

基于期望任务寿命的可重复运载火箭 RMT 参数规划模型研究

李彩霞¹, 彭越¹, 方志耕², 贺元军³, 刘树仁¹

- 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;
- 南京航空航天大学, 南京 210018;
- 中国载人航天工程办公室, 北京 100083)

摘要: 随着世界航天领域科技的高速发展, 可重复运载火箭一直是国内外的研究热点。伴随着该技术的蓬勃发展, 高可靠性、高安全性、高质量成为新一代运载火箭设计目标, 在可重复运载火箭的高可靠性背景下, 对系统的可靠性、维修性、测试性的相关指标进行设计与参数规划显得尤为重要。针对上述问题, 综合运用可靠性工程理论、可用度、马尔可夫状态转移过程理论等等, 准确地对可重复运载火箭的发射过程进行解析, 并且根据复杂装备的指标要求, 对其进行分析与研究, 最终得到一个较为可靠的可重复运载火箭 RMT 指标的参数规划模型。

关键词: 可重复运载火箭; 马尔柯夫; 可靠性; 维修性; 测试性; 参数规划

中图分类号: V475.1 文献标志码: A 文章编号: 2096-4080 (2024) 01-0058-10

Repeatable Launch Vehicle RMT Parameter Planning Model Based on Desired Mission Life

LI Caixia¹, PENG Yue¹, FANG Zhigeng², HE Yuanjun³, LIU Shuren¹

- Beijing Institute of Astronautical System Engineering, Beijing 100076, China;
- Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210018, China;
- China Manned Space Agency, Beijing 100083, China)

Abstract: With the rapid development of space technology in the world, reusable launch vehicles have been a hot research topic at home and abroad. In the context of high reliability of repeatable launch vehicles, it is especially important to design and plan the parameters of system reliability, maintainability and testability. In view of the above problems, we use the reliability engineering theory, availability, Markov state transfer process theory, etc. to accurately analyze the launch process of repeatable launch vehicles, and analyze and study them according to the index requirements of complex equipment, and finally obtain a more reliable parameter planning model of RMT index of repeatable launch vehicles.

Key words: Repeatable launch vehicle; Markov; Reliability; Maintainability; Testability; Parameter planning

收稿日期: 2023-03-01; 修订日期: 2023-11-30

基金项目: 国家自然科学基金面上项目 (72271124)

作者简介: 李彩霞 (1983—), 女, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭可靠性设计。

通信作者简介: 彭越 (1983—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。

0 引言

为了减小火箭的发射成本，各个国家开始发展可重复使用运载器 (Reusable Launch Vehicle, RLV)。RLV 是指火箭完成任务后，将其箭体安全着陆到预定落点，维修后仍然可以继续使用，从而有效地降低发射费成本，提高发射效率。自 20 世纪中期人类提出 RLV 的概念以来，RLV 一直都是世界各国的研究热点^[1-12]。在可重复运载火箭的高可靠性背景下，可靠性维修性测试性 (RMT) 相关指标的设计与参数规划显得尤为重要，为此本文针对基于期望任务寿命的可重复运载火箭 RMT 指标进行参数规划，通过综合运用马尔柯夫等多种理论，解析可重复运载火箭的发射过程，建立重复使用运载火箭 RMT 指标模型并进行参数设计等，为重复使用运载火箭可靠性研制提供参考。

1 基于 RMT 可重复运载火箭的稳态可用度解析模型设计

1.1 可重复运载火箭发射与维修过程解析

可重复运载火箭发射过程与维修过程以第一次发射为例进行解析。

(1) 发射任务的可靠度变化解析

假设可重复运载火箭一次发射前可靠度为 $R_{1.0}$ ，发射任务过程中，失效率为 $\lambda_{1.0}$ ，由于运载火箭发射过程无法进行维修，得到发射后可靠度 $R_{1.1}$ 与发射前可靠度关系如式 (1) 所示

$$R_{1.1} = R_{1.0}(1 - \lambda_{1.0}t)R \quad (1)$$

其中 t 为任务时间。

(2) 发射回收后的维修过程解析

可重复运载火箭第一次发射任务结束，返回并回收后，将进行故障检测与维修，然后再发射。假设综合故障检测率为 $D_{*,0\text{检测综}}$ ，综合检测率 $D_{*,0\text{检测综}}$ 是由关键故障检测率 $D_{*,0\text{关键}}$ 和非关键故障检测率 $D_{*,0\text{非关键}}$ 串联得到，其中关键故障的检测率为 $1 - 1 \times 10^{-7}$ (参考飞机等相关复杂装备的指标要求，并考虑可重复运载火箭的实际情况)，非关键故障检测率为 0.99 (理由同 $D_{*,0\text{关键}}$ 暂取指标) (见图 1)，其公式如式 (2) 所示

$$D_{*,0\text{检测综}} = D_{*,0\text{关键}} \times D_{*,0\text{非关键}} \quad (2)$$

根据关键故障检测率和非关键故障检测率可

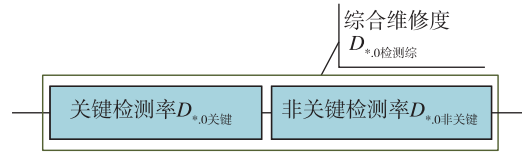


图 1 综合检测率要素结构关系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of structural relationship of comprehensive detection rate elements

以得到综合检测率为

$$\begin{aligned} D_{*,0\text{检测综}} &= D_{*,0\text{关键}} \times D_{*,0\text{非关键}} \\ &= (1 - 1 \times 10^{-7}) \times 0.99 \\ &= 0.989\ 999\ 901 \\ &\approx 0.99 \end{aligned} \quad (3)$$

根据每次发射后维修的任务性质，对维修度参数 $M_{1.0\text{维修综}}$ 进行设计，根据检测率 $D_{1.0\text{检测综}}$ 与维修度 $M_{1.0\text{维修}}$ 在保证火箭可用性 A 过程中递进的串联逻辑关系 (见图 2)，构建综合维修度 $M_{1.0\text{维修综}} = D_{1.0\text{检测综}} \times M_{1.0\text{维修}}$ ，根据维修率与维修度的关系可以求出综合维修率 $\mu_{1.0\text{维修综}}$ 。

