

考虑尺寸效应的结构振动疲劳寿命评估方法

杨 茂, 时寒阳, 王 珺, 樊 勋

(西安航天动力研究所 航天液体动力全国重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘 要:为提高振动环境下液体火箭发动机关键结构振动寿命评估精度,通过裂纹萌生特征体积假设和危险区域体积细分串联模型,将尺寸效应引入振动疲劳寿命分析,提出了一种振动疲劳体积寿命模型,并建立了其数值模型。在关键结构模拟件振动试验数据基础上,识别了典型材料小尺度振动疲劳特性参数,并利用仿真与试验寿命数据极大似然对裂纹萌生特征长度进行优化取值。利用关键结构模拟试验件振动疲劳试验对提出的模型进行验证,结果表明:对两种状态模拟件,模型预测各量级振动寿命分布均覆盖试验数据,且原状态平均寿命在试验1.5倍分散带内、改进状态在试验2倍分散带内,提出的方法具有准确性及适用性。

关键词:振动疲劳;尺寸效应;寿命;极大似然;裂纹萌生

中图分类号:V41

文献标志码:A

文章编号:1672-9374(2024)03-0075-08

Evaluation method of vibration fatigue life of structures considering size effect

YANG Mao, SHI Hanyang, WANG Jun, FAN Xun

(National Key Laboratory of Aerospace Liquid Propulsion,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to improve the evaluation precision of vibration life of key structure of liquid rocket engine under vibration environment, the size effect was introduced into vibration fatigue life analysis by using crack initiation characteristic volume hypothesis and dangerous volume subdivision series model, and the vibration fatigue volume life model was put forward, and its numerical model was established. Based on the vibration test data of key structural simulators, the small-scale vibration fatigue characteristic parameters of typical materials were identified, and the life data maximum likelihood of simulation and test was used to optimize the crack initiation characteristic length. The model was verified by the vibration fatigue test of the key structure simulators. It is found that for the two simulators, the distribution of vibration life of each load order covers the test data, and the average life of the original state is within 1.5 times the dispersion band of the test, and the improved state is within 2 times the dispersion band of the test. The accuracy and applicability of the method were proved.

收稿日期:2023-09-29 修回日期:2024-03-26

基金项目:国家重点实验室基金(HTKJ2022KL011004)

作者简介:杨茂(1991—),男,博士,研究领域为液体火箭发动机结构寿命评估。

引用格式:杨茂,时寒阳,王珺,等.考虑尺寸效应的结构振动疲劳寿命评估方法[J].火箭推进,2024,50(3):75-82.

YANG M, SHI H Y, WANG J, et al. Evaluation method of vibration fatigue life of structures considering size effect[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(3): 75-82.

Keywords: vibration fatigue; size effect; life; maximum likelihood; crack initiation

0 引言

一般认为,结构的失效源于材料内部随机分布的缺陷,因此,构件尺寸越大、高水平应力体积越大,疲劳寿命越短,即结构的疲劳行为受尺寸效应的影响^[1-7]。自文献[5-7]在疲劳极限试验中发现尺寸效应至今,研究者们提出了一系列考虑尺寸效应的疲劳寿命预测方法,主要有4类:梯度法^[8-9]、临界距离法^[10-11]、场强法^[12-13]和体方法^[3,4,14]。前3类方法以不同的方式构造疲劳评价应力,然后按照常规方法(如应力法、局部应力应变法、能量法等寿命模型)进行寿命分析。其中,梯度法利用应力梯度构造疲劳评价应力以表征低应力区的裂纹阻滞作用;临界距离法将危险点附近区域主应力按照线平均、面平均、体平均等规则平均获得结构疲劳评价应力;场强法则利用一定体积内破坏函数加权平均的思想获得危险区域的应力场强。这3类方法均考虑了一定体积内应力特征对结构疲劳寿命的影响,但对体积大小的选择依赖于经验,影响其在实际工程中的应用^[3,15]。以 Weibull 串联模为基础,体方法将危险区域细分为小块体积,按照“等状态等体积则等寿命”的思想关联不同结构,形式简单,适用性强,但其体积细分尺度同样依据经验^[16]。目前,在航空领域,考虑尺寸效应的寿命评估方法已广泛应用,对象包括风扇盘^[4]、涡轮盘^[3,14]、连接结构^[17-18]、承力桁架^[19]等寿命关键结构,评估结果与试验结果吻合良好。

