

# 重复使用液体火箭发动机结构可靠性分配

杨进慧<sup>1</sup>, 戚亚群<sup>2</sup>, 金平<sup>2</sup>, 蔡国飙<sup>2</sup>

(1. 北京航天动力研究所, 北京 100076; 2. 北京航空航天大学, 北京 100191)

**摘要:**针对重复使用液体火箭发动机多次重复使用的特点,以发动机在重复使用全过程中各子系统的可靠性偏差最小为目标,提出面向重复使用全过程的重复使用液体火箭发动机结构可靠性分配方法。该方法以等可靠度分配为基础,以发动机在重复使用全过程中可靠性偏差为目标函数,采用遗传算法进行优化得到分配结果,可在满足发动机使用寿命末时刻可靠性的同时,减小各子系统在中间使用过程中“短板”效应。以某可重复使用氢氧发动机系统为例,给出了具体分配方法,相比于等可靠度分配法,所提出的分配方法得到的各子系统在发动机工作过程中的可靠度偏差下降35%,验证了该方法的有效性。

**关键词:**重复使用液体火箭发动机;重复使用全过程;结构可靠性分配

**中图分类号:**V434-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)06-0039-05

## Allocation of structural reliability index for reusable liquid rocket engine

YANG Jinhui<sup>1</sup>, QI Yaquin<sup>2</sup>, JIN Ping<sup>2</sup>, CAI Guobiao<sup>2</sup>

(1. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China;

2. Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Aiming at the repeated characteristics and minimizing the reliability deviation of each subsystem during the whole service life, an allocation method of structural reliability index is proposed for the reusable liquid rocket engine. Based on the equal reliability allocation, this method takes the reliability deviation of whole service life as the objective function and uses the genetic algorithm to optimize the allocation results. It can avoid the “weak point” of each subsystem in operation while satisfying the reliability at the end of engine life. The specific allocation method is introduced with an example of reusable hydrogen-oxygen rocket engine. Compared with the equal allocation method, the reliability deviation of each subsystem in the whole engine service life is decreased by 35%, which validating the feasibility and effectiveness of proposed method.

**Keywords:** reusable liquid rocket engine; whole service life; allocation of structural reliability index

收稿日期: 2018-03-19; 修回日期: 2018-05-28

基金项目: 国防科技创新特区(H863)支持项目(×××可靠性评估方法和可靠性优化设计研究)

作者简介: 杨进慧(1987—), 女, 博士, 研究领域为重复使用液体火箭发动机

## 0 引言

重复使用液体火箭发动机的使用寿命长,同时需要在重复使用全过程中保证发动机的结构可靠性。相比于一次使用火箭发动机,对发动机的结构可靠性提出了更高的要求。

现有的液体火箭发动机结构可靠性分配主要是对使用寿命末时刻的结构可靠度进行分配。对于不考虑维修的重复使用液体火箭发动机,若只简单地对使用寿命末时刻的结构可靠度进行分配,虽然可以使发动机系统在使用寿命末时刻满足结构可靠性要求,但由于各子系统的结构可靠度函数存在差别,易导致在重复使用过程中的某一时期,各子系统的结构可靠性存在较大的差异,使得某些子系统成为系统中的“短板”,而有些子系统存在一定程度的可靠性冗余。因此,在进行重复使用火箭发动机的结构可靠性指标分配时,考虑重复使用全过程中的可靠性偏差对发动机系统的可靠性指标分配具有重要意义。

在液体火箭发动机中任一子系统的故障都可能直接导致发动机系统故障,故在发动机的结构可靠性设计工作中,一般将火箭发动机系统看作串联系统,对于无约束的系统,一般可采用等可靠度分配法、评分分配法等分配方法<sup>[1-2]</sup>。

文献[3]以电子元器件为研究对象,提出了面向寿命全过程的可靠性分配方法,使得电子系统在保证寿命末时刻可靠性指标的前提下,各子系统在使用寿命中各个时期的可靠性指标相近。本文借鉴其中的思想与方法,以某重复使用氢氧发动机为研究对象,开展考虑发动机在重复使用过程中各个子系统可靠性指标偏差的发动机系统结构可靠性指标分配,该方法以等可靠度分配为基础,以重复使用全过程中各子系统结构可靠性的偏差为目标函数,采用遗传算法进行优化,得到最终的结构可靠性分配结果。