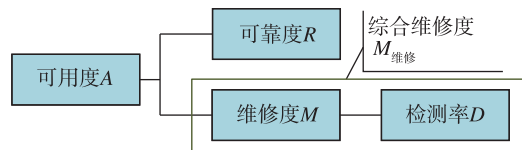


图 2 可重复运载火箭可用性结构要素关系示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the relationship between structural elements of reusable launch vehicle availability

依据马尔可夫过程的概率转移稳态分析理论，进行可重复运载火箭任务执行过程状态的稳态有效解的计算，火箭每发射与回收、维修一次，相当于进行了一次马尔可夫过程概率转移，经维修后能恢复达到的可靠性状态 (稳态有效状态)，是下次再发射前的任务可靠性状态。也就是说，每次再发射前的可重复运载火箭任务可靠性值可根据该马尔可夫过程的可用状态稳态有效解进行计算，即用可用度 A 进行表征。比如，第二次发射前的任务可靠度 $R_{2.0} = A_{1.0}$ ，通过可用度公式 $A_{1.0} = \frac{\mu_{1.0\text{维修综}}}{\mu_{1.0\text{维修综}} + \lambda_{1.0}}$ 求出。

可重复运载火箭之后的发射过程与第一次发射过程类似，其中维修度以及维修率会根据每次发射后维修程度 (如大修和小修) 等有所不同，其余基本相同，如图 3 所示。

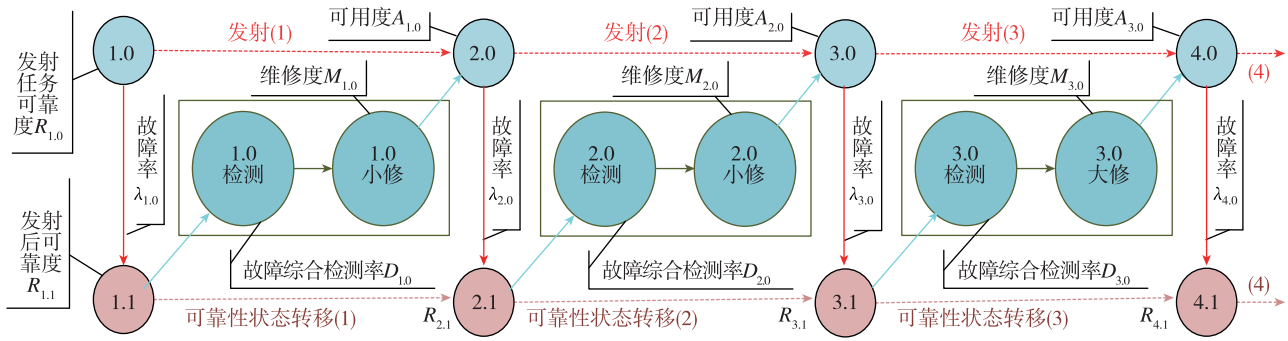


图3 可重复运载火箭发射与维修关系示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the relationship between launch and maintenance of reusable launch vehicle

1.2 可重复运载火箭一次发射任务过程 RMT 模型设计

图4展示了可重复运载火箭失效率与可靠度以及可用度之间的结构关系。可重复运载火箭一次发射前可靠度为 R ，发射任务过程中，失效率为 λ ，失效率与发射前任务可靠度的关系为 $\lambda = -\frac{\ln R}{t}$ ， t 为任务时间。

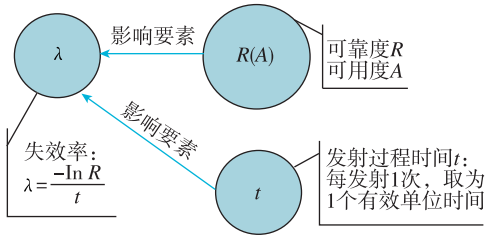


图4 可重复运载火箭失效率要素结构关系示意图

Fig. 4 Schematic diagram of structural relationship of failure rate factors of repeatable launch vehicle

根据重复发射与维修之间的相互关系，由失效率可推导出相关指标要素，它们之间的结构关系（以第一次发射过程为例）如图5所示。发射与维修过程的指标如下。

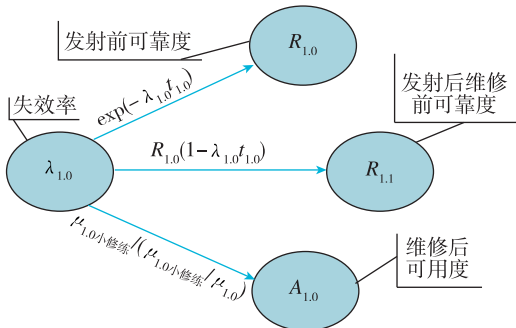


图5 可重复运载火箭失效率与相关指标结构关系示意图

Fig. 5 Schematic diagram of structural relationship between failure rate and related index of repeatable launch vehicle

(1) 发射前可靠度 $R_{1.0}$

以第一次发射为例，发射前可靠度 $R_{1.0}$ 由其任务飞行过程失效率 $\lambda_{1.0}$ 和飞行任务时间 $t_{1.0}$ 决定，关系如式(4)所示

$$R_{1.0} = e^{-\lambda_{1.0} t_{1.0}} \quad (4)$$

(2) 发射后维修前的可靠度 $R_{1.1}$

以第一次发射为例，在发射任务要求可靠度为 $R_{1.0}$ 的情况下，经过 $t_{1.0}$ 时间后，发射后维修前的可靠度下降到 $R_{1.1}$ ，如公式(5)所示

$$R_{1.1} = R_{1.0} \times (1 - \lambda_{1.0} t_{1.0}) \quad (5)$$

(3) 发射后维修后的可用度 $A_{1.0}$

以第一次发射为例，发射回收并维修后的可用度与失效率的关系如公式(6)所示

$$A_{1.0} = \frac{\mu_{1.0} \text{维修}}{\mu_{1.0} \text{维修} + \lambda_{1.0}} \quad (6)$$

