

一种针对液体火箭发动机可靠性的双线评估方法^{*}

谭永华¹, 李健², 贺元军³, 周海京², 王亚龙², 李福秋², 刘金燕²

(1. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100; 2. 中国航天标准化研究所, 北京 100071;
3. 中国载人航天工程办公室, 北京 100083)

摘要: 针对液体火箭发动机可靠性评估过程中试验数据利用不充分、主观性强、与设计改进关联不足等现状, 给出了一种可靠性双线评估方法, 在有限试车条件下提升可靠性评估结果的准确性, 并从风险控制角度识别出发动机的薄弱环节。该方法采用两条主线开展可靠性评估, 第一条线以发动机部组件试验数据为输入, 以发动机工作时序为线索, 识别发动机故障模式, 建立可靠性模型, 将部组件故障模式的发生概率带入可靠性模型中, 采用不确定性传播算法, 得到发动机可靠性先验分布。第二条线以发动机整机试验数据为输入, 采用威布尔可靠性评估方法, 得到发动机可靠性追加信息; 随后采用贝叶斯方法进行双线融合, 计算发动机可靠性的后验分布。通过可靠性双线评估方法, 扩充了可靠性评估的数据来源, 并从风险控制角度辨识了发动机的关键部组件及其故障模式, 提升了可靠性评估的工程应用价值。

关键词: 液体火箭发动机; 故障诊断; 可靠性模型; 可靠性评估; 数据融合; 风险控制

中图分类号: V430

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 02-0421-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190637

A Two-Line Assessment Method on Reliability of Liquid Rocket Engine

TAN Yong-hua¹, LI Jian², HE Yuan-jun³, ZHOU Hai-jing², WANG Ya-long², LI Fu-qiu², LIU Jin-yan²

(1. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China;

2. China Academy of Aerospace Standardization and Product Assurance, Beijing 100071, China;

3. China Manned Space Engineering Office, Beijing 100083, China)

Abstract: Aiming at the problems in the reliability assessment of liquid rocket engine, such as insufficient utilization of test data, strong subjectivity, and insufficient correlation with design improvements, a two-line assessment method on reliability was presented to improve the accuracy of reliability assessment results under limited test information. In addition, the weak links of engine could be identified from the perspective of risk control. This method used two main lines for reliability assessment. Firstly, taking the engine component test data as input, a reliability model was established based on the engine working sequence and engine failure mode, and the probability of component failure was brought into the reliability model to obtain the prior information of engine reliability using uncertainty propagation method. Then, the engine test data was used to obtain the sample information of engine whose life times was considered to follow a Weibull distribution. Subsequently, the Bayesian method was used for information fusion to calculate the posterior distribution of engine reliability. This method expands

^{*} 收稿日期: 2019-09-17; 修订日期: 2020-02-20。

作者简介: 谭永华, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机设计。E-mail: tanyhcasc@163.com

通讯作者: 李健, 硕士, 高工, 研究领域为航天可靠性评估技术。E-mail: ht708@qq.com

引用格式: 谭永华, 李健, 贺元军, 等. 一种针对液体火箭发动机可靠性的双线评估方法[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 421-430. (TAN Yong-hua, LI Jian, HE Yuan-jun, et al. A Two-Line Assessment Method on Reliability of Liquid Rocket Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 421-430.)

the amount of data for reliability assessment, identifies the key component failures of the engine from a risk control perspective, and improves the engineering application value of reliability assessment.

Key words: Liquid rocket engine; Fault diagnosis; Reliability model; Reliability assessment; Data fusion; Risk control

1 引言

国内外运载火箭的飞行事故,归因于液体火箭发动机故障的占较大比重,因而发动机的可靠性是非常重要的研究课题。

“不可测”将导致“不可控”。如果不能有效确定产品实际达到的可靠度,就无法对后续研制工作进行科学的决策。可靠性评估作为量化检验发动机可靠度的基本方法,是发动机研制阶段实施可靠性指标闭环控制所必须的关键工作环节。

当前我国液体火箭发动机可靠性评估主要采用基于统计的可靠性评估方法^[1-3](以下简称“传统评估方法”)。该方法将发动机看作一个单元,认为工作寿命服从威布尔分布,并通过试车的时间与是否失效两部分信息解算获得威布尔分布中各参数的估值,最终计算得到对可靠性的评估结果。该方法最初在欧美国家航天领域应用,工程人员结合我国液体火箭发动机研制实际,对其技术细节进行了修改和完善,提高了其过程适用性。

随着技术的发展以及任务要求的提高,对于组成结构复杂、可靠性要求极高的液体火箭发动机,传统评估方法在工程应用过程中,逐渐暴露出一定的局限性,突出表现在以下方面:

(1)工程研制信息和试验数据利用不充分:发动机研制过程中开展了多种仿真分析工作,进行了多种试验项目^[4],包括部组件试验与整机试验等,获取了大量关于组件及整机可靠性特征的数据和信息。但传统评估方法只采用了发动机整机的试车时间 T 和试验失败次数 r ,大量部组件分析和试验获得的信息和数据未能在评估可靠性的过程中得到利用。另一方面,传统评估方法需要一定数量的样本才能保证评估结果的准确性,由于周期与成本的约束,整机试车子样少,需要采用一些近似折算的方法,在一定程度上影响了可靠性评估结果的准确性。