液体火箭发动机工作在极端的力热环境中,振动载荷异常复杂,由此导致的结构疲劳破坏问题频繁出现^[20-21]。参考常规寿命分析方法,研究者们建立了动力学修正-动应力仿真-寿命分析的振动疲劳寿命评估流程,已应用于液体火箭关键结构的断裂故障归零、振动疲劳寿命评估及结构抗振设计工作^[22-24]。但振动疲劳与准静态疲劳之间存在明显的差异性,具体表现在:①随机振动载荷与静态周期载荷之间有明显差异;②危险部位振动应力响应难以用可量化的且结构无关的名义量进行表征;③局部振动响应叠加结构本身的应力集中致使振动疲劳的尺寸效应更加显著。因此,直接使用准静

态疲劳寿命模型,同时忽略尺寸效应,对关键结构的寿命高精度评估带来巨大挑战。通过特征结构保留、载荷等效模拟件的振动试验可直接评估结构的振动疲劳寿命^[25-26],但其与结构及对应的应力集中形式密切相关,试验数据难以应用至其他结构的振动疲劳寿命评估中。

当前,我国液体火箭动力正在向可重复使用方向发展,关键结构的寿命理论是技术体系中核心且关键的一环^[27]。因此,有必要将尺寸效应引入结构振动疲劳寿命分析,建立液体火箭发动机结构高精度振动寿命评估模型,为可重复使用火箭发动机理论体系和技术体系的建立提供支撑。

1 振动疲劳体积寿命模型

1.1 振动疲劳常规寿命模型

材料在高周或超高周范围内的疲劳特性常用应力 S 与寿命 N 经验关系 ($S-N$ 曲线) 的形式描述,而考虑到材料存在一定的疲劳极限,一般使用如下三参数形式。

$$C = N(S - S_f)^b \quad (1)$$

式中: C 、 b 为材料常数; S_f 为在所考虑的寿命段内对应的疲劳极限。

在振动疲劳中,一般采用功率谱密度 (power spectral density, PSD) 的形式描述应力的频域分布。经过对不同形状 PSD 进行分析,Dirlik 利用一个指数函数、一个带有 Rayleigh 变量的 Rayleigh 函数和一个标准的 Rayleigh 函数组成的经验公式描述应力幅值的概率密度函数^[28],即

$$P(S) = \frac{\frac{D_1}{Q} e^{-\frac{Z}{Q}} + \frac{D_2 Z}{R^2} e^{-\frac{Z^2}{R^2}} + D_3 Z e^{-\frac{Z^2}{2}}}{2\sqrt{m_0}} \quad (2)$$

式中各参数定义为

$$\begin{aligned} Z &= \frac{S}{2\sqrt{m_0}}, \gamma = \frac{m_2}{\sqrt{m_0 m_4}}, x_m = \frac{m_1}{m_0} \sqrt{\frac{m_2}{m_4}}, \\ D_1 &= \frac{2(x_m - \gamma^2)}{1 + \gamma^2}, R = \frac{\gamma - x_m - D_1^2}{1 - \gamma - D_1 + D_1^2}, \\ D_2 &= \frac{1 - \gamma - D_1 + D_1^2}{1 - R}, D_3 = 1 - D_1 - D_2, \\ Q &= \frac{1.25(\gamma - D_3 - D_2 R)}{D_1} \end{aligned} \quad (3)$$

