

# 重复使用液体火箭发动机可靠性评估方法

孙永婧, 李文钊, 宋乾强, 褚亮, 马一通, 解爽, 沈博

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 针对传统可靠性评估需要大量验证子样的问题, 开展了重复使用液体火箭发动机可靠性评估方法的研究。分析了重复使用液体火箭发动机点火启动瞬态过程特点和失效模式, 在此基础上, 将发动机点火启动瞬态过程视作物火器顺利点火和启动瞬态过程两个独立的过程, 并分别采用最大熵法和正态容许限法进行评估; 同时, 应用所研究的可靠性评估方法, 分析了不同首次任务上升段可靠度要求和寿命形状参数对试车总时间的影响, 以及可靠度随重复使用次数的变化规律。结果表明: 所提评估方法能够用较少的试验次数获得较高的可靠性评估结果; 随着可靠度要求的提高, 发动机总试车时间大幅增加; 提高寿命形状参数, 在相同可靠度要求下, 可大幅减少发动机总试车时间; 在相同首次任务可靠度要求下, 随着重复使用次数的增加, 发动机可靠度逐渐减小。

**关键词:** 重复使用液体火箭发动机; 可靠性评估; 试验方案

**中图分类号:** V434+.1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2022)05-0498-08

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20220035

**引用格式:** 孙永婧, 李文钊, 宋乾强, 等. 重复使用液体火箭发动机可靠性评估方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 498-505.

**Reference format:** GA Y J, LI W Z, SONG Q Q, et al. Analysis of reliability evaluation method of reusable liquid rocket engine[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 498-505.

## 引言

低成本、高可靠、高安全要求, 给重复使用液体火箭发动机的可靠设计与评估工作带来了极大的挑战。设计人员不仅需要解决返回段环境与一次性上升段环境不同引起的结构、热防护、维修、故障检测、故障诊断等问题, 还需要解决在规定时间内和规定条件下多次执行任务的能力问题, 即可靠性设计问题<sup>[1-3]</sup>。

液体火箭发动机一般采用发射可靠度和飞行可靠度来评价产品在规定时间内和规定条件下完成规定功能的能力, 且需通过试车对相应的可靠性指标进行验证。例如H1、F-1、J-2等发动机均要求按照50%置信度验证发动机可靠度不低于99%<sup>[4]</sup>。对于一次性使用火箭发动机, 发射可靠性一般采用二项分布进行评估, 飞行可靠性选用以工作时间为可靠性特征量并服从威布尔分布的方法进行评估<sup>[5-6]</sup>。

重复使用任务剖面下, 要求液体火箭发动机具备有限次数和有限寿命的重复使用能力<sup>[7]</sup>。例如: 世界上第一台重复使用液体火箭发动机SSME (Space Shuttle Main Engine), 要求可重复使用50次, 并具有在65%~109%的推力之间进行连续可调的能力。首飞前

SSME单机累积试车考核时间约35 000 s, 相当于60次的单机飞行任务<sup>[8-9]</sup>。此外, 为保证并联发动机工作的可靠性, 在首次飞行前, 航天飞机主发动机还进行过18次三级并联试车, 6次模拟飞行任务剖面的全程试车。在当前低成本高可靠性要求的框架下, 相对于过去以200~500 s为单位计寿命的一次性使用液体火箭发动机, 工作寿命以35~80 min (假定重复使用10次) 为单位计量对可靠性评估方法及试验方案优化带来了巨大的挑战。

重复使用运载火箭发动机执行一次任务后再次执行任务的可靠度是否满足任务要求, 需要在重复使用运载火箭研制之初, 结合研制进度、试验成本等约束因素进行可靠性评估方案的优化。本文在调研国内外重复使用运载器可靠性评估技术发展情况的基础上, 针对当前中国重复使用运载火箭亟需解决的液体火箭发动机可靠性评估问题, 通过分析发动机工作过程, 识别了启动瞬态过程和稳定工作过程的可靠性特征量, 提出了适用的可靠性评估方法, 并比对了对不同使用次数、不同单机地面试车时间对多次执行任务可靠性的影响, 支撑重复使用液体火箭发动机后续研制工作的开展。

