉部泄漏孔形态变化

图4给出了490N发动机地面热试车试验前和各

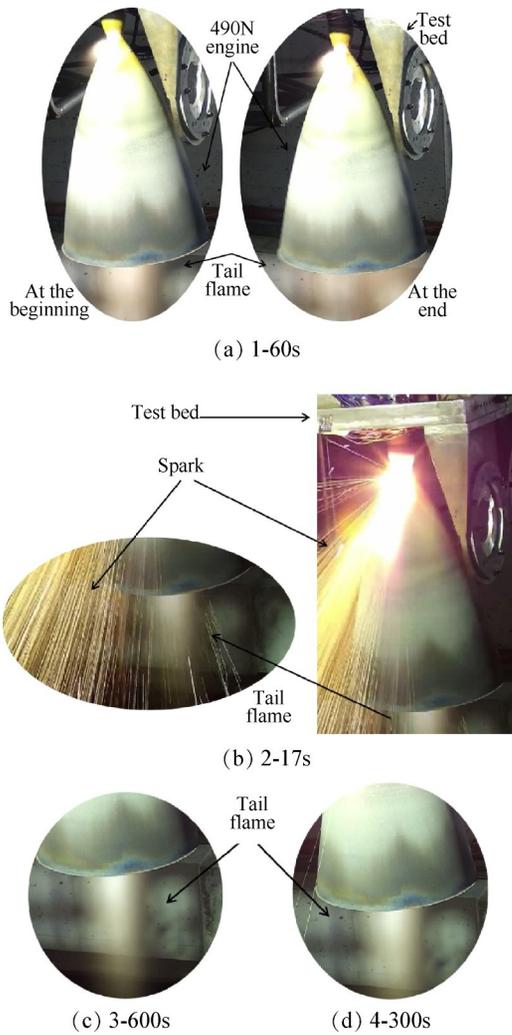


Fig. 3 Experimental process of 490N engine on ground test stand

个试车程序后发动机泄漏孔的形态。测量试车前及各个点火程序后泄漏孔周向长度,发现泄漏孔周向几乎未扩展,测量值均约为10mm。在发动机冷启动状态下,经过第一个试验程序60s后,泄漏孔长度仍为5mm,表明其沿轴向未扩展,在经过第二个试验程序17s后,泄漏孔沿轴向往下游扩展,长度扩展至15mm,经过第三个试验程序600s及第四个试验程序300s后,泄漏孔轴向长度分别扩展至100和120mm,发动机工作过程中喉部上游泄漏孔大小基本未变化。

表3给出了每个地面试车程序后测量的泄漏孔轴向长度( $l$ ),同时计算了每个程序中泄漏孔的扩展速率,扩展速率表示泄漏孔轴向长度增加量与试车程序时间的比值。结合点火过程泄漏孔的观察结果及表3中扩展速率的分析结果表明,490N发动机喉部出现泄漏孔后,在发动机冷启动状态下,可维持数十秒的稳定工作状态,喉部泄漏孔不发生扩展;随着

点火的继续,进行17s程序点火试验时,发动机的泄漏孔沿轴向快速扩展,扩展速率迅速提升至0.588mm/s;在进行600s程序时,泄漏孔的扩展速率开始下降,降低至0.142mm/s;在进行300s程序时,泄漏孔扩展速率已降至0.067mm/s,且在发动机点火后期泄漏孔未观察到火星飞溅,分析可认为300s程序后期泄漏孔的扩展速率已降为0mm/s。

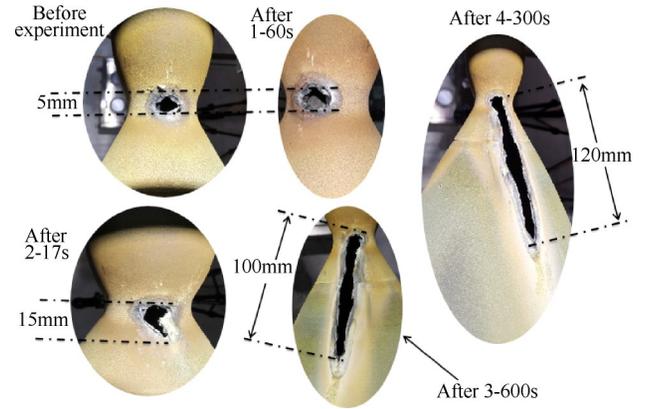


Fig. 4 Extension of leakage hole

Table 3 Axial length variation of leakage hole

Measuring time/s	$l$ /mm	$(l/t)/(mm/s)$
0	5	0.000
60	5	0.000
17	15	0.588
600	100	0.142
300	120	0.067