即可用度 $A_{1.0}$ 是由维修综合维修率 $\mu_{1.0} \text{维修}$ 和失效率 $\lambda_{1.0}$ 共同决定的，表明经过维修后，其可用度达到 $A_{1.0}$ ，该可用度即为第二次发射前的任务可靠度 $R_{2.0}$ ，即 $R_{2.0} = A_{1.0}$ 。

(4) 综合维修率

发射结束、回收后进行故障检测，其故障检测率为 $D_{\text{检测}}$ ，并对检测到的故障进行维修，其综合维修度为 $M_{\text{维修}}$ ，根据综合维修度公式(7)

$$M_{\text{维修}} = D_{\text{检测}} \times M_{\text{维修}} = 1 - e^{-\mu_{\text{维修}} t_{\text{综}}} \quad (7)$$

其中， $t_{\text{综}}$ 为综合维修时间， $\mu_{\text{维修}}$ 为综合维修率 $\mu_{\text{维修}}$ 。

1.3 一次发射过程可靠性状态马尔可夫稳态分析

假设：表示发射前的初始可靠性状态，初始状态概率矩阵为

$$Q(0) = (R_{*0} \quad 1 - R_{*0}) \quad (8)$$

其中， $*$ 代表是第 $*$ 次发射， R_{*0} 为第 $*$ 次发射前的可靠度， $1 - R_{*0}$ 为不可靠度。

由状态转移可以得到状态转移概率矩阵 P ，如图 6 所示。矩阵 P 表示一次发射后的马尔可夫状态转移矩阵，飞行过程中没有维修过程，所以在该矩阵中，不考虑维修，即状态 2 为吸收状态，状态转移到 2 状态（待维修状态）后，将不再转移到 1 状态（正常工作状态），所以此时维修部分应取维修率为 0。

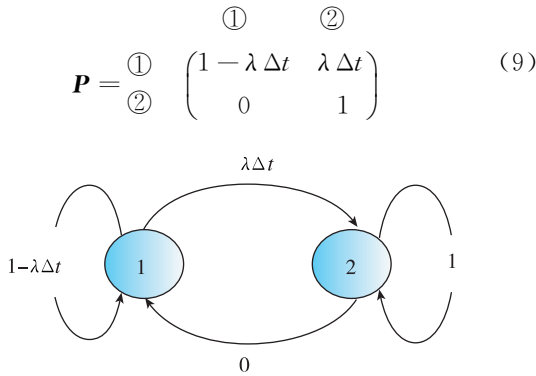


图 6 发射过程（维修前）可靠性状态转移图
Fig. 6 Reliability state transition diagram during launch (before maintenance)

火箭发射一次后，即由初始状态经过状态转化计算得到发射后状态转移概率矩阵

$$P(1) = Q(0)P = (R_{*,0} \quad 1 - R_{*,0}) \begin{pmatrix} 1 - \lambda \Delta t & \lambda \Delta t \\ 0 & 1 \end{pmatrix} = (R_{*,0}(1 - \lambda \Delta t) \quad R_{*,0}\lambda \Delta t + 1 - R) \quad (10)$$

式 (10) 的矩阵中， $R_{*,0}(1 - \lambda \Delta t)$ 表示一步转移后（一次发射完成后，未维修时）火箭的可靠度。 $R_{*,0}\lambda \Delta t$ 表示可靠度的降低值，即一次发射完成后，可靠度降低了 $R_{*,0}\lambda \Delta t$ 。

发射一次后火箭的可靠度降低为

$$R_{*,1} = R_{*,0}(1 - \lambda \Delta t) \quad (11)$$

其中， $R_{*,1}$ 为第 * 次发射后维修前的可靠度。

1.4 一次发射回收经过维修后能够达到的稳态可用度模型构建

一次发射回收后，马尔可夫状态转移表示为

$$X(t) = \begin{cases} 1 & \text{时刻 } t \text{ 正常工作} \\ 2 & \text{时刻 } t \text{ 待维修} \end{cases} \quad (12)$$

其中，“1”状态表示运载火箭的正常工作状态，“2”状态表示运载火箭的待维修状态，以 $X(t)$ 表示 t 时刻系统状态。

图 7 是状态转移图，也称马尔可夫图或夏农图。由状态转移图得状态转移矩阵

$$P(t) = \begin{matrix} & \textcircled{1} & \textcircled{2} \\ \textcircled{1} & \begin{pmatrix} 1 - \lambda \Delta t & \lambda \Delta t \\ \mu \Delta t & 1 - \mu \Delta t \end{pmatrix} \end{matrix} \quad (13)$$

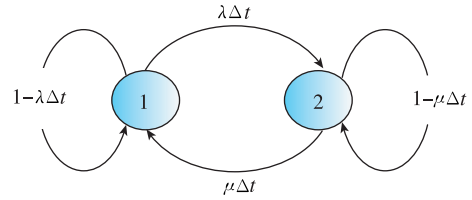


图 7 发射过程（考虑综合维修情况）马尔可夫状态转移图
Fig. 7 Markov state transition diagram of launch process (considering comprehensive maintenance)

1.4.1 瞬态可用度推导

设在 t 时刻，系统处于正常工作状态的概率为 $P_1(t)$ ，处于待维修状态的概率为 $P_2(t)$ ，则系统在 $t + \Delta t$ 处于 1 态（正常工作状态）的可能状态转移概率是由两个可能事件的概率组成的：

1) 系统在 t 时刻保持在 1 态，即正常工作状态，经 Δt 时间后，若失效率为 λ ，则故障概率为 $\lambda \Delta t$ ，保持正常工作的概率为 $1 - \lambda \Delta t$ 。

2) 系统在 t 时刻处于 2 态，即待维修状态，经过时间 Δt 后，修复为 1 态，若维修率为 μ ，则转移到正常工作的概率为 $\mu \Delta t$ 。此时可得方程式

$$P_{11}(\Delta t) = P\{X(t + \Delta t) = 1 | X(t) = 1\} = 1 - \lambda \Delta t + 0(\Delta t) \quad (14)$$

$$P_{21}(\Delta t) = P\{X(t + \Delta t) = 1 | X(t) = 2\} = \mu \Delta t + 0(\Delta t) \quad (15)$$