## 1 重复使用火箭发动机可靠性现有评估方法分析

通过对发动机工作过程分析, 可将发动机可靠度视为完成点火启动瞬态过程与主级持续工作稳态过程组成的随机独立事件的概率。重复使用不分解情况下, 发动机完成第*i*次飞行任务后再执行第*i+1*次任务的可靠度 $R_{fly}$ 是一个条件概率<sup>[10]</sup>, 计算公式为

$$R_{fly} = P(t > t_{0A} + t_{0B}; \text{启动关机 } n + n_0 \text{ 次}) / P(t > t_{0A}; \text{启动关机 } n_0 \text{ 次}) = R(t_{0A} + t_{0B}) / R(t_{0A}) (R_{ignitor})^{(n+n_0-1)-(n_0-1)} = (R_{ignitor})^n R(t'_0) \approx R(t'_0) [ \text{当 } (R_{ignitor})^n \text{ 远大于 } R(t'_0) ] \quad (1)$$

$$R(t'_0) = \exp\left(-\frac{(t_{0A} + t_{0B})^m - t_{0A}^m}{2 \sum_{i=1}^n t_i^m} \times \chi_{\gamma}^2(2r+2)\right) \quad (2)$$

其中:  $R_{ignitor}$ 为发动机的启动瞬态过程可靠度, 一般采用成败型评估方法进行计算;  $R(t'_0)$ 为发动机主级持续工作稳态过程可靠度, 一般采用双参数威布尔分布进行计算, 见式(2);  $R_{fly}$ 为不分解情况下液体火箭发动机飞行任务的可靠度;  $m$ 为形状因子, 用于衡量寿命分散性的尺度;  $t_i$ 为第*i*台发动机总试车时间;  $\gamma$ 为置信度;  $r$ 为*i*台发动机的总故障数;  $\chi_{\gamma}^2(2r+2)$ 为自由度为 $2r+2$ 的 $\chi^2$ 分布 $\gamma$ 下侧分位数;  $t_{0A}$ 为已参加飞行任务总时间;  $t_{0B}$ 为发动机参加一次火箭飞行任务工作时间(多次启动时, 工作时间叠加);  $n$ 为飞行要求发动机启动关机次数( $n$ 为第*i+1*次飞行任务需点火的次数);  $n_0$ 已参加飞行任务的启动关机次数; 当 $(R_{ignitor})^n$ 远大于 $R(t'_0)$ (实际上指高1个数量级)时,  $(R_{ignitor})^n \cdot R(t'_0) \approx R(t'_0)$ ; 当 $(R_{ignitor})^n$ 不大于 $R(t'_0)$ 或者两者相当时,  $R_{fly}$ 不能近似为 $R(t'_0)$ , 而是要计入 $(R_{ignitor})^n$ 的影响。

式(1)表明, 重复使用发动机的可靠度除与稳态工作可靠度有关, 还与启动瞬态过程可靠度有关。启动瞬态过程可靠度与单次飞行任务发动机启动次数有关, 且与启动次数呈幂次方的关系。由此可见, 提高重复使用发动机的可靠度有两个途径: 一是提高发动机稳态工作可靠度, 二是降低点火次数对启动关机可靠度的影响, 即提高启动瞬态过程可靠性。

传统方式下, 液体火箭发动机启动瞬态过程采用成败型评估方法进行可靠性评估, 该过程由于以试验成败数作为可靠性特征量, 因此已综合考虑了各种启动不利因素对可靠度的影响。但是, 传统方法需要的试验子样量大, 例如发动机参加一次飞行任务, 在置信度0.7、重复2次点火后可靠度不低于0.999 9的情况下, 则首次点火可靠度需不低于0.999 95, 这需要至少

24 079次成败试验, 该验证方案代价大, 工程难以应用。

基于上述情况, 探索新的启动瞬态过程评估方法对工程实践具有重要意义。

## 2 重复使用火箭发动机启动瞬态过程可靠性评估方法研究

液体火箭发动机理想的启动过程应该是平稳快速的。然而, 由于多种因素的影响, 发动机的启动过程并不总是平稳的。研究表明, 液体火箭发动机的故障多出现在启动阶段, 不同循环方式的发动机启动过程敏感因素存在一定的差别, 具体表现如下。

1) 燃气发生器循环发动机。例如某氢氧发动机启动时先用火药启动器产生的燃气驱动氢/氧涡轮泵, 利用泵的增压作用将氢/氧推进剂按一定混合比送入发动机燃气发生器和推力室内, 燃气发生器内的推进剂燃烧后所产生的燃气驱动氢/氧涡轮泵, 推力室内的推进剂燃烧后生成的燃气从喷管喷出产生推力<sup>[11]</sup>。由于涡轮泵、推力室和燃气发生器在最初启动过程需要依靠外能源(火药启动器和点火器), 且启动过程中可能存在推进剂供应温度不合适、涡轮泵功率不匹配导致的推进剂流量不匹配、推进剂积存等原因, 致使推力室出现启动压力峰, 如某液氧/甲烷发动机点火压力冲击曲线如图1所示<sup>[12]</sup>, 稳态推力室室压约0.5 MPa左右, 点火过程在50 ms左右压力从0.1 Mpa快速上升至0.6 MPa左右, 压力峰较稳态工作压力高约20%。推力室甲烷头腔和氧头腔压力峰较稳态工作压力高约90%~100%。因此, 将启动压力峰作为可靠性评估特征量是合适的。