式中 m_n 为应力 PSD 的 n 阶谱距。

于是,在材料 $S-N$ 曲线基础上,给定危险点应力 PSD,结构危险点的疲劳寿命期望为

$$T = \begin{cases} \infty & S \leq S_f \\ \frac{C}{\sqrt{m_4/m_2} \int_{S_f}^{\infty} (S - S_f)^b P(S) dS} & S > S_f \end{cases} \quad (4)$$

1.2 应力体积细分及寿命等效

通常情况下,材料的 $S-N$ 曲线由应力均匀的标准试验件通过试验方式获得,而由于尺寸差异及倒角、焊接等几何变化因素,结构危险部位的应力状态与标准试验件差异很大,因此直接利用式(4)评估结构寿命的风险较大。

注意到萌生阶段裂纹尺寸相对较小,可认为在萌生阶段,各候选裂纹相对独立^[29]。因此,本文引入裂纹萌生特征体积(下文简称“特征体积”)假设 1,即:存在疲劳特征尺寸 l_c ,在其对应特征体积 $V_c = l_c^3$ 内,疲劳裂纹独立萌生并发展成主裂纹,进而导致结构疲劳断裂。于是,具有一定体积的结构危险部位可细分为多个特征体积,分别考虑其寿命。在特征体积内,应力差异相对原尺度大幅缩小,因此,可选择介于特征体积应力极值范围内某一应力值,对特征体积进行寿命评价。

由于危险部位相对于结构本身尺寸较小,因此,本文引入假设 2:危险部位内各特征体积的应力 PSD 谱的谱型一致。由此,对真实结构危险部位,在累积分布 $S(V)$ 已知的情况下,对其按照特征体积细分,获得系列特征体积对应应力水平 $\{S_v\}$ 。取最危险点应力 S_{ref} 及其 PSD $G_{ref}(f)$ 为参考,则各特征体积 PSD 定义为

$$\{G(f)\} = \frac{\{S_v\}}{S_{ref}} G_{ref}(f) \quad (5)$$

此时,相同材料特征体积寿命应服从相同的疲劳特性规律。对不同体积结构,包括标准试验件、模拟件及真实发动机结构件,按照相同特征体积进行细分,即可关联其寿命等效关系。

1.3 振动疲劳体积寿命模型

在体积细分及寿命等效假设的基础上,结构危险区域可认为是特征体积的串联集合,结构寿命取串联集合中的最小值。结合式(4)及式(5),各特征体积振动疲劳寿命为

$$\{T_v\} = \begin{cases} \infty & S_v \leq S_f \\ \frac{C}{\sqrt{m_4/m_2} \int_{S_f}^{\infty} (\{S_v\} - S_f)^b \{P(S_v)\} dS_v} & S_v > S_f \end{cases} \quad (6)$$

则结构危险部位寿命满足

$$T_s = \min \{T_v\} \quad (7)$$

可见,在不考虑特征体积材料特性差异条件下,危险部位对应寿命由最危险点应力特征唯一确定,与点应力确定性寿命相同。但实际上,材料的振动疲劳 $S-N$ 曲线在确定性取值的基础上存在一定的分散性,本文以不同的 $\{C_v\}$ 表征不同特征体积的振动疲劳特性差异,满足

$$C_v = \bar{C} 10^{\lg(\delta C) N(0,1^2)} \quad (8)$$

式中: \bar{C} 为特征体积尺度下材料 $S-N$ 曲线常数项对数均值; δC 为常数项分散水平; $N(0,1^2)$ 为标准正态分布。于是,式(6)修改为

$$\{T_v\} = \begin{cases} \infty & S_v \leq S_f \\ \frac{\{C_v\}}{\sqrt{m_4/m_2} \int_{S_f}^{\infty} (\{S_v\} - S_f)^b \{P(S_v)\} dS_v} & S_v > S_f \end{cases} \quad (9)$$