(2)主观性强:传统评估方法包含形状参数和尺度参数,两参数均通过试验数据计算获得^[5],当试车失效数 <3 时,形状参数只能通过工程经验主观确定。发动机作为高可靠产品,试验过程中几乎为零失效,即使发生试验失败,也会通过故障归零活动实施改

进,并将该失效数据从试验样本中剔除。评估结果对形状参数十分敏感,利用工程经验人为确定形状参数获得的评估结果,具有较大的主观性。

(3)与设计改进关联不足:传统评估方法的评估结果不能满足规定要求时,无法为工程改进和决策指明薄弱环节和改进方向,也无法反映部组件改进、试验验证等与发动机可靠性间的关联关系,因此,传统评估方法与工程研制和改进措施的关联性不强,有效性有待提升。

综上,传统评估方法已经落后于液体火箭发动机技术发展水平,制约了发动机可靠性指标量化控制的准确性和有效性,技术方法有待进一步提升。

相比之下,国外针对先进液体火箭发动机及其部组件的可靠性评估开展了与时俱进的研究工作。早在1996年,机械工程协会发布的SAE ARP 4900《液体火箭发动机可靠性鉴定》^[6]中提出了通过分析发动机的故障模式,计算各故障模式的发生概率的方式评估发动机的可靠性。2011年,Strunz等^[7]在可靠性评估方法研究中,打破了原有的单元可靠性评估方法的束缚,将发动机看作一个系统,整合了发动机各层次的产品信息,构建了功能阶段模型,初步开展了各层产品的失效机理分析,并运用贝叶斯方法,评估发动机的可靠性水平。2015年,Kawatsu等^[8]将发动机看作一个复杂系统,采用事件树与故障树等方法识别发动机的故障模式,并通过计算故障模式的发生概率,衡量发动机的可靠性水平,用以控制发动机的研发成本。

在其它行业,针对可靠性评估同样开展了许多新方法的应用研究,将神经网络^[9]、支持向量机^[10]、信息熵^[11]、灰色理论^[12]、模糊数学^[13]等理论方法运用到可靠性评估中,如航空领域针对发动机整机^[14-17]与轮盘和叶片等关键部件^[18-23],分析失效机理,采用可靠性增长模型、模糊数学、疲劳累积损伤等理论方法,在有限数据下实现了发动机的可靠性评估。虽然液体火箭发动机在寿命要求、工作条件和试验验证具有一定的特殊性,但其它行业产品的评估思路对液体火箭发动机的可靠性评估仍具有一定的借鉴意义。

针对我国液体火箭发动机可靠性评估过程中试

验数据利用不充分、主观性强、与设计改进关联不足等现状,本文结合我国先进液体火箭发动机研制特点,提出一种可靠性双线评估方法,以综合利用发动机部组件与整机试验数据,提高评估的准确性和有效性。

2 可靠性评估方法

针对液体火箭发动机可靠性评估的现状,结合液体火箭发动机部组件试验与整机试验共存的特点,本文提出一种可靠性“双线评估”方法。

2.1 可靠性双线评估方法

液体火箭发动机可靠性双线评估方法见图1,具体包括双线评估与薄弱环节识别两部分。

(1)双线评估部分:第一条线是以发动机部组件试验数据为输入,通过构建可靠性模型、评估部组件的可靠性、模型解算等,评估得到发动机可靠性的先验概率分布。第二条线是以发动机整机试验数据为输入,采用威布尔评估方法进行可靠性评估,其评估结果为发动机可靠性的追加信息。双线融合是通过基于贝叶斯的发动机可靠性信息融合算法,将发动机可靠性先验概率分布与追加信息进行融合,从而获得发动机可靠性评估结果。

(2)薄弱环节识别部分:利用重要度计算方法,

得到发动机主要故障模式的重要度排序表,从风险角度识别发动机的薄弱环节,为发动机研制与可靠性闭环控制提供支撑。

2.2 实施流程及工作要点

发动机可靠性双线评估流程见图2,具体实施流程包括:

(1)根据发动机的工作时序构建可靠性模型,识别主要故障模式,建立发动机及各组件间的故障逻辑关系。

(2)根据可靠性建模过程中识别的主要故障模式,以部组件的试验数据为输入,评估各部组件故障模式的发生概率。

(3)以部组件故障模式的发生概率为输入,采用模型解算方法,得到发动机可靠性的先验分布。

(4)以整机试车时间与是否失效为输入,采用威布尔可靠性评估方法,得到发动机可靠性的追加信息。

(5)采用信息融合算法,将发动机可靠性先验分布与追加信息进行综合,得到发动机的可靠性评估值。

(6)根据部组件故障模式的发生概率与可靠性模型,采用薄弱环节识别方法,获得发动机的关键故障模式。

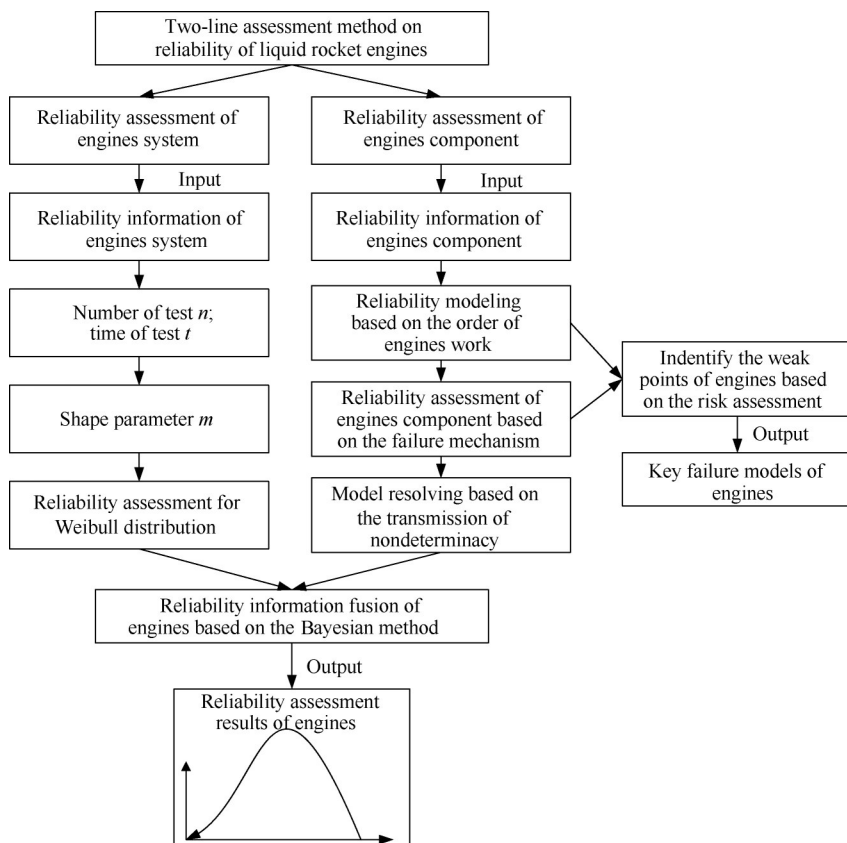


Fig. 1 Evaluation scheme of two-line reliability assessment

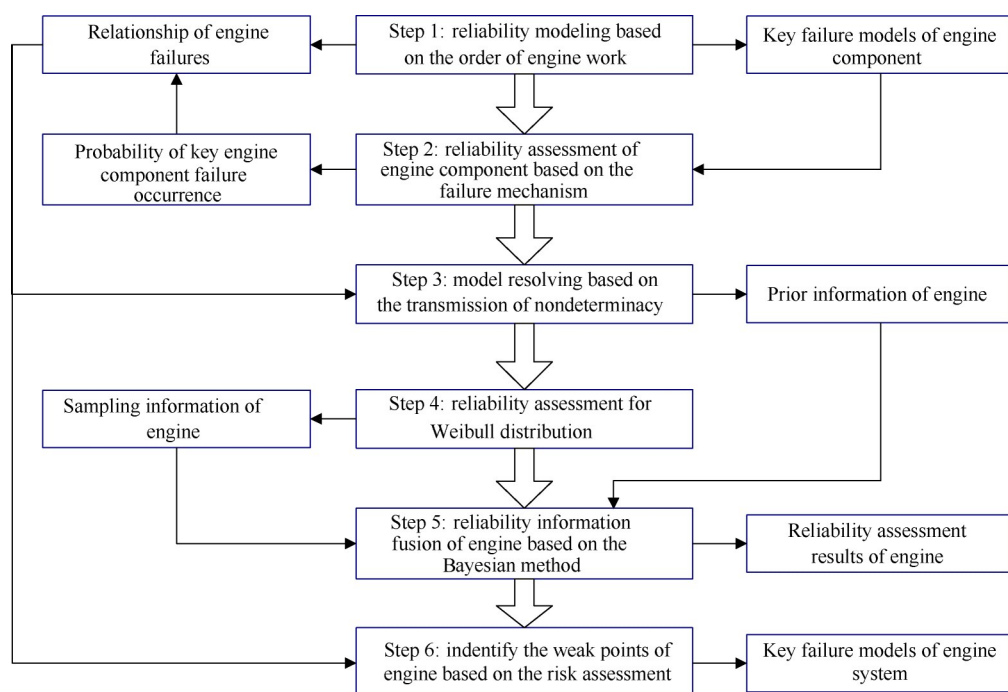


Fig. 2 Implementation process of reliability assessment for liquid rocket engine

2.2.1 基于工作时序的发动机可靠性建模

以发动机的工作时序为线索,采用事件序列图模型与故障树模型联合建模的方式构建可靠性模型^[24],以事件序列图模型描述发动机的工作过程,以事件序列图的中间事件的逆事件为顶事件,构建故障树模型,描述各工作过程内参与部组件间的故障逻辑关系。该建模方法主要实现两个目的:(1)作为故障模式及影响分析(FMEA)单因素分析的补充,采用归纳与演绎相结合的方式,进一步识别发动机的主要故障模式。(2)构建部组件故障模式与整机可靠性间的逻辑关系。

2.2.2 基于失效机理的发动机部组件可靠性评估

从各部组件的故障模式入手,对各部组件开展详细的FMEA,全面识别各部组件的主要故障模式。对于主要故障模式,如涡轮泵端面密封失效、推力室焊接结构破坏、阀门泄漏等,分析失效机理及其影响因素,确定为可靠性特征量。根据故障模式确定试验项目,针对失效机理确定试验测量参数,只要试验条件覆盖真实工作条件,即可达到针对故障模式试验的目的。通过收集各部组件试验过程中的可靠性特征量,结合故障模式类型,选取适当的单元可靠性评估算法^[5](如指数分布、威布尔分布、正态分布、应力强度方法、强化系数法等),计算各部组件的每种故障模式的发生概率。对于次要的故障模式,则可采用失效机理和有限元分析方法,定性说明故障模式控制措施的有效性,以保证后续飞行任务中该故