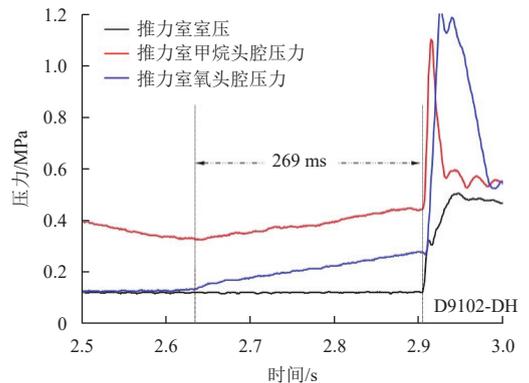


图1 发动机点火压力冲击曲线<sup>[12]</sup>

Fig. 1 Pressure impact curve on engine ignition<sup>[12]</sup>

2) 补燃循环火箭发动机。例如RD120和RD170<sup>[13-14]</sup>, 通常采用自身启动方式, 启动过程不依赖外能源驱动涡轮泵, 但不利的启动参数组合, 将导致启动能量分配不合理, 进而引发燃气发生器温度过高、室压过高、参数振荡甚至启动失败等问题。研究表明, 对于

自身启动补燃循环发动机,启动过程中涡轮功率的平稳迅速增长是启动成功的关键,并且通过控制启动过程中发生器温度和涡轮压比可有效控制涡轮功率<sup>[15]</sup>,从而保证启动过程顺利进行。因此,可将发生器温度或涡轮压比视为评估自身启动补燃发动机的可靠性特征量。

3) 闭式膨胀循环发动机。没有燃气发生器副系统,因此与采用火药启动器驱动初始涡轮转动的外能源启动方式不同,膨胀循环发动机采用箱压自身启动方案,其最初的启动能源来自于经过推力室冷却夹套等结构金属热容加温的气氢与液氧点火燃烧,启动能量有限,因此其启动过程与结构温度具有相关性<sup>[16]</sup>。美国RL10发动机对较低结构温度下的启动特性进行了研究<sup>[17-18]</sup>,并规定发动机启动时,推力室结构平均温度必须介于139~316 K,燃烧室压力启动曲线如图2所示<sup>[16]</sup>。由于对于膨胀循环发动机,在低温下启动,存在启动失败的风险,因此可将推力室结构平均温度作为膨胀循环发动机启动过程可靠性特征量。

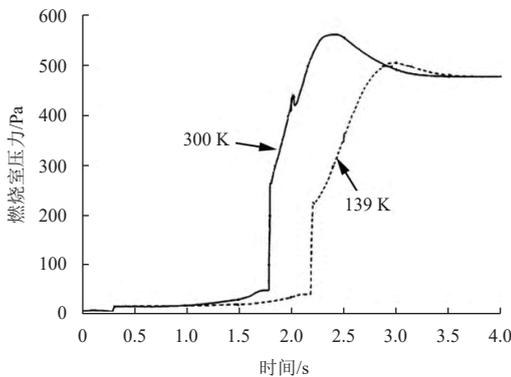


图2 不同推力室结构温度下RL10发动机的启动曲线<sup>[16]</sup>  
Fig. 2 Starting curve of RL10 engine under different thrust chamber temperatures<sup>[16]</sup>

通过上述分析可知,发动机的启动瞬态过程可视为点火和启动两个独立的过程,采用可靠性框图法对其进行建模,如图3所示。



图3 启动瞬态过程可靠性框图  
Fig. 3 Reliability block diagram of ignition and transient process

则启动瞬态过程的可靠度可采用L-M法(Lindstrom-Maddens)进行评估,即将各组成单元的可靠度转换为成败型数据后再进行综合评估。

### 2.1 点火可靠性评估方法

点火过程的可靠性可通过火药启动器或点火器的发火可靠性来进行评估,袁洁等<sup>[19]</sup>通过点火器验收试验获取的强烈燃烧时间数据和发动机试车获取的启动加速性数据,采用应力-强度分布干涉理论,分析计算

点火器基于发动机试车时序的点火可靠性。刘炳章等<sup>[20-21]</sup>利用以信息论为基础的“最大熵试验法”及相应的可靠性评估公式,解决了小子样评估高可靠性的难题。“最大熵法”通过加大载荷或者减少承载能力,使受试样本的试验熵大大增加,从而可使试验所需的总样本量大大减少。其计算公式如下。