此时,危险部位中其他特征体积振动寿命有一定概率超过最危险点,由此,在振动疲劳寿命评估中引入应力体积特征的影响。

2 数值实现及参数讨论

2.1 数值模型

随着结构特征的引入,材料疲劳 $S-N$ 曲线的分散性被引入结构振动疲劳寿命模型中,获得的寿命具有一定的分散性。自然地,将材料弹性性能分散性引入,可更真实地反映寿命的分散。本文用正态分布描述材料的弹性性质参数 E ,即

$$E = \bar{E} + \delta E N(0,1^2) = \mathbb{R}^1(\text{normal}|\bar{E},\delta E) \quad (10)$$

式中: \bar{E} 、 δE 为弹性参数的均值及标准差; $N(0,1^2)$ 为标准正态分布; \mathbb{R}^1 为材料弹性性质随机数发生器,左侧参数为分布类型,右侧参数为分布控制参数。引入广义模型 \mathbb{M}^1 代替有限元模型,则寿命计算所需应力体积分布 $S(V)$ 、危险点应力 S_{ref} 及其 PSD $G_{ref}(f)$ 与有限元模型材料弹性参数 E 、载荷参数 θ_1 、几何参数 θ_g 之间存在如下对应关系。

$$\{S(V), S_{ref}, G_{ref}(f)\} = \mathbb{M}^1(\{E, \theta_1, \theta_g\}) \quad (11)$$

通常, M^I 通过总结危险区域应力特征与有限元模型参数之间关系获得。

同理, 利用材料疲劳特性随机数发生器 \mathbb{R}^{II} 描述材料振动疲劳特性的分散性, 即

$$C = \bar{C} 10^{\lg(\delta C) \mathbb{N}(0,12)} = \mathbb{R}^{\text{II}}(\text{lognormal}|\bar{C}, \delta C) \quad (12)$$

并引入广义模型 M^{II} 代替第 1 节中建立的结构振动体积寿命评估模型, 即

$$N = M^{\text{II}}(\{S(V), S_{\text{ref}}, G_{\text{ref}}(f)\}, l_c, \{\bar{C}, \delta C, b, S_f\}) \quad (13)$$

式中 N 为结构寿命。

综上, 建立具有两层结构的结构振动疲劳体积寿命数值模型, 如图 1 所示。模型输入为参数组 $\theta = \{\theta_1, \theta_g, \bar{E}, \delta E, l_c, b, S_f, \bar{C}, \delta C\}$, 输出为结构振动疲劳寿命 N 。对该数值模型多次抽样, 可获得结构振动寿命的分布, 进而可获得可靠性寿命。

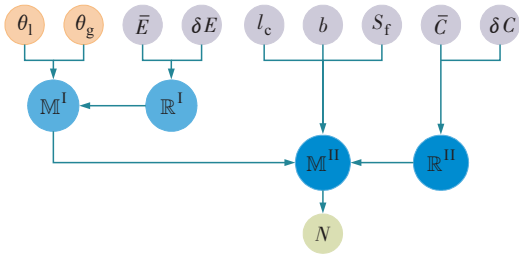


图 1 结构振动疲劳体积寿命数值模型

Fig. 1 Numerical model of vibration fatigue volume life for structure

2.2 材料小尺度疲劳特性参数识别

由第 1 节理论模型可知, 结构寿命取决于危险区域内各特征体积寿命的最小值。因此, 材料在特征体积尺度下的疲劳特性必然不同于宏观疲劳特性。需借助振动疲劳体积寿命数值模型, 在结构振动疲劳数据的基础上, 对小尺度下材料疲劳特性参数进行识别。