## 1 面向重复使用全过程的可靠性分配方法

### 1.1 数学模型

本节针对由多个子系统串联组成的重复使用火箭发动机系统,在均等分配使用寿命末时刻各单元可靠性的基础上,介绍面向重复使用全过程的结

构可靠性分配方法。

考虑一个由  $N$  个子系统串联组成的复杂系统,系统的结构可靠性指标为:使用寿命  $T$  时刻末可靠度不小于  $R_s(T)$ 。采用等可靠度分配法得到第  $i$  个子系统  $T$  时刻末的可靠度为:

$$R_i(T) = [R_s(T)]^{\frac{1}{N}} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (1)$$

采用等可靠度分配法可以将寿命末时刻系统可靠性均等分配各个子系统,消除了寿命末时刻子系统的“短板”问题,但是由于各子系统的可靠度函数不同,即使在寿命末时刻各子系统的结构可靠度相同,但在重复使用过程中的某些时刻子系统的可靠度仍存在差异,即仍存在“短板”。为使各个子系统在整个重复使用过程中都具有相近的可靠性水平,在等分配结果的基础上,引入修正因子  $K_i (i = 1, 2, \dots, N)$ , 得<sup>[3]</sup>:

$$R'_i(T) = \frac{K_i \cdot R_i(T)}{\left(\prod_{i=1}^N K_i\right)^{\frac{1}{N}}} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2)$$

修正后的系统寿命末时刻的可靠度为:

$$R'_s(T) = \prod_{i=1}^N R'_i(T) = \prod_{i=1}^N \frac{K_i R_i(T)}{\left(\prod_{i=1}^N K_i\right)^{\frac{1}{N}}} = \prod_{i=1}^N R_i(T) = R_s(T) \quad (3)$$

### 1.2 目标函数

为衡量重复使用过程中各系统可靠度的差异,引入样本数据的方差:

$$D(t) = \sum_{i=1}^N (R'_i(t) - \overline{R'_i(t)})^2 \quad (4)$$

简便起见,在重复使用过程中取特定的时刻  $t_j$  (如  $t_j = 0.1T, 0.2T, \dots, 0.9T, T$ ) 考察各子系统结构可靠度的偏差,定义目标函数:

$$L = \sum_{j=1}^J D(t_j) \quad (5)$$

可知,目标函数为修正因子  $K_i$  的函数,采用优化算法可以得到使目标函数最小的修正因子的最优值  $K_i$ 。进而可得到修正后的使用寿命末时刻各子系统的可靠度。

### 1.3 遗传算法

遗传算法是一种基于生物遗传和进化的自适应概率优化算法,最早由美国密执安大学的 Holland 提出<sup>[4]</sup>,现广泛应用于液体火箭发动机的优化设

计中<sup>[5-6]</sup>。

其基本运算过程如下<sup>[4]</sup>：

- 1) 初始化,设置进化代数计数器  $t \leftarrow 0$  ;设置最大进化代数  $T$  ;随机生成  $M$  个个体作为初始群体  $P(0)$  ;
- 2) 个体评价,计算群体  $P(t)$  中各个个体的适应度;
- 3) 选择运算,将选择算子作用于群体;
- 4) 交叉运算,将交叉算子作用于群体;
- 5) 变异运算,将变异算子作用于群体,群体  $P(t)$  经过选择、交叉、变异运算之后得到下一代群体  $P(t+1)$  ;
- 6) 终止条件判断,若  $t \leq T$  ,则  $t \leftarrow t+1$  ,转到 2);若  $t > T$  ,则以进化过程中所得到的具有最大适应度的个体作为最优解输出,终止计算。

2 重复使用发动机可靠性模型

某重复使用燃气发生器循环的氢氧发动机由推力室、燃料泵、燃料涡轮、燃气发生器、氧化剂泵、氧化剂涡轮、输运管路等 7 个子系统组成,如图 1 所示<sup>[7]</sup>。

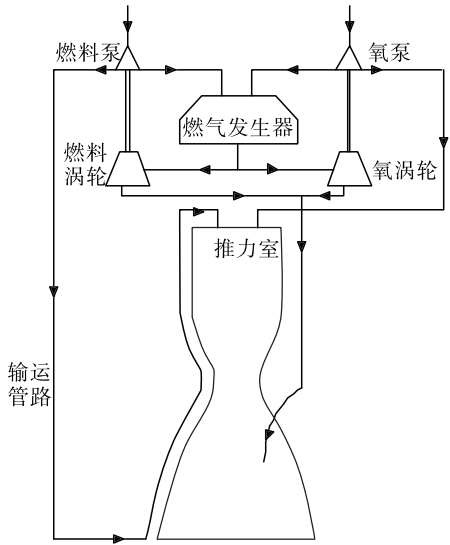


图 1 燃气发生器循环发动机系统简图  
Fig. 1 Schematic diagram of liquid rocket engine using gas generator cycle