若试验参数的性能分布为 $N(\mu, \sigma^2)$ ,实际工作状态下参数值为 $M_1$ ,参数试验值为 $M_2$ ,强化系数 $K_m = M_2/M_1$ ,即参数试验值与实际值之比<sup>[20-21]</sup>。

对于强度型参数(即随着性能参数的增大可靠度增大),取 $M_2 < M_1$ ,则 $K_m < 1$ ,置信度 $\gamma$ 下的可靠度置信下限为

$$R_l = \Phi \left\{ \frac{1}{K_m} \Phi^{-1} \left( (1-\gamma)^{1/n} \right) + \left( \frac{1}{K_m} - 1 \right) \frac{1}{C_v} \right\} \quad (3)$$

其中: $n$ 为试验样本量; $C_v = \sigma/\mu$ 为性能参数的变差系数; $\Phi(k)$ 为标准正态分布函数; $\Phi^{-1}(k)$ 为标准正态分布区间点。

对于应力型参数(即随着性能参数的减小可靠度增大),取 $M_2 > M_1$ ,则 $K_m > 1$ ,置信度 $\gamma$ 下的可靠度置信下限为

$$R_l = \Phi \left\{ \frac{1}{K_m} \Phi^{-1} \left( (1-\gamma)^{1/n} \right) + \left( 1 - \frac{1}{K_m} \right) \frac{1}{C_v} \right\} \quad (4)$$

一般点火器的点火可靠度要求较高,在置信度0.95、 $K_m$ 取1.3、 $C_v$ 取10%的情况下,应用最大熵方法采用11个试验子样即可验证点火器的可靠度不低于0.999 95,而采用成败型试验,则需要59 914次试验。由此可见,采用最大熵法进行点火器可靠性的评估对工程实践具有重要意义。

### 2.2 启动瞬态过程可靠性评估方法

董海平<sup>[22]</sup>等采用正态容许限法,选择点火冲量和压力峰值作为点火器输出敏感性能参数,对点火器的可靠性进行评估。对于输出的敏感性能参数来说,产品技术指标一般要求单独满足下限或上限,或者同时满足下限和上限。正态容许限法可利用试验所得的性能参数计量信息,结合性能参数的上、下限值,对产品的可靠性进行评估,属于小子样可靠性评估。

采用正态容许限法首先要确定可测量的输出敏感性能参数,即可靠性特征量,其次需要对计量数据进行正态分布检验,最后采用正态容许限法对产品单边可靠性或双边可靠性进行评估。正态容许限法的评估公式如下。

1) 单侧下限性能可靠度

$$R = P(y \geq y_L) = 1 - \Phi \left( \frac{y_L - \mu}{\sigma} \right) \quad (5)$$

## 2) 单侧上限性能可靠度

$$R = P(y \leq y_U) = \Phi\left(\frac{y_U - \mu}{\sigma}\right) \quad (6)$$

## 3) 双侧限性能可靠度

$$R = P(y_L \leq y \leq y_U) = \Phi\left(\frac{y_U - \mu}{\sigma}\right) - \Phi\left(\frac{y_L - \mu}{\sigma}\right) \quad (7)$$

不同循环方式的发动机,启动瞬态过程可靠性评估的特征量选取略有不同,如表1所示。启动瞬态过程的可靠度会随着点火压力峰的增加、推力室壁温的降低、涡轮压比的降低以及燃气发生器温度的升高而降低。因此点火压力峰和燃气发生器温度存在一个上限值,涡轮压比和推力室壁温存在一个上下限值,分别属于单侧性能可靠性和双侧性能可靠性的情形。

表1 启动瞬态过程可靠性评估特征量

Table 1 Characteristic quantities for reliability evaluation of transient processes

循环方式	可靠性特征量	分布类型
燃气发生器循环	点火压力峰	正态分布
膨胀循环发动机	推力室壁温	正态分布
补燃循环发动机	涡轮压比和燃气发生器温度	正态分布

以美国RL10膨胀循环发动机为例,其推力室结构平均温度必须介于139~316 K<sup>[17-18]</sup>,假设其试车过程中获得的推力室壁温为185.263 5、194.673 6、181.758 8、182.765 0、193.831 5、209.226 3、186.203 3、197.613 8、191.644 2、205.073 6、183.009 4、194.225 6、199.425 3、204.906 1、209.342 1、194.759 3、178.984 1、186.477 0、183.284 2、217.404 6、187.744 0、201.380 8、191.975 8、202.786 1、186.251 5 K,经正态分布检验其服从均值为194.0K,方差为10.15K的正态分布,采用双侧限性能可靠性公式进行评估,则膨胀循环发动机启动过程的可靠性为0.999 93。采用25次发动机试车信息即可得到较高的可靠性,较传统的成败型分布评估具有较大优势,更利于工程实践。