以图 2 所示某发动机管路振动模拟件为研究对象, 其振动应力分布如图 3 所示, 可见, 由于局部倒角的存在, 模拟件在考核部位存在明显的应力梯度。对该模拟件开展振动疲劳试验, 获得不同振动量级下试验件振动疲劳寿命, 其中, 载荷及试验件安排如表 1 所示。取疲劳特征长度 $l_c = 0.3 \text{ mm}$, 参照 2.1 节建模方法, 建立模拟件振动疲劳体积寿命

数值模型, 仿真获得其不同量级下振动寿命分布。以各量级仿真寿命与试验寿命均值误差最小为目标, 优化识别材料小尺度疲劳特性参数。

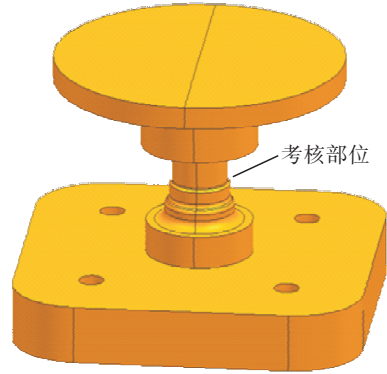


图 2 管路模拟件

Fig. 2 Pipeline simulated specimen

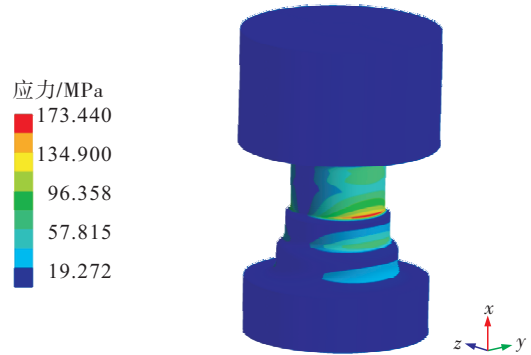


图 3 管路模拟试验件振动应力分布

Fig. 3 Vibration stress distribution of pipeline simulated specimen

表 1 模拟试验件振动疲劳试验载荷汇总

Tab. 1 Summary of vibration fatigue test loads for simulated specimens

载荷系数	频率范围/Hz	件数
1.00	350 ~ 450	2
1.25		3
1.50		3
1.75		3

优化流程如图 4 所示, 采用三阶优化模型进行优化, 即: 首先进行全局遗传算法寻优, 确定全局峰值区域; 然后进行局部遗传算法寻优, 对局部峰值

区域进行细化;最后利用共轭梯度法精确确定局部峰值。优化识别的小尺度疲劳 $S-N$ 特性参数如表 2 所示,其中 S_0 为参考应力。优化对比结果如图 5 所示,各载荷量级下,仿真寿命分布覆盖试验,均值曲线均匀穿过试验均值,各量级平均寿命在试验平均寿命 1.5 倍分散带内(最大误差 22.92%)。

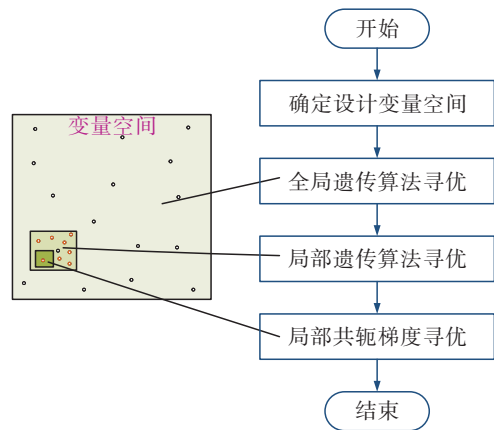


图 4 材料小尺度疲劳特性参数识别三阶优化模型

Fig.4 Third-order optimization model for the identification of small-scale fatigue characteristic parameters of materials