所以有

$$P_1(t + \Delta t) = P_1(t)P_{11}(\Delta t) + P_2(t)P_{21}(\Delta t) \quad (16)$$

取极限令 $\Delta t \rightarrow 0$ 后，整理可得

$$P_1'(t) = -\lambda P_1(t) + \mu P_2(t) \quad (17)$$

同样可得 2 状态的方程为

$$P_2'(t) = \lambda P_1(t) - \mu P_2(t) \quad (18)$$

利用拉氏变换可以解微分方程

$$P_1(t) = \frac{\mu}{\lambda + \mu} - \frac{\lambda}{\lambda + \mu} e^{-(\lambda + \mu)t} \quad (19)$$

1.4.2 稳态可用度推导

根据式 (19) 可知，当 t 趋于无穷大时，其中第二项 $\frac{\lambda}{\lambda + \mu} e^{-(\lambda + \mu)t}$ 的极限值为 0，这可得到 $P_1(t)$ 的稳态可用度为

$$A = \lim_{t \rightarrow \infty} P_1(t) = \frac{\mu}{\lambda + \mu} \quad (20)$$

2 基于期望任务寿命的可重复运载火箭 RMT 指标规划

2.1 基于 RMT 的可重复运载火箭发射规划与参数设计

2.1.1 发射规划

可重复运载火箭（特指运载火箭中的一级回收火箭（下同））执行任务过程可分为点火发射

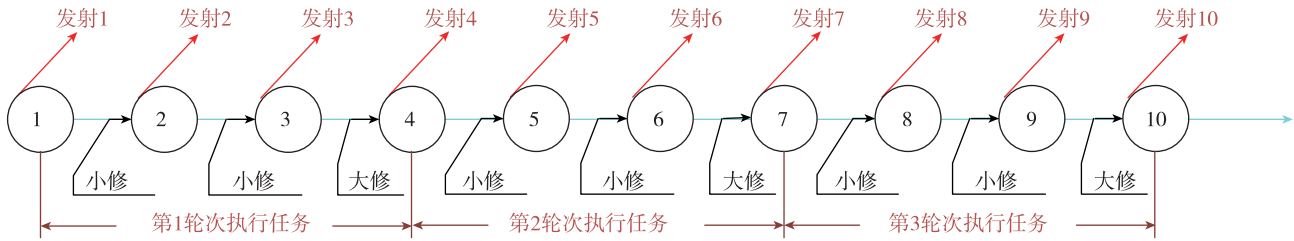


图 8 期望发射次数（寿命）为 10 次的发射过程分析示意图

Fig. 8 Schematic diagram of launch process analysis with expected launch times (lifetime) of 10

每一轮第一次发射后（第二次发射前）将会有一次小修，第二次发射后（第三次发射前）仍将会有一次小修，第三次发射后累积可靠度降低较多，需要进行一次大修提升运载火箭可靠度水平。修复后进行下一轮执行任务的第一次发射任务，依次执行任务到第三轮的最后一次发射前将进行最后一次大修，之后即使进行维修也可能无法达到任务可靠度的要求。

2.1.2 参数设计

通过参考飞机、卫星等的 RMT 指标参数，设

过程、正常运行过程、回收过程、测试诊断过程、维修过程、后进入再发射过程。本文暂假设期望发射次数（寿命）为 10 次。

若可重复运载火箭发射与回收的目标任务按照 10 次的期望次数（寿命）进行设计，考虑执行任务轮数可以分为 3 轮，每次回收后均需要进行检测与维修后再发射，具体发射次数与维修过程初步安排见图 8。

计本文可重复使用运载火箭的 RMT 指标参数，具体见表 1。涉及的基本参数为：可靠性 R 、维修性 M 、测试性 T_e 以及可用度 A 。

2.2 基于期望任务寿命的可重复运载火箭 RMT 指标的分配

2.2.1 以第二次发射前可用度为基准反推第一次发射过程的可靠性、失效率指标

以第二次发射前可用度为基准反推第一次发射过程的可靠性、失效率指标思路，如图 9 所示。

表 1 可重复运载火箭维修性、可靠性、可用度、可测试性指标参数设计

Tab. 1 Parameter design of maintainability, reliability, availability and testability of repeatable launch vehicle

指标参数类型	维修级别	参数具体参考值
维修性指标	平均修复时间 ($MTTR$)	
	$MTTR_{小修}$	8 个工作日（每个工作日 8 h，每 2 个工作日为 1 个有效单位时间）
	$MTTR_{大修}$	12 个工作日（每个工作日 8 h，每 3 个工作日为 1 个有效单位时间）
	维修度 (M)	
	$M_{小修}$	0.97
	$M_{大修}$	0.99
	维修率 (μ)	
	$\mu_{小修}$	根据小修维修度计算，取常数
	$\mu_{大修}$	根据大修维修度计算，取常数
可靠性指标	任务可靠度 (R)	每次可靠度值随发射次数以及维修类别变化 0.98（第二次发射前任务可靠度）
可用度指标	稳态可用度 (A)	每次维修后的值利用马尔可夫状态转移稳态解计算

续表

指标参数类型	维修级别	参数具体参考值
可测试性指标	关键故障检	$D_{小修关键}$
	测率 (D 关键)	$D_{大修关键}$
	非关键故障检	$D_{小修非关键}$
	测率 (D 非关键)	$D_{大修非关键}$
	故障综合检	$D_{小修综}$
	测率 (D 综合)	$D_{大修综}$