障模式的风险可控。

2.2.3 基于不确定性传播的模型解算

可靠性模型中,故障树的底事件为发动机各部组件的主要故障模式,以故障模式发生概率为输入,根据可靠性模型描述的故障逻辑关系,采用基于蒙特卡罗的不确定性传播算法,运用随机抽样方式,使不确定性在可靠性评估模型中传播,计算事件序列图模型各后果状态的概率分布,并通过各后果状态分类整合,获得发动机可靠性的先验概率分布。

2.2.4 基于整机试车数据的威布尔可靠性评估

根据发动机整机的试车时间与是否失效两方面的数据,采用传统评估方法^[1-3],通过统计推断方法确定威布尔分布的形状参数 m 与特征寿命 η ,计算发动机的可靠性评估结果,作为发动机可靠性的追加信息,点估计与区间估计的计算式为

$$\hat{R} = e^{-\left(\frac{t}{\eta}\right)^m} \quad (1)$$

$$R_L = \exp \left[-\frac{t^m}{2 \sum_{i=1}^n t_i^m} \chi_{\gamma}^2(2r+2) \right] \quad (2)$$

式中 $\hat{R}$ 为可靠性点估计, R_L 为可靠性区间估计, t 为发动机任务时间, r 为失效数, t_i 为第 i 个样本的试验时间, χ_{γ}^2 为置信下限为 γ 的卡方分布。

2.2.5 基于贝叶斯的发动机可靠性信息融合

针对先验信息为离散型、追加信息连续型且非共轭的情况,基于贝叶斯理论,借鉴MCMC(Markov

Chain Monte Carlo)方法^[25],采用 Metropolis–Hasting 算法,即

$$\pi(R_i|\delta) = \frac{L(\delta|R_i)\pi^0(R_i)}{\sum_i L(\delta|R_i)\pi^0(R_i)} \quad (3)$$

式中 $\pi(\cdot)$ 为补充整机试车数据后的可靠性后验分布, $L(\cdot)$ 为通过整机试车数据获得的似然函数, $\pi^0(R_i)$ 为发动机的可靠性先验分布。计算获得发动机的可靠性, δ 为整机试车数据。

2.2.6 基于风险的发动机薄弱环节识别

融合发动机部组件故障模式严重性与可能性两方面的信息,结合发动机各部组件串联为主的逻辑关系特点,利用相对概率重要度计算方法^[26],如公式:

$$I_c(i) = \frac{q_i}{Q(q_1, q_2, \dots, q_n)} \cdot \frac{\partial}{\partial q_i} Q(q_1, q_2, \dots, q_n), i = 1, 2, \dots, n \quad (4)$$

式中 $Q(q_1, q_2, \dots, q_n)$ 为发动机可靠性模型中故障后果状态的概率函数, q_i 为第 i 个底事件的发生概率, n 为故障树底事件的总数。计算每种故障模式的重要度,将重要度按照从大到小的顺序进行排序,将其作为发动机主要故障模式的风险排序表,排序越靠前,风险越大。

3 案例分析

以某液体火箭发动机为例,说明可靠性双线评估方法的实施过程与方法,并通过与传统评估方法的对比分析,说明双线评估方法的适用性与有效性。

3.1 案例实施过程

3.1.1 基于工作时序的发动机可靠性建模

图 3 所示为液体火箭发动机可靠性模型。

3.1.2 基于失效机理的发动机部组件可靠性评估

采用基于失效机理的发动机部组件可靠性评估方法,评估发动机各部组件的故障模式发生概率点估计与区间估计,如表 1 所示。如涡轮泵端面密封失效,选取泄漏量为可靠性特征量,收集端面密封试验的泄漏量数据,采用广义应力强度模型^[5],计算端面密封泄漏的发生概率。