由于发动机中任何一个子系统故障都可直接导致整机的故障,故将其看作串联系统处理,发动机系统可靠性为各子系统可靠性的乘积。

液体火箭发动机其组件的寿命分布均服从二参数的 Weibull 分布<sup>[1]</sup>,概率密度函数为:

$f(t | \theta, \beta) =$

$\left(\frac{\beta}{\theta}\right)\left(\frac{t}{\theta}\right)^{\beta-1} \exp\left(-\left(\frac{t}{\theta}\right)^{\beta}\right), \beta > 0, \theta > 0$  (6)

式中:  $\theta$  为尺度参数;  $\beta$  为形状参数。

$\beta$  一般可根据工程经验或者已有的数据给出。当  $\beta < 1$  时,可用来描述突然故障,当  $\beta \geq 3.25$  时,威布尔分布与正态分布相近,仅用来描述渐变故障,当  $1 < \beta \leq 3.25$  时,威布尔分布可描述突然故障与渐变故障的组合<sup>[8]</sup>。液体火箭发动机结构复杂,在试车过程中,两种故障往往一起出现<sup>[9]</sup>,所以本文中  $\beta$  的取值应在  $1 \sim 3.25$  。

$\theta$  也称特征寿命,是发动机设计参数的综合体现。当  $\beta > 0.7$  ,  $\theta$  的值与威布尔分布的平均寿命相近。

威布尔分布的可靠度和平均寿命为<sup>[10]</sup>：

$R = \exp\left(-\left(\frac{t}{\theta}\right)^{\beta}\right)$  (7)

$E = \theta \Gamma\left(1 + \frac{1}{\beta}\right), \Gamma(\alpha) = \int_0^{+\infty} x^{\alpha-1} e^{-x} dx$  (8)

而运输管路的可靠性一般可近似为 1<sup>[11]</sup>。

3 算例

3.1 原始数据

发动机单次工作时间为 180 s,重复使用 50 次,即总工作时间为 9 000 s。发动机的结构可靠度不低于 0.96。即  $R_s(T) \geq 0.96$  。

参考文献[12]给定各子系统的形状参数如表 1 所示。

表 1 各子系统形状参数  
Tab. 1 Form parameters of each subsystem

子系统	形状参数
推力室	2.5
燃料泵	2.25
燃料涡轮	2.2
燃气发生器	2.1
氧化剂泵	2.87
氧化剂涡轮	2.6

3.2 可靠性分配

按照等分分配原则,得到各子系统在使用寿命末时刻的可靠度为:

$$R_i(T) = [R_s(T)]^{\frac{1}{6}} = \sqrt[6]{0.96} = 0.993\ 22 \quad i = 1, 2, \cdots, 6 \quad (9)$$

引入修正因子  $K_i (i = 1, 2, \cdots, 6)$ , 得到修正后的各子系统的寿命末时刻可靠度:

$$R_i'(T) = \frac{K_i \cdot R_i(T)}{(\prod_{i=1}^6 K_i)^{\frac{1}{6}}} \quad i = 1, 2, \cdots, 6 \quad (10)$$

取发动机使用寿命全过程中的  $0.1T, 0.2T, \cdots, 0.9T, T$  时刻 (即第 5, 10,  $\cdots$ , 45, 50 次使用时) 作为可靠度偏差的考核点, 得目标函数:

$$L = \sum_{j=1}^{10} D(\frac{j}{10} \cdot T) = \sum_{j=1}^{10} \sum_{i=1}^6 (R_i'(\frac{j}{10} \cdot T) - R_i(\frac{j}{10} \cdot T))^2 \quad (11)$$

为将公式表示为  $K_i$  的函数, 需要得到  $R_i'(\frac{j}{10} \cdot T)$  和  $R_i'(T)$  的关系式, 即:

$$R_i'(\frac{j}{10} \cdot T) = [R_i'(T)]^{(\frac{j}{10})^\beta} \quad (12)$$

3.3 分配结果

采用遗传算法求得修正因子的最优估计值  $\hat{K}_i$  及各单元修正前后的使用寿命末的可靠度, 如表 2 所示。

表 2 计算结果  
Tab. 2 Calculation results

子系统	$\hat{K}_i$	$R_i'(T)$	$R_i(T)$
推力室	0.779 1	0.993 14	0.993 22
燃料泵	0.779 2	0.993 36	0.993 22
燃料涡轮	0.779 3	0.993 40	0.993 22
燃气发生器	0.779 3	0.993 51	0.993 22
氧化剂泵	0.778 8	0.992 86	0.993 22
氧化剂涡轮	0.779 0	0.993 06	0.993 22