### 3 重复使用运载火箭发动机可靠性评估方法应用及分析

通过第2节的分析可知,将点火启动瞬态过程可靠性视作点火过程和启动瞬态过程两个独立的过程,并分别采用最大熵法和正态容许限法进行评估,较传统的成败型评估方法可大大减少试验次数。由于发动机点火启动瞬态过程与平稳工作段的失效模式不一致,

因此平稳工作段仍采用威布尔分布进行评估。

本节根据设定的液体火箭发动机执行重复使用任务的工作剖面,采用第1节和第2节论述的可靠性评估方法,通过比对不同重复使用次数、不同单机地面试车时间对多次执行任务可靠度的影响,用以支撑重复使用运载火箭发动机可靠性评估的工程实践。

#### 3.1 任务剖面

重复使用运载火箭发动机工作剖面包含上升段和返回段。在上升段发动机执行一次点火和关机过程;返回段发动机需进行第二次点火启动并着陆关机。假设发动机上升段工作时间 $t_{\text{上升}}=120\text{ s}$ ,返回段工作时间 $t_{\text{下降}}=80\text{ s}$ 。由于上升段与将有效载荷送入预定轨道的能力直接相关,因此其可靠度要求可适当高于返回段要求,假设发动机执行首次任务单机上升段可靠度要求为0.999、0.995或0.992(置信度均为0.7),对返回段可靠度要求不低于0.8。结合不同的形状因子,分析不同可靠度要求对试车总时间的影响,以及上升段可靠性与执行任务次数的关系。

#### 3.2 启动瞬态过程可靠性评估应用

根据第2节分析,点火可靠度采用最大熵法进行评估,一般取0.999 95,启动瞬态过程可根据正态容许限法评估,参考2.2节分析取0.999 93。考虑到将重复使用发动机任务剖面分为上升段和返回段,并且由于上升段可靠度对成功执行入轨任务更为重要,因此仅分析上升段可靠度与重复使用次数的关系。结合式(1),上升段和返回段均分别进行1次点火,因此上升段和下降段的 $n$ 均取1。考虑到当前发动机用点火器是不可重复使用产品,因此其可靠度指标不随执行任务次数而变化;启动瞬态过程是发动机研制之初需要通过方案设计解决的问题,当发动机技术成熟后,其启动瞬态过程应是可控状态,因此其可靠度也可认为不随执行任务的次数而变化。

#### 3.3 重复使用发动机寿命评估应用

式(2)中,形状因子 $m$ 是衡量寿命分散性的尺度。失效数 $<3$ 的情况,形状参数 $m$ 一般在1.5~4之间,根据液体火箭发动机的工程研制经验,一般取发动机 $m$ 值在1.5~2.4之间。为分析 $m$ 值对试车时间的影响,分别取 $m=2$ 、 $m=2.2$ 和 $m=2.4$ ,结合式(2)对发动机多次执行任务可靠度的变化情况分析,由式(2)可知,随着发动机执行任务时间的增加,寿命可靠度下降。

#### 3.4 可靠度对试车总时间的影响分析

图4和表2表示了单机试车时间分别为1 250(6倍工作寿命,无失效)、1 450、1 650、1 850、2 050、

2 250 s情况下, 为满足不同任务首次上升段可靠度指标要求所需试车总时间的比对情况。通过对比可知, 发动机总试车时间随着可靠度要求的提高并不是简单的倍数关系, 达到0.999可靠度指标所需发动机最低总试车时间约18 000 s, 而达到0.995可靠度和0.992最低时间分别仅需3 700 s和2 250 s。

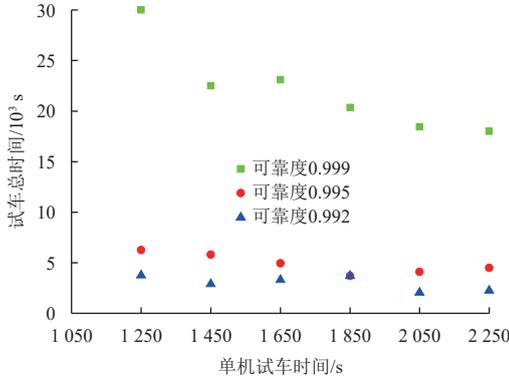


图4 试车总时间随可靠度和单次试车时间的变化

Fig. 4 Variation of total hot-fire time with reliability and single hot-fire time

表2 试车总时间与可靠度和单次时间的关系 (m=2)

Table 2 Relationship between total hot-fire time and reliability with same single hot-fire time(m=2)