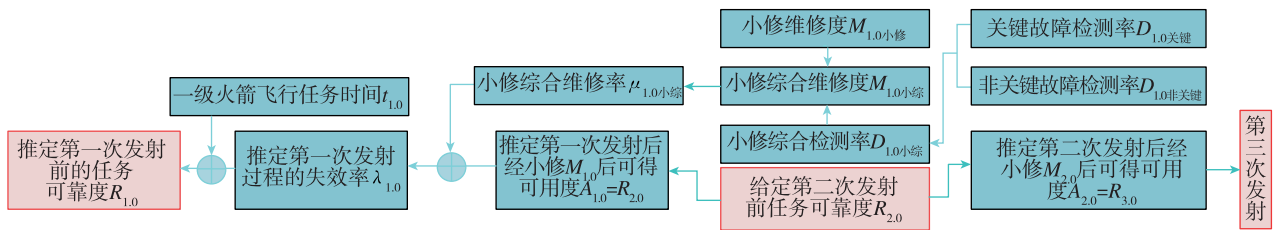


图 9 以第二次发射前可用度为基准反推第一次发射过程可靠性、失效率指标思路示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the idea of calculating the reliability and failure rate index of the first launch process based on the availability before the second launch

(1) 第一次发射过程失效率推算

首先给定第二次发射前的可靠度 $R_{2.0} = 0.98$, 可理解为: 由第一次发射、回收、测试、维修后求得的稳态解 $A_{1.0}$ 得到, 其中稳态解是由第一次发射过程的失效率与回收后的维修率求得, 即

$$\begin{aligned}
 A_{1.0} = R_{2.0} &= \frac{\mu_{1.0小综}}{\lambda_{1.0} + \mu_{1.0小综}} \\
 \Rightarrow \lambda_{1.0} + \mu_{1.0小综} &= \frac{\mu_{1.0小综}}{R_{2.0}} \\
 \Rightarrow \lambda_{1.0} &= \frac{\mu_{1.0小综}}{R_{2.0}} - \mu_{1.0小综} \quad (21)
 \end{aligned}$$

其中, $\mu_{1.0小综}$ 为第一次发射后小修的维修率, 根据式(11)中结果 $\mu_{1.0小综} = 0.807$, 又已知 $R_{2.0} = 0.98$, 所以第一次发射过程的失效率为

$$\begin{aligned}
 \lambda_{1.0} &= \frac{\mu_{1.0小综}}{R_{2.0}} - \mu_{1.0小综} \\
 &= \frac{0.807}{0.98} - 0.807 = 0.017 \quad (22)
 \end{aligned}$$

(2) 第一次发射前可靠度推算

已知任务时间为 200 s, 将其作为第一次发射过程的 1 个有效单位时间, 根据第一次发射过程的失效率与其第一次发射前可靠度关系 $R_{1.0} = e^{-\lambda_{1.0} \cdot 1.0}$, 以及式(22)得到的第一次发射过程的失效率 $\lambda_{1.0} = 0.017$, 可以得到第一次发射前的可靠度为

$$R_{1.0} = e^{-\lambda_{1.0} \cdot 1.0} = e^{-0.017} = 0.984 \quad (23)$$

(3) 第一次发射后可靠度推算

第一次发射后的可靠度是由第一次发射前的可靠度与失效率的马尔可夫状态转移矩阵求得, 过程如下:

假设: $Q_{1.0}$ 表示第一次发射前的可靠性状态,

$$Q_{1.0} = (R_{1.0}(\text{可靠状态}) \quad 1 - R_{1.0}(\text{不可靠状态})) \quad (24)$$

其中, $R_{1.0}$ 为第一次发射前的可靠度, 根据式(23)得 $R_{1.0} = 0.984$.

$P_{1.0}$ 表示第一次发射任务过程的马尔可夫状态转移矩阵, 在该矩阵中, 状态 2 为吸收状态, 状态转移到 2 状态 (待维修状态) 后, 将不再转移到 1 状态 (正常工作状态), 所以此时维修部分应取维修率为 0, 见图 10。

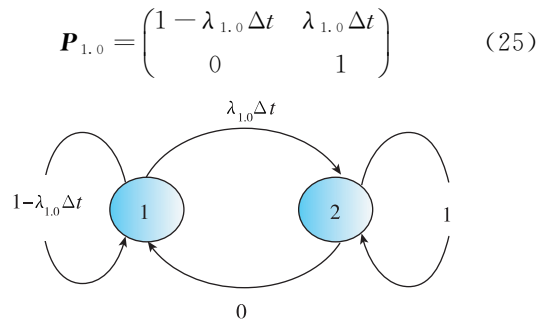


图 10 第一次发射过程 (维修前) 的马尔可夫状态转移过程
Fig. 10 Markov state transition during the first launch (before maintenance)

第一次发射过程的一次可靠性状态转移矩阵为

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{R_{1.1}} &= \mathbf{Q}_{1.0} \mathbf{P}_{1.0} \\ &= (R_{1.0} \quad 1 - R_{1.0}) \begin{pmatrix} 1 - \lambda_{1.0} \Delta t & \lambda_{1.0} \Delta t \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (26)$$

其中, $R_{1.1}$ 为第一次发射完成后, 且维修之前的可靠度; $\mathbf{P}_{R_{1.1}}$ 是第一次发射过程的一次可靠性状态转移矩阵。根据矩阵的运算可得

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{R_{1.1}} &= \\ & (R_{1.0}(1 - \lambda_{1.0} \Delta t) \quad R_{1.0} \lambda_{1.0} \Delta t + 1 - R_{1.0}) \end{aligned} \quad (27)$$

其中, $R_{1.0}$ 为第一次发射前的可靠度, 根据式(23)得 $R_{1.0} = 0.984$ 。 λ_1 为第一次发射过程的失效率, 根据式(22)得 $\lambda_{1.0} = 0.017$ 。 Δt 为1个有效单位时间, 所以有

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{R_{1.1}} &= (R_{1.0}(1 - \lambda_{1.0} \Delta t) \quad R_{1.0} \lambda_{1.0} \Delta t + 1 - R_{1.0}) \\ &= (0.967 \quad 0.033) \end{aligned} \quad (28)$$