燃烧室喉部泄漏孔形态变化规律受燃气流动和铌钨合金基材及基材表面氧化层的综合作用影响。发动机内部高温高速燃气沿轴向流动,泄漏孔在其冲刷下沿轴向往下游扩展,喉部上游泄漏孔大小未发生变化;冷启动时,由于泄漏孔壁面存在致密的氧化层,使其维持一段时间稳定工作;随着高温高速燃气的冲刷,氧化层逐渐减薄,直至燃气直接冲刷铌钨合金基材,铌钨合金在气流冲刷下氧化烧蚀,泄漏孔扩展;发动机身部从喉部向喷管出口位置,燃气温度逐渐降低,随着泄漏孔沿轴向扩展,泄漏孔受燃气冲刷面的燃气温度下降,泄漏孔扩展速率逐渐降低;燃气温度降低至一临界值时,铌钨合金不再发生氧化烧蚀,此时,泄漏孔不再扩展。

### 3.1.3 发动机热试车工作性能

不同试验程序下发动机燃烧室的室压时均结果如表4所示,燃烧室时均压力 $p_c$ 随时间 $t$ 变化的曲线如图5所示。可以看出,带有泄漏孔的发动机在点火过程中燃烧室压力不发生明显的波动;在额定工况

下,喉部带有泄漏孔的发动机燃烧室压力与身部正常的发动机燃烧室压力相比,低了61kPa,即燃烧室压力下降了7.1%;流量偏高6.0%的工况下,喉部带有泄漏孔的发动机燃烧室压力与身部正常的发动机燃烧室压力相比,低了约60kPa,燃烧室压力下降了6.6%。此外,发动机燃烧室压力下降比例(四次试车,室压下降比例均值约为6.9%)与喉部上游泄漏孔面积占比(喉部上游泄漏孔面积与喉部面积之比,约为6.3%)数值相当。

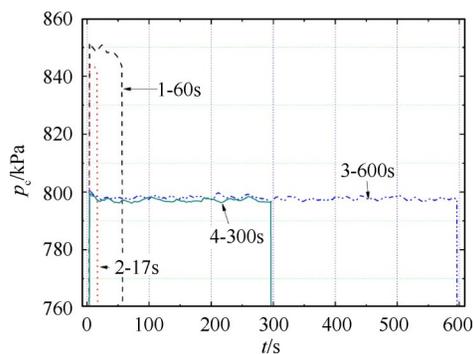
发动机燃烧室压力与流量 $q_m$ ,特征速度 $c^*$ ,喉部面积 $A_1$ 存在以下关系

$$p_c = \frac{q_m \times c^*}{A_1} \quad (1)$$

式中发动机特征速度反应推进剂的能量特性,仅与燃烧室内的燃烧过程有关。对于本论文讨论的带有泄漏孔的490N发动机,其喉部上游泄漏孔大小基本未变化。因此, $c^*$ 与 $A_1$ 在发动机工作过程中可认为不变,在流量一定的情况下,燃烧室压力基本不发生变化。喉部上游带有泄漏孔的发动机,其燃烧室压力与通过喉部的燃气流量成正比,考虑到喉部上游泄漏孔的泄漏燃气流量与通过喉部燃气流量的比值与喉部上游泄漏孔面积占比的数值相当,可认为发动机燃烧室压力下降比例与喉部上游泄漏孔面积占比数值相当。

**Table 4** Distribution of scale-reduced 490N engine working parameters

Procedure/s	$q_m/q_{me}$	$r_m$	$p_c/kPa$
60	1.06	1.622	848
17	1.06	1.627	844
600	1.00	1.655	799
300	1.00	1.656	798