3.1.3 基于不确定性传播的模型解算

采用基于不确定性传播的模型解算方法,评估发动机任务可靠度^[27]的先验分布,0.7 置信度下的先验概率为 0.982142,其概率分布曲线见图 4。

3.1.4 基于整机试车数据的威布尔可靠性评估

根据统计经验,形状参数 m 一般为 1~3,随着生产质量逐步稳定,发动机的技术成熟度^[28-29]不断提

Table 1 Assessed value of component failure of a liquid rocket engine

Serial No.	Component	Failure mode	Probability(point estimation)	Probability(0.7 lower confidence limit)
1	Thrust chamber	T ₁	1.15×10 ⁻⁴	9.17×10 ⁻⁴
2		T ₂	2.93×10 ⁻⁶	6.67×10 ⁻⁶
3	Turbopump	W ₁	7.27×10 ⁻⁸	2.04×10 ⁻⁷
4		W ₂	6.64×10 ⁻¹³	2.24×10 ⁻⁸
5		W ₃	4.87×10 ⁻⁴	3.57×10 ⁻³
6	Generator	F ₁	1.21×10 ⁻⁹	4.36×10 ⁻⁸
7		F ₂	1.90×10 ⁻¹⁴	7.58×10 ⁻¹¹
8	Starter	Q ₁	5.98×10 ⁻⁴	3.95×10 ⁻³
9		Q ₂	1.05×10 ⁻¹³	3.70×10 ⁻¹³
10	Valve	FM ₁₁	1.70×10 ⁻⁸	9.90×10 ⁻⁸
11		FM ₁₂	2.61×10 ⁻⁵	4.54×10 ⁻⁵
12		FM ₂₁	4.70×10 ⁻⁸	8.20×10 ⁻⁸
13		FM ₂₂	1.23×10 ⁻⁵	2.14×10 ⁻⁵
14		FM ₃₁	2.53×10 ⁻¹⁰	5.38×10 ⁻¹⁰
15		FM ₃₂	2.79×10 ⁻⁶	6.36×10 ⁻⁶
16	Parts	Z ₁₁	5.97×10 ⁻¹²	1.90×10 ⁻¹¹
17		Z ₁₂	9.25×10 ⁻¹³	2.38×10 ⁻¹²
18		Z ₂₁	2.14×10 ⁻⁶	6.68×10 ⁻⁶
19		Z ₂₂	4.20×10 ⁻¹¹	9.24×10 ⁻¹¹
20		Z ₃	6.51×10 ⁻⁹	1.67×10 ⁻⁸

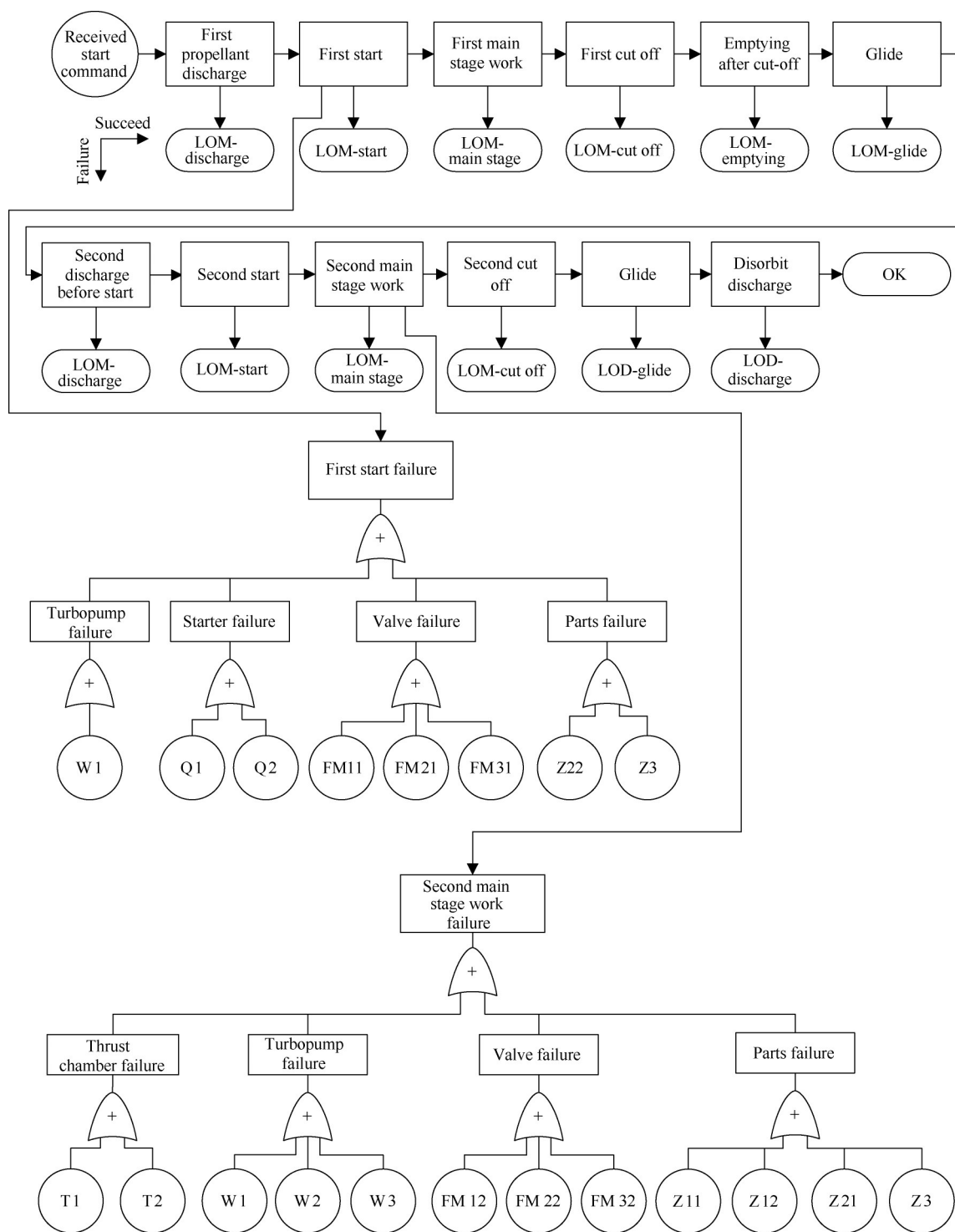


Fig. 3 Reliability model of a liquid rocket engine

高, m 数不断增大。假设研制早期为 1.5, 中期为 2, 中后期为 2.5, 后期为 3。发动机任务时间为 300s, 每次地面试车时间为任务时间的 3 倍, 发动机试车与飞行试验数据见表 2。