此时, 第一次发射后的可靠性为

$$R_{1.1} = R_{1.0}(1 - \lambda_{1.0} \Delta t) = 0.967 \quad (29)$$

(4) 第一次发射完成, 维修前可靠度下降程度经过第一次发射后, 可靠度下降了 (已知 $R_{1.0} =$

$$0.984, R_{1.1} = 0.967)$$

$$\Delta R_1 = R_{1.0} - R_{1.1} = 0.984 - 0.967 = 0.017 \quad (30)$$

2.2.2 基于马尔可夫过程的可重复运载火箭第二次发射过程解析

(1) 第二次发射过程失效率的计算

第二次发射前的任务可靠度为 $R_{2.0} = 0.98$ 。

假设: $\mathbf{Q}_{2.0}$ 表示第二次发射前的可靠性状态,

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}_{2.0} &= \\ & (R_{2.0}(\text{可靠状态}) \quad 1 - R_{2.0}(\text{不可靠状态})) \end{aligned} \quad (31)$$

根据可靠度的计算公式

$$R_{2.0} = e^{-\lambda_{2.0} t_{2.0}} \quad (32)$$

当 $t_{2.0}$ 为第二次发射过程的1个有效单位时间时

$$\lambda_{2.0} = \frac{-\ln R_{2.0}}{t_{2.0}} = \frac{-\ln 0.98}{1} = 0.02 \quad (33)$$

与第一次发射的失效率 $\lambda_{1.0} = 0.017$ 比, 第二次发射的失效率 $\lambda_{2.0}$ 比 $\lambda_{1.0}$ 高了

$$\Delta \lambda_1 = \lambda_{2.0} - \lambda_{1.0} = 0.02 - 0.017 = 0.003 \quad (34)$$

(2) 第二次发射过程可靠性状态马尔可夫稳态分析 (不考虑维修)

第二次发射任务过程的状态转移矩阵 $\mathbf{P}_{2.0}$, 其中2状态为吸收状态, 如图11所示。

$$\mathbf{P}_{2.0} = \begin{pmatrix} 1 - \lambda_{2.0} \Delta t & \lambda_{2.0} \Delta t \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (35)$$

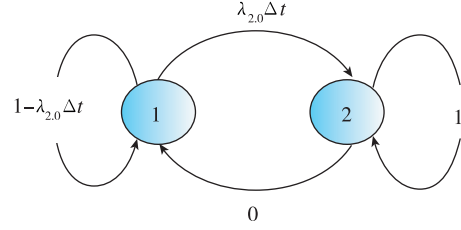


图11 第二次发射过程 (维修前) 的马尔可夫状态转移过程
Fig. 11 Markov state transition during the second launch (before maintenance)

(3) 第二次发射过程可靠性状态转移求解

第二次发射过程的一次可靠性状态转移矩阵

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{R_{2.1}} &= \mathbf{Q}_{2.0} \mathbf{P}_{2.0} \\ &= (R_{2.0} \quad 1 - R_{2.0}) \begin{pmatrix} 1 - \lambda_{2.0} \Delta t & \lambda_{2.0} \Delta t \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (36)$$

其中, $R_{2.1}$ 为第二次发射完成后, 且维修之前的可靠度; $\mathbf{P}_{R_{2.1}}$ 是第二次发射过程的一次可靠性状态转移矩阵。根据矩阵的运算可得

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{R_{2.1}} &= \\ & (R_{2.0}(1 - \lambda_{2.0} \Delta t) \quad R_{2.0} \lambda_{2.0} \Delta t + 1 - R_{2.0}) \end{aligned} \quad (37)$$

其中, $R_{2.0}$ 为第二次发射前的可靠度, 已知 $R_{2.0} = 0.98$ 。 $\lambda_{2.0}$ 为第二次发射过程的失效率, 根据公式(33)得 $\lambda_{2.0} = 0.02$ 。 Δt 为1个有效单位时间, 所以有

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{R_{2.1}} &= (R_{2.0}(1 - \lambda_{2.0} \Delta t) \quad R_{2.0} \lambda_{2.0} \Delta t + 1 - R_{2.0}) \\ &= (0.96 \quad 0.04) \end{aligned} \quad (38)$$

此时, 第二次发射后的可靠性为

$$R_{2.1} = R_{2.0}(1 - \lambda_{2.0} \Delta t) = 0.96 \quad (39)$$

(4) 第二次发射过程可靠性降低程度

经过第二次发射后, 的可靠度下降了 (已知 $R_{2.0} = 0.98, R_{2.1} = 0.96$)

$$\Delta R_2 = R_{2.0} - R_{2.1} = 0.98 - 0.96 = 0.02 \quad (40)$$

(5) 第二次发射后, 考虑维修的稳态可用度求解第二次发射状态转移图如图12所示。

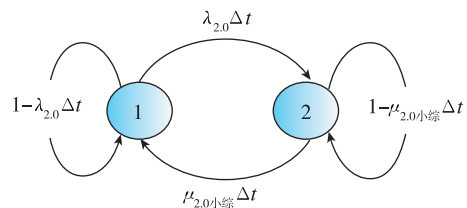


图12 第二次发射过程 (考虑综合维修情况) 的马尔可夫状态转移过程
Fig. 12 Markov state transition process of the second launch process (considering comprehensive maintenance)

Fig. 12 Markov state transition process of the second launch process (considering comprehensive maintenance)

该图表示发射过程包括发射、维修两种状态，所以由状态转移图得状态转移矩阵

$$P_{2.1} = \begin{matrix} \textcircled{1} & \textcircled{2} \\ \textcircled{2} & \end{matrix} \begin{pmatrix} 1 - \lambda_{2.0} \Delta t & \lambda_{2.0} \Delta t \\ \mu_{2.0\text{小修}} \Delta t & 1 - \mu_{2.0\text{小修}} \Delta t \end{pmatrix} \quad (41)$$

由式 (7) 可知小修维修率 $\mu_{2.0\text{小修}} = 0.807$ ，由式(33)得到的第二次发射过程失效率 $\lambda_{2.0} = 0.02$ 时，则稳态时的可用度状态矩阵 $A_{2.0}$ 为

$$A_{2.0} = \frac{\mu_{2.0\text{小修}}}{\lambda_{2.0} + \mu_{2.0\text{小修}}} = \frac{0.807}{0.02 + 0.807} = 0.976 \quad (42)$$