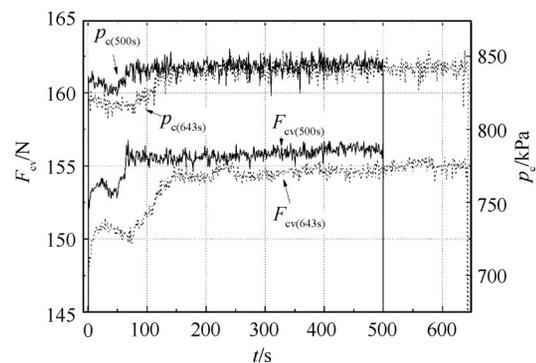


**Fig. 5** Distribution of  $p_c$  versus time

### 3.2 喷管延伸段燃气泄漏验证试验

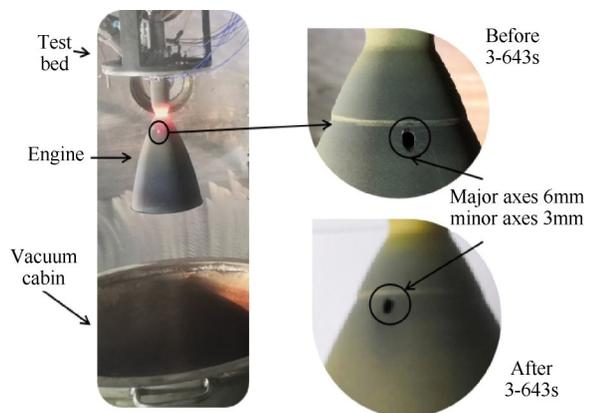
490N发动机缩比件在42km高空台试验,试验时

测得的真空舱内稳态压力为68Pa。图6给出了490N发动机缩比件产品A状态(身部完整)和B状态(喷管延伸段带有泄漏孔)下的发动机舱内推力 $F_{cv}$ ,燃烧室压力 $p_c$ 随时间变化的曲线,图中下标500s对应表2中第一个工况500s程序,图中下标643s对应表2中第三个工况643s程序。从图6中可以看出,发动机喷管延伸段出现泄漏孔后,发动机推力和燃烧室压力没有发生明显的波动,发动机不会瞬间工作失效,仍具备稳定输出推力的能力。



**Fig. 6** Distribution of  $F_{cv}$  and  $p_c$  versus time

图7给出了490N发动机缩比件试车过程照片及喷管延伸段燃气泄漏试验前后的泄漏孔形态。可以看出,按表2第三个程序完成了643s的点火工作后,喷管延伸段的泄漏孔基本未发生变化,椭圆形泄漏孔尺寸保持长轴长6mm,短轴长3mm。



**Fig. 7** Experimental process of scale-reduced 490N engine during high-altitude simulation hot fire test

不同程序下490N发动机缩比件的稳态性能的时间均结果如表5所示,其中时间均值的时间取值范围见表5第3列。试验结果显示,490N发动机缩比件在A状态下的真空推力均值为157.4N,燃烧室压力842.5kPa, B状态下发动机真空推力为155.9N,燃烧室压力841kPa,即490N发动机缩比件喷管延伸段出现泄漏

孔后,推力下降了约 1.5N,减小量约为 0.95%,燃烧室压力基本未发生变化。约 0.95%的推力减小量与本台发动机泄漏孔面积占比 0.93%数值相当。分析认为,当 490N 发动机缩比件身部喷管延伸段出现局部燃气泄漏时,发动机具备推力输出能力,其输出推力减小的比例与泄漏孔面积占比数值相同,泄漏孔在 643s 内不会扩展。

需要指出的是,2019 年年初在轨出现工作异常的 490N 发动机身部面积比 64 的位置处存在面积占比 3.2%的泄漏孔后,发动机在轨轴向推力减小比例约 3%。结合 3.1 节喉部燃气泄漏实验结果,身部延伸段泄漏孔扩展状态主要取决于冲刷泄漏孔处的燃气温度与速度,因此经过热力学计算,选择 490N 发动机缩比件在身部面积比为 14 的位置处进行开孔实验。该位置处的燃气速度、燃气温度与 490N 发动机身部面积比为 64 的位置处的燃气速度、燃气温度相当。实验结果表明,在 490N 发动机缩比件身部面积比为 14 的位置处出现泄漏孔面积占比 0.93%的泄漏通道后,发动机在 643s 工作内推力输出保持稳定,比无泄漏孔时发动机推力减小了 0.95%,推力减小比例与泄漏孔面积占比数值相当。验证了当在轨 490N 发动机身部面积比为 64 的位置处出现泄漏孔面积占比 3.2%的泄漏通道后,发动机具备在 643s 内维持推力稳定输出的能力,输出推力相比无泄漏孔的推力减小约为 3%。

**Table 5 Experimental results of high-altitude simulation hot fire test**

Procedure/s	Condition of engine	Range/s	$F_t/N$	$p_c/kPa$	$r_m$
500	A	200~498	157.1	844	1.667
2000	A	200~1998	157.6	841	1.647
643	B	200~641	155.9	841	1.643

## 4 结 论

本文采用 490N 发动机缩比件在模拟真空环境下研究喷管扩张段泄漏孔的影响,采用实际发动机在大气环境下研究燃烧室身部泄漏孔的影响,研究结果表明:

(1)在试验条件下,490N 发动机身部燃烧室段喉部出现泄漏孔后,发动机燃烧室压力会下降,其下降比例 6.9%与喉部上游泄漏孔面积占比 6.3%数值相当;随着发动机继续工作,发动机燃烧室压力不发生明显波动,发动机仍可以输出推力;泄漏孔沿周向基

本无变化,沿轴向的扩展率先增大后降低,4 个试验程序中泄漏孔的平均轴向扩展速率分别为 0, 0.588, 0.142, 0.067mm/s,并且第四个试车程序末端,泄漏孔已基本不发生扩展。

(2)490N 发动机缩比件身部面积比 14 的位置处出现泄漏孔面积占比 0.93%的泄漏通道后,发动机在 643s 内推力输出保持稳定,比无泄漏孔时发动机推力减小了 0.95%,泄漏孔面积占比与泄漏后推力减小比例数值相当,泄漏孔几乎不发生扩展。

(3)验证了 490N 发动机身部面积比 64 的位置处出现面积占比 3.2%的泄漏孔后,发动机具备在一定时间内维持推力稳定输出的能力,输出推力相比无泄漏孔的推力减小约为 3%。

**致 谢:**感谢国家国防科技工业局民用航天“十三五”技术预先研究项目的资助。

## 参考文献

- [1] 李瑞婷. 液氢/液氧火箭推力室室壁失效的数值研究[D]. 北京:北京工业大学, 2013.
- [2] 刘伟强, 陈启智. 液体火箭发动机碳/碳复合材料喷管烧蚀分析[J]. 国防科技大学学报, 1998, 20(4): 1-4.
- [3] 林庆国. 空间轨控发动机高效燃烧室仿真与试验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2015.
- [4] 张其阳, 王 兵, 张会强, 等. 液膜内冷与辐射外冷发动机室压上限的研究[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 781-785. (ZHANG Qi-yang, WANG Bing, ZHANG Hui-qiang, et al. A Study on Chamber Pressure Upper Limit of Liquid Rocket Engine Utilizing Film and Radiative Cooling [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(6): 781-785.)
- [5] 刘昌国, 赵 婷, 姚 锋, 等. 第二代 490N 轨控发动机研制及在轨飞行验证[J]. 推进技术, 2020, 41(1): 49-57. (LIU Chang-guo, ZHAO Ting, YAO Feng, et al. Development and On-Orbit Flight Verification of the Second Generation 490N Liquid Apogee Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(1): 49-57.)
- [6] 赵 婷, 刘昌国, 吴凌峰, 等. 双组元离心式喷注器 10N 发动机偏工况试验[J]. 火箭推进, 2020, 46(1): 52-57.
- [7] 李佳楠, 雷凡培, 周立新, 等. 液体火箭发动机背压振荡环境下的雾化特性研究进展[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 2401-2419. (LI Jia-nan, LEI Fan-pei, ZHOU Li-xin, et al. Recent Advances of Atomization Characteristics under Oscillating Backpressure Conditions in Liquid Rocket Engines [J]. *Journal of Propulsion*

- Technology*, 2019, 40(11): 2401-2419.)
- [ 8 ] 唐 亮, 李 平, 周立新. 液体火箭发动机液膜冷却研究综述[J]. 火箭推进, 2020, 46(1): 1-12.
- [ 9 ] 尧立文, 许坤梅, 王慧洁. 小推力液体火箭发动机沉降型液膜冷却液膜长度研究[J]. 军民两用技术与产品, 2016, (17): 59-62.
- [10] 蔡国飙, 李家文, 田爱梅, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
- [11] 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.
- [12] 周德兴. 远地点发动机 76km 高空点火转 42km 高空模拟试车技术[C]. 长沙: 中国宇航学会液体火箭推进专业委员会学术会议, 1990.
- [13] 张奎好, 王成刚. 变轨发动机大型高空模拟试验台[J]. 导弹与航天运载技术, 2004(1): 57-60.
- [14] 张春基, 胡国林. Nb521 铌钨合金组织性能及其应用研究[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(1): 105-107.
- [15] 张春基, 吕宏军, 贾中华, 等. 铌钨合金材料在液体火箭发动机上的应用[J]. 宇航材料工艺, 2007, 37(6): 57-60.
- [16] 徐方涛, 张绪虎, 贾中华. 姿/轨控液体火箭发动机推力室高温抗氧化涂层[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(1): 25-29.
- [17] 李志勋, 王宏亮, 赵 曙, 等. 液体轨控发动机真空矢量推力现场校准影响因素分析[J]. 载人航天, 2019, 25(6): 715-719.
- [18] 韦学元. 发动机燃烧室内部压力测量技术[J]. 计量技术, 2017(11): 30-32.

(编辑:史亚红)