根据以上数据, 采用威布尔评估方法, 得到可靠性追加信息见表 3。

3.1.5 基于贝叶斯的发动机可靠性信息融合

如表 4 所示, 随着先验分布与追加信息的可靠性

水平逐渐提高, 两者的相容性逐渐变差。

3.1.6 基于风险的发动机薄弱环节识别

如表 5 所示, 通过重要度排序可以看出, 起动机故障模式 Q1, 涡轮泵 W3 与推力室 T1 等重要度排序靠前的故障模式为发动机的关键故障模式, 需重点关注。

3.2 对比分析

从两种评估方法的准确性和有效性等方面, 对两种可靠性评估方法进行对比分析。

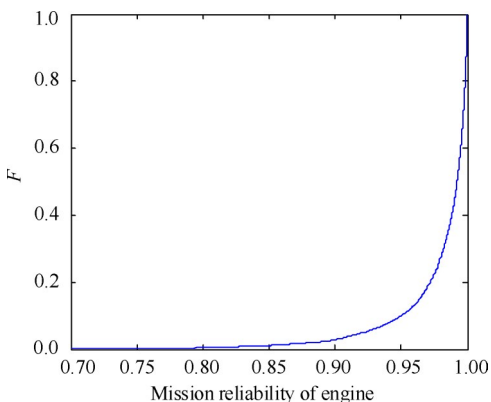


Fig. 4 Prior probability distribution curve of mission reliability of a liquid rocket engine

3.2.1 可靠性评估结果对比分析

不同研制阶段,发动机可靠性评估结果对比见表 6。

根据以上数据绘制可靠性增长趋势图见图 5。从图中可以看出:在研制早期,双线评估结果接近于先验评估值,高于威布尔评估值;随着研制的推进,

双线评估结果均高于先验评估值与威布尔评估值;在研制的后期,双线评估结果接近于威布尔评估值,高于先验评估值。

分析原因如下。在研制早期,发动机以部组件试验验证为主,整机试验验证相对不充分,双线评估结果较先验评估结果稍低,但高于威布尔评估结果,使在有限试车条件下的评估结果更加接近于真实。随着研制的推进,发动机试车子样与飞行子样不断累积,先验评估结果与威布尔评估结果相当,部组件试验数据与整机试验数据得到充分利用,因此,双线评估结果均高于先验评估结果与威布尔评估结果。在研制的后期,发动机技术状态稳定,试车子样与飞行子样增加,威布尔评估结果趋于真实,在先验评估结果不变的条件下,双线评估结果与威布尔评估结果趋于一致。由此可以看出,在整机验证不充分的情况下,双线评估方法对发动机可靠性评估具有更强的适用性,提高了小样本下发动机可靠性评估的准确性。

Table 2 Test time and results of engine development stages

Serial No.	Test time/s	Test samples No.	Test result	Test type	Accumulative total of test samples	Development stage	Maturity of engine
1	900	8	Succeed	Ground test	9	Early $m=1.5$	3~5 level
2	520	1	Failure				
3	300	3	Succeed	Flight test	3		
4	900	7	Succeed	Ground test	16	Middle $m=2.0$	6 level
5	300	3	Succeed	Flight test	6		
6	900	6	Succeed	Ground test	22	Mid-late $m=2.5$	7 level
7	300	6	Succeed	Flight test	12		
8	900	5	Succeed	Ground test	27	Late $m=3.0$	8 level
9	300	10	Succeed	Flight test	22		

Table 3 Additional samples information for each development stage of the engine

Serial No.	Parameters	Early	Middle	Mid-late	Late
1	Parameter of shape m	1.5	2.0	2.5	3.0
2	Number of failures r	1	1	1	1
3	Life characteristic values η/s	3898.84	3600.06	3100.26	2733.18
4	Point estimation	0.978882	0.993080	0.997091	0.998678
5	Interval estimation(0.7 lower confidence limit)	0.949269	0.983204	0.992920	0.996780

Table 4 Results of reliability assessment for each development stage of the engine

Serial No.	Development stage	Results(0.7 lower confidence limit)	Rejection ratio/%
1	Early	0.977377	36.95
2	Middle	0.990558	38.82
3	Mid-late	0.995250	52.18
4	Late	0.997551	65.50

Table 5 Ranking results of importance of major failure modes of each engine component

Serial No.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Failure model	Q_1	W_3	T_1	FM_{12}	FM_{22}	T_2	FM_{32}	Z_{21}	W_1	FM_{21}
Relative probability importance	4.79×10^{-1}	3.91×10^{-1}	9.22×10^{-2}	2.10×10^{-2}	9.86×10^{-3}	2.35×10^{-3}	2.24×10^{-3}	1.72×10^{-3}	5.83×10^{-5}	3.77×10^{-5}
Serial No.	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
Failure model	FM_{11}	Z_3	F_1	FM_{31}	Z_{22}	Z_{11}	Z_{12}	W_2	Q_2	F_2
Relative probability importance	1.36×10^{-5}	5.22×10^{-6}	9.66×10^{-7}	2.03×10^{-7}	3.37×10^{-8}	4.79×10^{-9}	7.42×10^{-10}	5.32×10^{-10}	8.42×10^{-11}	1.52×10^{-11}

Table 6 Comparison of reliability assessment (0.7 lower confidence limits) for each development stage of the engine