进而得到优化后各子系统寿命分布函数中的尺度参数  $\theta_p$  及等分配法得到的尺度参数  $\theta_e$ , 如表 3 所示。

表 3 尺度参数计算结果  
Tab. 3 Scale parameters results

子系统	$\theta_p$	$\theta_e$
推力室	65,949	66,246
燃料泵	83,445	82,696
燃料涡轮	88,064	86,971
燃气发生器	98,902	96,892
氧化剂泵	50,289	51,215
氧化剂涡轮	60,786	61,350

图 2 和图 3 给出了修正前后可靠度随工作时间的变化曲线, 图 4 给出了等可靠度分配各考察点子系统可靠度偏差 (ED) 与修正后各子系统可靠度偏差 (PD)。

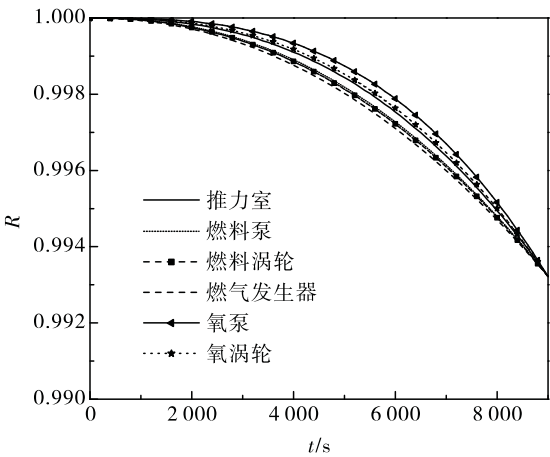


图 2 可靠度随时间变化过程 (等可靠度分配)  
Fig. 2 Time-dependent reliability (equal reliability allocation)

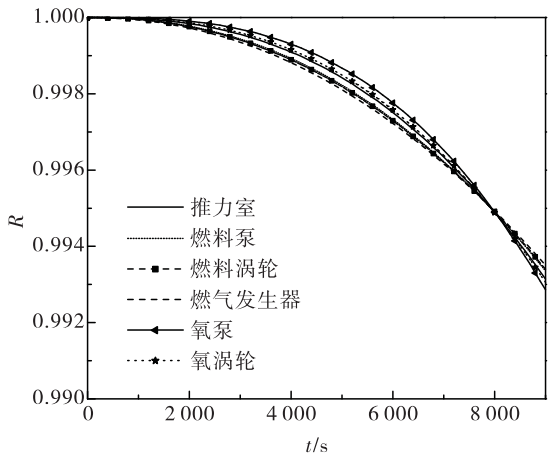


图 3 可靠度随时间变化过程 (优化后)  
Fig. 3 Time-dependent reliability (after optimization)

从图表中可以看出,经过优化后的各子系统可靠度除在使用寿命末时刻外,在其余各考察点的偏差均比等分配法小。从目标函数的角度看,按照等分配结果计算得到的目标函数  $L = 3.734 \times 10^{-7}$ ,优化后得到的目标函数  $L' = 2.416 \times 10^{-7}$ 。综上可知,经过优化后的各子系统可靠度在重复使用全过程中的“短板”现象减弱。

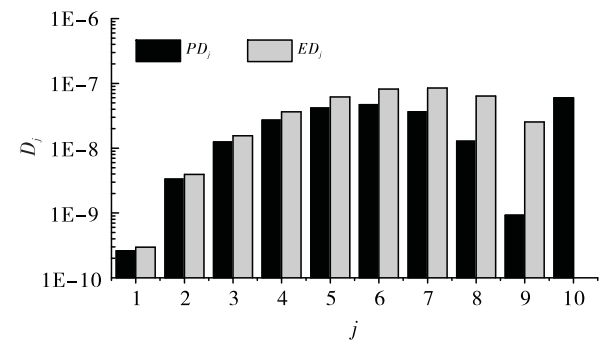


图 4 考察点各子系统可靠度方差

Fig. 4 Reliability variance of each subsystem at check points

3.4 讨论

上文在等分配的基础上以各子系统在任务过程中可靠性的偏差最小为目标函数,对各子系统的可靠度进行分配。在液体火箭发动机研制过程中,由于各子系统的复杂度、重要度以及环境条件等不同,实现所要求的可靠度的难易程度也不同,若从成本角度考虑,可以在已有试验数据及专家经验的基础上添加约束条件,例如,在使用寿命结束时,限定燃料泵的可靠度要高于燃料涡轮,即:

$$R_{\text{turs}}(T) < R_{\text{pums}}(T) \tag{13}$$

在此限制条件下,得到各子系统在使用寿命结束时刻的可靠度如表 4 所示。

表 4 考虑约束条件的计算结果

Tab. 4 Optimized results with constraints

子系统	$\bar{K}_i''$	$R_i''(T)$	$R_i(T)$
推力室	0.744 8	0.993 13	0.993 22
燃料泵	0.744 9	0.993 39	0.993 22
燃料涡轮	0.745 0	0.993 38	0.993 22
燃气发生器	0.745 1	0.993 51	0.993 22
氧化剂泵	0.744 6	0.992 86	0.993 22
氧化剂涡轮	0.744 7	0.993 06	0.993 22

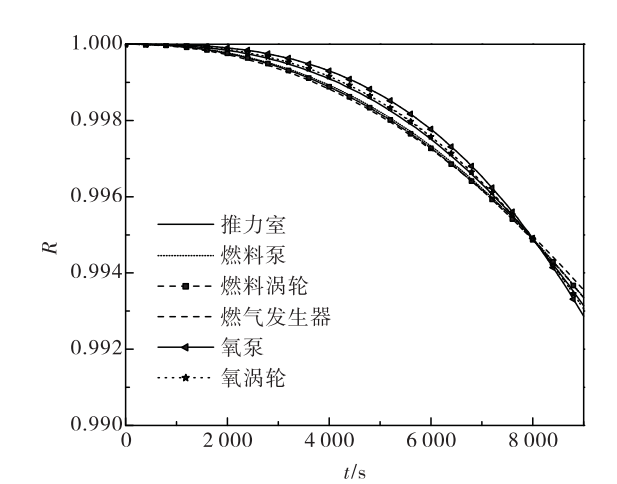


图 5 可靠度随时间变化过程(考虑约束)

Fig. 5 Time-dependent reliability ( with constraints)

由表 4 可以看出,添加约束条件后在使用寿命末时刻燃料泵的可靠性为 0.993 39,燃料涡轮的可靠性为 0.993 38,满足约束条件。各子系统在使用寿命末时刻的可靠性指标有所调整,目标函数  $L' = 2.423 \times 10^{-7}$ ,与无约束条件相比,在重复使用中间过程的可靠性偏差总和略有增加,但仍低于等分配计算得到的偏差值。

4 结论

1)针对采用现有火箭发动机结构可靠性指标分配方法可能使发动机在重复使用过程中存在“短板”子系统的问题,以等可靠度分配为基础,建立面向重复使用全过程的可靠度分配方法。

2)分配结果显示,相比于等可靠度分配法,该方法在保证发动机使用末时刻可靠性的同时,使发动机在工作过程中各子系统的可靠度偏差下降 35%。

参考文献:

[1] 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.

[2] 李斌. 液体火箭发动机结构可靠性设计与分析[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006.

[3] 尤明懿. 一种面向设计寿命全过程的电子系统可靠性分配法[J]. 电子产品可靠性与环境试验,2012(1):32-36.

(上接第 43 页)

- [4] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [5] 严俊峰, 陈炜. 基于遗传算法的低比转速高速泵优化设计[J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 1-7.
- YAN J F, CHEN W. Optimum design of low - specific - speed high - speed centrifugal pump based on genetic algorithm[J]. Journal of rocket propulsion, 2006, 32 ( 3 ): 1 - 7.
- [6] 魏鹏飞. 一种综合分析 LRE 减损控制律的智能方法研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 1-6.
- WEI P F. Research of an intelligent method to analyze damage - mitigating control law for liquid - propellant rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2008, 34 ( 3 ): 1 - 6.
- [7] CHEN T, LI J, JIN P, et al. Reusable rocket engine preventive maintenance scheduling using genetic algorithm [J]. Reliability engineering & system safety, 2013, 114: 52 - 60.
- [8] 马欣 B A, 米连柯 H П, 普罗尼 Л B. 液体火箭发动机试验研制的理论基础[M]. 王迺奇, 译. 北京: 国防工业出版社, 1978.
- [9] 宁江凡. 液体火箭发动机无失效条件下的可靠性评估方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
- [10] 李宝盛, 郝京辉. 液体火箭发动机寿命可靠性的贝叶斯下限[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(4): 8-10.
- [11] 张骏华, 徐孝诚, 周东生. 导弹和运载火箭结构强度可靠性设计指南(金属结构部分)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [12] 陈涛. 可重复使用火箭发动机指标分配策略研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016.

(编辑: 陈红霞)