与第一次发射后回收并小修后的可用度 $A_{1.0}$ (第二次发射前可靠度) 相比，第二次发射后回收并小修后的可用度 $A_{2.0}$ 比 $A_{1.0} = R_{2.0} = 0.98$ 低

$$\begin{aligned} \Delta A_1 &= A_{1.0} - A_{2.0} \\ &= 0.98 - 0.976 = 0.004 \end{aligned} \quad (43)$$

注：第二次发射前的可靠度 $R_{2.0} = 0.98$ ，可理解为：由第一次发射、回收、测试、维修后求得的稳态解 $A_{1.0}$ ，两者值相等，其中稳态解是可通过第一次发射过程的失效率与回收后的维修率求得。

2.2.3 基于马尔可夫过程的可重复运载火箭第三次发射过程解析

(1) 第三次发射过程失效率的计算

第三次发射前的任务可靠度是由第二次发射后回收并小修的可用度 $A_{2.0}$ 得到，即

$$R_{3.0} = A_{2.0} = 0.976 \quad (44)$$

其中， $Q_{3.0}$ 表示第三次发射前的可靠性状态

$$Q_{3.0} = (R_{3.0}(\text{可靠状态}) \quad 1 - R_{3.0}(\text{不可靠状态})) \quad (45)$$

根据可靠度的计算公式

$$R_{3.0} = e^{-\lambda_{3.0} t_{3.0}} \quad (46)$$

当 $t_{3.0}$ 为第二次发射过程 1 个有效单位时间时

$$\lambda_{3.0} = \frac{-\ln R_{3.0}}{t_{3.0}} = \frac{-\ln 0.976}{1} = 0.025 \quad (47)$$

与第二次发射的失效率 $\lambda_{2.0} = 0.02$ 比，第三次发射的失效率 $\lambda_{3.0}$ 比 $\lambda_{2.0}$ 高了

$$\Delta \lambda_2 = \lambda_{3.0} - \lambda_{2.0} = 0.025 - 0.02 = 0.005 \quad (48)$$

(2) 第三次发射过程可靠性状态马尔可夫稳态分析 (不考虑维修)

第三次发射任务过程的状态转移矩阵 $P_{3.0}$ ，其中 2 状态为吸收状态，如图 13 所示。

$$P_{3.0} = \begin{pmatrix} 1 - \lambda_{3.0} \Delta t & \lambda_{3.0} \Delta t \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (49)$$

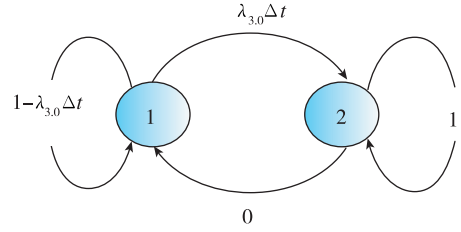


图 13 第三次发射过程 (维修前) 的马尔可夫状态转移过程
Fig.13 Markov state transition process during the third launch (before maintenance)

(3) 第三次发射过程可靠性状态转移求解

第三次发射过程的一次可靠性状态转移矩阵

$P_{R_{3.1}}$ 为

$$\begin{aligned} P_{R_{3.1}} &= Q_{3.0} P_{3.0} \\ &= (R_{3.0} \quad 1 - R_{3.0}) \begin{pmatrix} 1 - \lambda_{3.0} \Delta t & \lambda_{3.0} \Delta t \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (50)$$

其中， $R_{3.1}$ 为第三次发射完成后，且维修之前的可靠度； $P_{R_{3.1}}$ 是第三次发射过程的一次可靠性状态转移矩阵。根据矩阵的运算可得

$P_{R_{3.1}} =$

$$(R_{3.0}(1 - \lambda_{3.0} \Delta t) \quad R_{3.0} \lambda_{3.0} \Delta t + 1 - R_{3.0}) \quad (51)$$

其中， $R_{3.0}$ 为第三次发射前的可靠度，已知 $R_{3.0} = 0.976$ 。 $\lambda_{3.0}$ 为第三次发射过程的失效率，根据式 (47) 得 $\lambda_{3.0} = 0.025$ 。 Δt 为 1 个有效单位时间，所以有

$$\begin{aligned} P_{R_{3.1}} &= (R_{3.0}(1 - \lambda_{3.0} \Delta t) \quad R_{3.0} \lambda_{3.0} \Delta t + 1 - R_{3.0}) \\ &= (0.951 \quad 0.049) \end{aligned} \quad (52)$$

此时，第三次发射后的可靠性为

$$R_{3.1} = R_{3.0}(1 - \lambda_{3.0} \Delta t) = 0.951 \quad (53)$$

(4) 第三次发射过程可靠性降低程度

此时经过第三次发射后的可靠度下降了 (已知 $R_{3.0} = 0.976$ ， $R_{3.1} = 0.951$)

$$\begin{aligned} \Delta R_3 &= R_{3.0} - R_{3.1} \\ &= 0.976 - 0.951 = 0.025 \end{aligned} \quad (54)$$

(5) 第三次发射后，考虑维修的稳态可用度求解

第三次发射状态转移图如图 14 所示。

图 14 表示发射过程包括发射、维修两种状态，所以由状态转移图得状态转移矩阵

$$P_{3.1} = \begin{matrix} \textcircled{1} & \textcircled{2} \\ \textcircled{2} & \end{matrix} \begin{pmatrix} 1 - \lambda_{3.0} \Delta t & \lambda_{3.0} \Delta t \\ \mu_{3.0\text{大修}} \Delta t & 1 - \mu_{3.0\text{大修}} \Delta t \end{pmatrix} \quad (55)$$

由式 (7) 可知大修维修率 $\mu_{3.0\text{大修}} = 0.979$ ，以及式(47)得到的第三次发射过程失效率 $\lambda_{3.0} =$

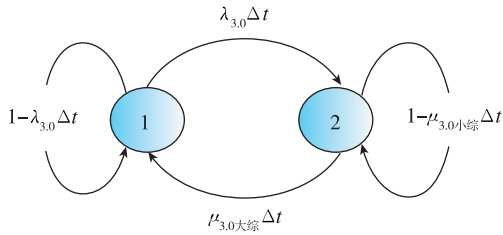


图 14 第三次发射过程（考虑综合维修情况）的马尔可夫状态转移过程

Fig. 14 Markov state transition process of the third launch process (considering comprehensive maintenance)