Serial No.	Development stage	Prior results of reliability assessment	Weibull assessment result	Two-line results of reliability assessment
1	Early	0.982142	0.949269	0.977377
2	Middle		0.983204	0.990558
3	Mid-late		0.992920	0.995250
4	Late		0.996780	0.997551

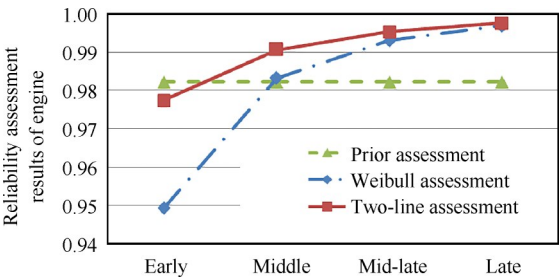


Fig. 5 Prior probability distribution curve of reliability

3.2.2 可靠性评估结果有效性对比分析

从参数估计角度看,评估结果越密集说明估计量越有效。针对发动机的四个研制阶段,分别给出传统评估方法与双线评估方法评估结果的概率密度函数对比见图6。数据表明各研制阶段的双线评估方法的有效性都高于传统评估方法,随着整机试验数据的不断补充,两种方法曲线的差别越来越小,最终趋于一致。

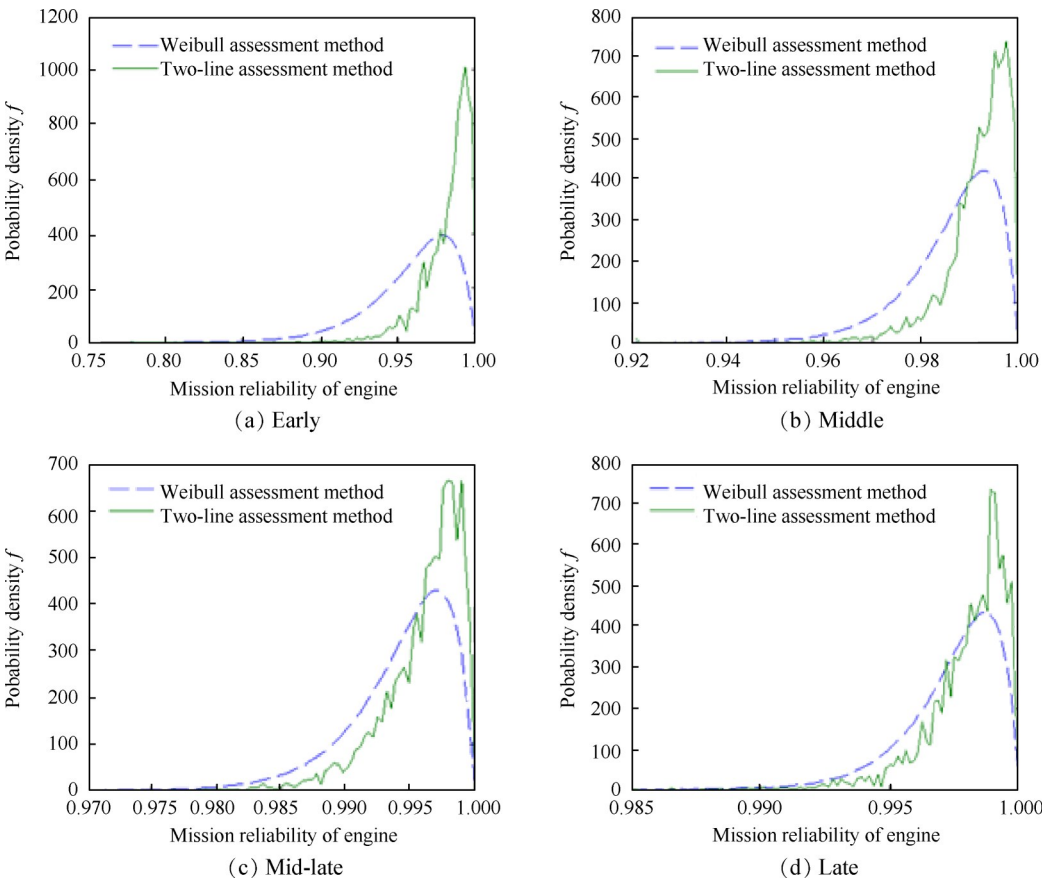


Fig. 6 Comparison of probability density function between traditional assessment method and two-line assessment method

3.2.3 可靠性闭环控制能力对比分析

与传统评估方法相比,双线评估方法在评估发动机可靠性水平之外,还通过重要度排序的方式,识别出了对发动机可靠性影响最大的因素,为发动机可靠性的闭环控制提供了有价值信息,并指出了薄弱环节和改进方向,同时也为度量部组件改进对发动机可靠性的影响提供了一种新的分析方法。

4 结 论

针对传统评估方法试验数据利用不充分、主观性强、与设计改进关联不足等现状,本文对液体火箭发动机可靠性评估方法进行了研究,提出了一种可靠性双线评估方法,并在我国当前某液体火箭发动机的研制中得到验证。与传统评估方法相比,具有以下特点:

(1)通过逻辑拓扑图,将部组件试验数据、整机工作时序、整机与组件间的复杂关联关系等信息引入评估模型,通过综合利用组件与整机试验数据进行评估,提高数据利用的充分性,在有限试车条件下给出更为准确的发动机可靠性评估结果。