单次试车时间/s	试车总时间/s		
	首次上升段可靠度0.999	首次上升段可靠度0.995	首次上升段可靠度0.992
1 250	30 000	6 250	3 750
1 450	22 500	5 800	2 900
1 650	23 100	4 950	3 300
1 850	20 350	3 700	3 700
2 050	18 450	4 100	2 050
2 250	18 000	4 500	2 250

### 3.5 重复使用次数对可靠度的影响分析

可靠度随重复使用次数变化关系如图5和表3所示。从图5中可以看出, 随着重复使用次数的增加, 上升段可靠度在逐渐下降, 但是可靠度下降的速率并不一致, 首次任务可靠度要求高的产品, 随着执行任务次数的增加, 其产品可靠度下降较慢, 而首次执行任务可靠度低的产品, 随着执行任务次数的增加, 其产品可靠度下降较快。若首次任务可靠度要求0.999, 在执行10次任务后, 其上升段可靠度可达0.98, 而对于首次任务可靠度要求0.992的任务, 执行10次任务后, 其上升段可靠度仅为0.86。

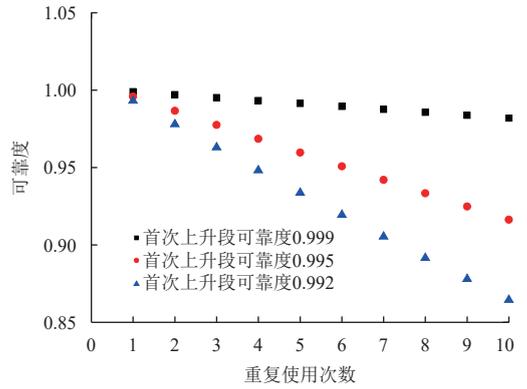


图5 上升段可靠度随执行任务次数变化规律

Fig. 5 Variation of reliability of ascending stage with the number of tasks performed

表3 上升段可靠度随执行任务次数变化规律

Table 3 Variation of reliability of ascending stage with the number of tasks performed

重复使用次数	上升段可靠度为0.999	上升段可靠度为0.995	上升段可靠度为0.992
1	0.999	0.995	0.993
2	0.997	0.986	0.977
3	0.995	0.977	0.962
4	0.993	0.968	0.948
5	0.991	0.959	0.933
6	0.989	0.950	0.919
7	0.987	0.942	0.905
8	0.985	0.933	0.891
9	0.983	0.924	0.877
10	0.981	0.916	0.864

### 3.6 形状参数m值对总试车时间的影响分析

总试车时间随形状参数m值的变化关系如图6和表4所示, 从图6中可以看出, 随着m值增加, 在相同可靠度要求下, 总试车时间大幅减少。可见提高m值, 即减少寿命的分散程度, 对提高产品可靠性具有重大意义。

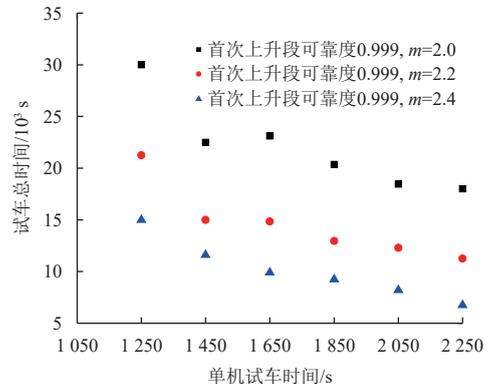


图6 总试车时间随m值得变化关系

Fig. 6 Variation of total hot-fire time with m

表4 总试车时间随 $m$ 值得变化关系(0.999可靠度下)Table 4 Variation of total hot-fire time with  $m$  (0.999)

单机试车时间/s	$m=2$	$m=2.2$	$m=2.4$
1 250	30 000	21 250	15 000
1 450	22 500	15 000	11 600
1 650	23 100	14 850	9 900
1 850	20 350	12 950	9 250
2 050	18 450	12 300	8 200
2 250	18 000	11 250	6 750

### 3.7 针对发动机试车方案的建议

3.4~3.6节分析了重复使用发动机可靠度与重复使用次数、单机试车时长、试车总时间的关系,针对当前中国发动机现状,以往一次性使用发动机对寿命指标要求较重复使用发动机低,因此对于长程试车(单台2 000 s以上)考核次数较少。为积累可靠性数据,也为积累故障诊断经验,建议采用单次试车时间递增考核的策略,针对首次任务上升段可靠度不低于0.999,其余要求参考3.1节任务剖面,建议采用“20次500 s+10次1 250 s+6次2 050 s”的试车综合考核方案,试车过程中建议采取不下台重复试车方案,且在单次试车中考核任务剖面点火次数。试车前需通过相应检测技术估算发动机剩余强度和服役寿命,如检测出发动机存在缺陷,设计人员还需对发动机部件作出是否维修或更换的决定。在确认发动机状态良好后,才能执行下一次试车。试验过程中应采用故障监测、诊断与隔离技术,及时隔离故障,以免造成更大的损失。若试验中出现不是由产品本身引起的故障,则该次试车数据有效,可计入评估子样;若试验中出现由产品本身引起的故障,造成试车失败,则需采取改进措施,且该改进措施能够被后续试车充分证明有效,才可在评估子样中剔除改进前的相关故障数据。