0.025, 则稳态时的可用度状态 $A_{3.0}$ 为

$$A_{3.0} = \frac{\mu_{3.0大修}}{\lambda_{3.0} + \mu_{3.0大修}} = 0.975 \quad (56)$$

表 2 基于期望寿命周期的可重复运载火箭 RMT 指标的数据分析表

Tab. 2 Data analysis table of RMT index of repeatable launch vehicle based on expected life cycle

已知第二次求其他（两小修（每次小修是 4 个小修有效单位时间（8 个工作日）+ 一大修（每次大修是 4 个大修有效单位时间（12 个有效工作日）））

发射次数（未标注的均为发射后小修）	1	2	3（发射后大修）	4	5	6（发射后大修）	7	8	9（发射后大修）	10
发射前可靠度 $r_{s,0}$	0.984	0.980	0.976	0.975	0.970	0.964	0.964	0.956	0.947	0.947
失效率 $s_{s,0}$	0.017	0.020	0.025	0.025	0.030	0.037	0.037	0.045	0.054	0.054
维修率 $w_{s,0综}$	0.807	0.807	0.979	0.807	0.807	0.979	0.807	0.807	0.979	
发射后可靠度 $r_{s,1}$	0.967	0.960	0.951	0.951	0.940	0.928	0.928	0.913	0.896	0.896
发射后维修前可靠度降低 $r_{s,0}$	0.017	0.020	0.025	0.024	0.030	0.036	0.036	0.043	0.051	0.051
可用度 $r_{s,0}$	0.980	0.976	0.975	0.970	0.964	0.964	0.956	0.947	0.947	
维修后可靠度增加 $r_{s,1}$	0.013	0.016	0.024	0.019	0.024	0.036	0.028	0.034	0.051	
综合维修度 $r_{s,0}$	0.96	0.96	0.98	0.96	0.96	0.98	0.96	0.96	0.98	
回收后非关键故障检测率 $D_{s,0非关键}$	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99
回收后关键故障检测率 $D_{s,0关键}$	0.999 999 9	0.999 999 9	0.999 999 9	0.999 999 9	0.999 999 9	0.999 999 9	0.999 999 9	0.999 999 9	0.999 999 9	0.999 999 9
回收后综合故障检测率 $D_{s,0综}$	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99

（保留两位有效数字）

3 结束语

本文综合运用了可靠性工程理论、可用度、马尔柯夫状态转移过程理论等等，设计了基于 RMT 的可重复运载火箭的稳态可用度解析模型，对可重复运载火箭的发射过程进行了解析。明确可重复运载火箭发射过程中的可靠性、维修性等参数，针对复杂装备的指标要求进行研究，建立了基于期望任务寿命的可重复运载火箭 RMT 指标

与第二次发射后回收并小修后的可用度 $A_{2.0} = R_{3.0} = 0.976$ （第三次发射前可靠度）相比，第三次发射后回收并大修后的可用度 $A_{3.0}$ 比 $A_{2.0}$ 低

$$\begin{aligned} \Delta A_2 &= A_{2.0} - A_{3.0} \\ &= 0.976 - 0.975 = 0.001 \quad (57) \end{aligned}$$

2.2.4 基于期望寿命周期的可重复运载火箭 RMT 指标的计算分析

根据如上过程，总任务期望发射次数为 10 次，其中 3 次发射为一个任务轮次，每个任务轮次的维修水平分别设为小修、小修、大修，其中第二个任务轮次与第一次任务轮次计算过程相同，则结果如表 2 所示。

参数规划模型，供可重复运载火箭参考。

参考文献

- [1] 王振国, 罗世彬, 吴建军. 可重复使用运载器研究进展[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.
- [2] 陈志会, 宁雷, 王鹏. 运载火箭助推器回收技术与启示[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(5): 66-74.
- [3] 杨开, 米鑫. SpaceX 公司重复使用运载火箭发展分析[J]. 国际太空, 2020(9): 13-17.
- [4] 李志洪, 彭小波, 谢红军, 等. 可重复使用商业运载

- 火箭的发展与展望[J]. 中国航天, 2022(7): 27-33.
- [5] Taylor A, Sinclair R, Allamby R. Design and testing of the kistler landing system parachutes[C]//Proceedings of the 15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Toulouse, France. Reston, Virginia: AIAA, 1999: AIAA1999-1707.
- [6] Ju X Z, Wei C Z, Zhang L, et al. Semi-globally smooth control for VTVL reusable launch vehicle under actuator faults and attitude constraints[J]. Acta Astronautica, 2022, 191: 528-546.
- [7] Gu X Y, Guo J G, Guo Z Y, et al. Performance improvement-oriented reentry attitude control for reusable launch vehicles with overload constraint[J]. ISA Transactions, 2022, 128: 386-396.
- [8] Brevault L, Balesdent M, Hebbal A. Multi-objective multidisciplinary design optimization approach for partially reusable launch vehicle design[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2020, 57(2): 373-390.
- [9] 杨进慧, 戚亚群, 金平, 等. 重复使用液体火箭发动机结构可靠性分配[J]. 火箭推进, 2018, 44(6): 39-43, 80.
- [10] 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.
- [11] Wang T, Han R, Qi K X, et al. Research on reliability of cabin structure of a launch vehicle under road impact[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2021, 1043(4): 042024.
- [12] Wang W S, Jin L Y, Sun X, et al. Reliability analysis of certain rocket engine based on fault tree[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2019, 538(1): 012049.

引用格式:李彩霞,彭越,方志耕,等.基于期望任务寿命的可重复运载火箭 RMT 参数规划模型研究[J].宇航总体技术,2024,8(1):58-67.

Citation: Li C X, Peng Y, Fang Z G, et al. Repeatable launch vehicle RMT parameter planning model based on desired mission life [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024,8(1):58-67.