(2)利用部组件的客观试验数据构建先验分布,对无失效的整机试车数据进行修正,降低主观因素影响,提高评估结果的客观性。

(3)利用评估模型和结果获得发动机薄弱环节及风险排序,辨识发动机的关键部组件及其故障模式,并对发动机局部可靠性改进效果进行量化评估,强化可靠性评估与设计改进的关联关系,提升可靠性评估的工程应用价值。

本文提出的可靠性双线评估方法,为先进液体火箭发动机母体的可靠性评估提出了一种解决方案,但由于个体间存在一定的差异性,对于待交付单台发动机的可靠性水平尚无法回答,个体的可靠性还需进一步开展研究。

致 谢:感谢液体火箭发动机研制单位的设计师队伍在发动机可靠性评估技术研究过程中给予的支持和帮助,感谢可靠性专家在可靠性评估方法研究中提出的宝贵建议。

参考文献

[1] QJ 20527-2016, 低温液体火箭发动机可靠性试验与评估方法[S].

[2] Q/QJA 308-2014, 常温液体火箭发动机可靠性评估方法[S].

[3] Q/QJA55-2010, 液氧煤油发动机可靠性试验与评估方

法[S].

- [4] GJB 10A-2004, 可贮存推进剂液体火箭发动机试验项目和要求[S].
- [5] QJA 307-2014, 宇航单机产品可靠性评估要求[S].
- [6] SAE ARP 4900, Liquid Rocket Engine Reliability Certification[S].
- [7] Strunz R, Herrmann J W. Reliability as an Independent Variable Applied to Liquid Rocket Engine Hot Fire Test Plans[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(5):1032-1044.
- [8] Kawatsu K, Taguchi H, Kurosu A, et al. Affordable High-Reliability Realization Approach in Liquid Rocket Engine Development for New National Flagship Launch Vehicle [C]. *Trilateral Safety and Mission Assurance Conference*, 2015.
- [9] 卢 鑫. 基于模糊神经网络的防空导弹武器系统可靠性评估[J]. 舰船电子工程, 2019, 297(3): 122-125.
- [10] 叶航超. 支持向量机在电力系统可靠性分析中的应用研究[D]. 杭州:浙江大学, 2013.
- [11] 曹 燧, 孙有朝. 和联系统可靠性综合评定的信息熵法[J]. 航空计算技术, 2013, 43(2): 16-20.
- [12] 王大伟, 王 伟, 冯振宇. 基于灰色理论的航空发动机可靠性指标评估方法[J]. 推进技术, 2014, 35(7): 874-881. (WANG Da-wei, WANG Wei, FENG Zhen-yu. Evaluation Method on Reliability Index of Aero-Engine Based on Gray Theory [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(7): 874-881.)
- [13] 张雪鑫, 张慧娟. 模糊数学在CNC系统可靠性指标评估中的应用[J]. 吉林工程技术师范学院学报, 2005, 21(6): 6-8.
- [14] 谢 静, 范文正, 谢镇波. 某型军用发动机使用可靠性评估[J]. 航空发动机, 2012, 38(6): 43-47.
- [15] 刘智洋, 黄 敏, 赵 宇, 等. 弹用涡扇发动机研制阶段可靠性综合评估方法[C]. 宜昌:中国航空学会第三届航空发动机可靠性学术交流会, 2005.
- [16] 关英姿, 杨华. 弹用涡扇发动机飞行可靠性评估[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2007, 39(5):804-806.
- [17] 王大伟, 王 伟, 冯振宇. 基于模糊积分的航空发动机MTBF动态评估方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 983-988.
- [18] Gao H, Fei C, Bai G, et al. Reliability-Based Low-Cycle Fatigue Damage Analysis for Turbine Blade with Thermo-Structural Interaction [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 49: 289-300.
- [19] Lee K O, Hong S G, Lee S B. A New Energy-Based Fatigue Damage Parameter in Life Prediction of High-Tem-

- perature Structural Materials [J]. *Materials Science and Engineering A*, 2008, 496(1): 471-477.
- [20] Jahed H, Varani-Farahani A, Noban M, et al. An Energy-Based Fatigue Life Assessment Model for Various Metallic Materials under Proportional and Non-Proportional Loading Conditions [J]. *International Journal of Fatigue*, 2007, 29(4): 647-655.
- [21] Melis M E, Zaretsky E V, August R. Probabilistic Analysis of Aircraft Gas Turbine Disk Life and Reliability [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(5): 658-666.
- [22] 吕 锋. 航空发动机涡轮盘疲劳寿命可靠性研究[D]. 天津:天津大学, 2012.
- [23] 吕志强. 航空发动机轮盘低周疲劳寿命预测方法研究[D]. 成都:电子科技大学, 2016.
- [24] Stamatelatos M, Dezfuli H. Probabilistic Risk Assessment Procedures Guide for NASA Managers and Practitioners[R]. NASA-SP-2011-3421.
- [25] Dezfuli H, Kelly D, Smith C, et al. Bayesian Inference for NASA Probabilistic Risk and Reliability Analysis[R]. NASA-SP-2009-569.
- [26] GJB/Z 768A-1998, 故障树分析指南[S].
- [27] GJB 451A-2005, 可靠性维修性保证性术语[S].
- [28] QJA 53-2010, 宇航单机产品成熟度定级规范[S].
- [29] QJA 146-2013, 宇航单机产品成熟度定级实施细则[S].

(编辑:史亚红)