上述方案总试车时间29 800 s,虽长于单次试车时间2 250 s、累计总试车时间18 000 s的试验方案要求,但由于采用单次试车时间递增考核的策略,试车前、试车后及试车过程中均可以通过故障检测手段对发动机各部件的健康程度进行检测,能够及时发现潜在故障,积累故障诊断经验,可以为明确发动机大修期以及合理规划维修保障资源积累数据。

## 4 结束语

本文根据重复使用任务剖面,对液体火箭发动机重复使用可靠性评估方法进行了研究。根据液体火箭发动机重复使用点火启动瞬态过程的特点和失效模

式,将发动机点火启动瞬态过程视作点火器顺利点火和启动瞬态过程两个独立的过程,并分别采用最大熵法和正态容许限法进行评估,能够用较少的试验次数获得较高的可靠性评估结果。针对所研究的可靠性评估方法,分析了不同首次任务上升段可靠度要求和寿命形状参数对试车总时间影响,以及可靠度随重复使用次数的变化规律。

需要特别说明的是,重复使用发动机高可靠性离不开从设计源头保证可靠性,建议发动机研制单位基于失效物理,在对发动机系统及部组件历史试验数据详尽分析的基础上,针对不同循环方式发动机明确启动瞬态过程、使用寿命等可靠性特征量的分布特征,并通过抑制点火压力峰,提高结构部件自身强度适应性以及采用涡轮泵、推力室、燃气发生器宽裕度设计等手段,整体提高重复使用发动机的可靠性。

## 参 考 文 献

- [1] 龙乐豪,王国庆,吴宝胜,等.我国重复使用航天运输系统发展现状及展望[J].国际太空,2019(9):4-10.
- [2] 杨勇,王小军,唐一华,等.重复使用运载器发展趋势及特点[J].导弹与航天运载技术,2002(5):15-19.  
YANG Y, WANG X J, TANG Y H, et al. Development trends and characteristics of reusable launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2002(5): 15-19.
- [3] 郑孟伟,岳文龙,孙纪国,等.我国大推力氢氧发动机发展思考[J].宇航总体技术,2019,3(2):12-17.  
ZHENG M W, YUE W L, SUN J G, et al. Discussion on Chinese large-thrust hydrogen-oxygen rocket engine development[J]. Astronautical System Engineering Technology, 2019, 3(2): 12-17.
- [4] 汪钺.航天飞机主发动机的可靠性是怎样获得的[J].国外导弹与宇航,1982(1):37-40.
- [5] 潘勇,黄进永,胡宁.可靠性概论[M].北京:电子工业出版社出版,2015.
- [6] 宋征宇,方志耕,赫武乐,等.基于贝叶斯理论的小子样运载火箭可靠性评估技术[J].深空探测学报(中英文),2021,8(1):62-69.  
SONG Z Y, FANG ZH G, HE W L, et al. Research on launch vehicle reliability assessment of small sample based on Bayes theory[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(1): 62-69.
- [7] 闻悦,马婷婷,郑平军,等.重复使用航天运输系统设计与评估[J].科学通报,2020,65(9):764-770.  
YUE W, MA T T, ZHEN P J, et al. Design and assessment of reusable space transportation system[J]. Chinese Science Bulletin, 2020, 65(9): 764-770.
- [8] 孙国庆.航天飞机主发动机试验[J].国外导弹技术,1980(7):20-27.
- [9] JOHNSON J R, COLBO H I. Space shuttle main engine progress through the first flight[C]//The 17th AIAA Joint Propulsion Conference. Colorado: Springs, 1981.
- [10] 谭松林,李宝盛.液体火箭发动机可靠性[M].北京:中国宇航出版社,2014.
- [11] 刘洪坤,王维彬.发动机启动燃气反腔仿真与影响分析[J].火箭推进,2011,37(2):30-37.  
LIU H K, WANG W B. Backflow simulation and its influence analysis

- for gas generator of LRE[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2011, 37(2): 30-37.
- [12] 张楠, 孙慧娟. 低温液体火箭发动机重复使用技术分析[J]. *火箭推进*, 2020, 46(6): 1-10.  
ZHANG N, SUN H J. Analysis on the reusable cryogenic liquid rocket engine technology[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 46(6): 1-10.
- [13] BORIS I K, VLADIMIR K C, FELIX J C. Oxidizer-rich staged combustion rocket engines use and development in Russia[C]//AIAA Space Programs and Technologies Conference. Huntsville, AL: AIAA, 1995.
- [14] LACEFIELD T C, SPROW W J. High performance Russian NK-33 LOX/Kerosene liquid rocket engine[C]//The 30th AIAA Joint Propulsion Conference. Indianapolis, IN: AIAA, 1994.
- [15] 徐浩海, 刘站国. 补燃循环发动机启动过程涡轮功率控制[J]. *火箭推进*, 2006, 32(4): 10-14.  
XU H H, LIU Z G. Turbine power control of staged combustion cycle engine during start-up[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, 32(4): 10-14.
- [16] 王珏, 孙慧娟, 刘恒, 等. 膨胀循环发动机低温启动特性研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2021(6): 7-11.  
WANG J, SUN H J, LIU H, et al. Research on the start-up characteristics of expander cycle engine with a colder thrust chamber[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2021(6): 7-11.
- [17] BINDER M P. A transient model of the RL10A-3-3A rocket engine[C]//The 31st AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego, CA: AIAA, 1995.
- [18] BINDER M P. RL10A-3-3A rocket engine modeling project: NASA-TM-107318[R]. Washington DC: NASA, 1997.
- [19] 袁洁, 潘亮. 基于发动机试车时序的某钝感点火器燃烧时间可靠性评估[J]. *火箭推进*, 2015, 41(3): 87-97.  
YUAN J, PAN L. Reliability assessment of a certain insensitive igniter based on start-up time-sequence of rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2015, 41(3): 87-97.
- [20] 刘杰, 王普, 刘炳章. 最大熵试验法及其应用[J]. *自动化学报*, 2007, 33(11): 1226-1228.  
LIU J, WANG P, LIU B Z. Test method with the maximum entropy and its application[J]. *Acta Automatica Sinical*, 2007, 33(11): 1226-1228.
- [21] 刘炳章, 丁同才. 小子样验证高可靠性的可靠性评估方法及其应用[J]. *质量与可靠性*, 2004(1): 19-22.
- [22] 董海平, 柳洋, 袁世越. 基于正态容许限法的点火器可靠性评估[J]. *科技创新导报*, 2021(4): 5-9.  
DONG H P, LIU Y, YUAN S Y. Reliability evaluation of igniter based on normal allowable limit method[J]. *Science and Technology Innovation Herald*, 2021(4): 5-9.

作者简介:

孙永婧(1985-), 女, 高级工程师, 主要研究方向: 运载火箭动力总体设计、可靠性总体设计、燃烧不稳定性研究等。

通讯地址: 北京宇航系统工程研究所(100076)

电话: (010)68769285

E-mail: 18810855356@163.com

## Analysis of Reliability Evaluation Method of Reusable Liquid Rocket Engine

GA Yongjing, LI Wenzhao, SONG Qianqiang, CHU Liang, MA Yitong, XIE Shuang, SHEN Bo

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 10076, China)

**Abstract:** Traditional reliability evaluation of liquid rocket engines requires a large number of verification samples. So the reliability evaluation method of reusable liquid rocket engine was studied. By analyzing the characteristics and failure modes of the instantaneous process of ignition for reusable rocket engines, and taking the instantaneous process of ignition as two independent processes (ignition process and transient development process), and the maximum entropy method and normal allowable limit method were evaluated individually. Meanwhile, the influence of reliability requirements and life shape parameters to total time of hot-fire tests, as well as the change of reliability with the number of tasks performed, were analyzed using the reliability evaluation method under study. It is shown that the proposed evaluation method can obtain higher reliability evaluation results with less test times. With the higher reliability requirements, the total time of hot-fire tests increases greatly; increasing the life shape parameters can greatly reduce the total time of hot-fire tests with the same reliability requirements; and the engine reliability decreases gradually with the increase of the number of tasks performed.

**Keywords:** reusable liquid rocket engine; reliability evaluation; test plan

### Highlights:

- Taking the instantaneous process of ignition as two independent processes: ignition process and transient development process.
- Applying the maximum entropy method and normal allowable limit method individually to the ignition process and transient development process can obtain higher reliability evaluation results with fewer tests.
- It is shown that with the higher reliability requirements, the total time of hot-fire tests increases greatly; increasing the life shape parameters can greatly reduce the total time of hot-fire tests with the same reliability requirements; and the engine reliability decreases gradually with the increase of the number of tasks performed.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]