表 2 材料小尺度($l_c=0.3\text{ mm}$)疲劳特性参数识别

参数	取值
\bar{C}	$1 \times 10^{18.1366}$
δC	0.338 4
b	4.874 2
S_f	$0.605 4 S_0$

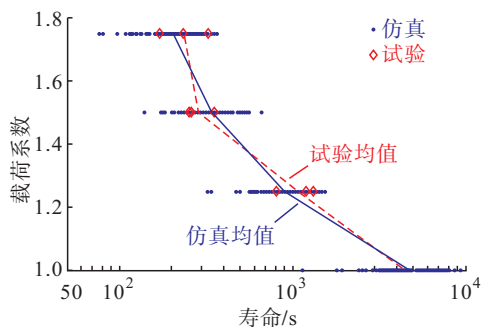


图 5 仿真优化后寿命均值与试验对比

Fig.5 Comparison of the mean life between test and optimized simulation

2.3 疲劳特征长度取值影响分析

疲劳特征长度 l_c 是振动疲劳体积寿命模型的关键参数,其取值直接决定了结构危险区域的细分程度。对于相同工艺成型材料,在相似载荷环境下,疲劳特征长度应取固定值。参考 2.2 节疲劳特征长度 $l_c=0.3\text{ mm}$ 时材料小尺度疲劳特性参数识别过程,本文进一步对 $l_c=0.2\text{ mm}$ 及 $l_c=0.4\text{ mm}$ 的材料疲劳特性参数进行识别。各特征长度下识别参数汇总于表 3,可见各组参数取值较为接近,表明本文寿命模型的稳定性较高。

表 3 不同疲劳特征长度下材料小尺度疲劳特性参数对比

Tab.3 Comparison of small scale fatigue characteristic parameters of materials under different fatigue characteristic length

参数	$l_c=0.3\text{ mm}$	$l_c=0.2\text{ mm}$	$l_c=0.4\text{ mm}$
\bar{C}	$1 \times 10^{18.08}$	$1 \times 10^{16.36}$	$1 \times 10^{18.95}$
δC	0.46	0.63	0.40
b	4.68	3.96	5.43
S_f	0.56	0.86	0.80

利用似然函数评价不同疲劳特性参数仿真数据与试验数据的近似程度,定义如下

$$L = -\lg \left[\prod_{i=1}^{n_1} \prod_{j=1}^{\tilde{n}} f_i(\tilde{N}_j | \theta_i) \right] \quad (14)$$

式中: L 为对数似然值; n_1 、 \tilde{n} 分别为试验载荷级数及每级载荷下试验寿命点数; f_i 及 θ_i 为 i 级载荷下仿真寿命分布拟合分布密度函数及其参数; $f_i(\tilde{N}_j | \theta_i)$ 描述 i 级载荷下寿命 \tilde{N}_j 在仿真分布中的概率密度。根据定义, L 值越小,仿真数据与试验数据相似程度越高。以 2.2 节建立的模拟件振动疲劳体积寿命模型为基础,分别输入各组参数,进行 100 次抽样,获得仿真与试验数据的似然程度值分布,如图 6 所示,观察发现: $l_c=0.3\text{ mm}$ 时识别的参数组平均似然程度最高。因此,后续分析时选择疲劳特征长度 $l_c=0.3\text{ mm}$ 时的疲劳特性参数作为同类材料在振动环境下寿命评估的基础数据。

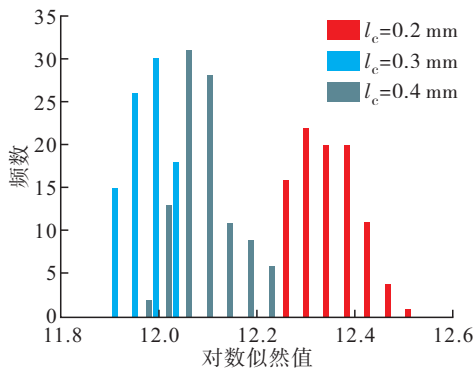


图 6 不同特征长度识别参数下仿真与试验似然程度抽样
Fig.6 Simulation and test likelihood sampling of identification parameters under different feature length

3 验证与应用

为验证本文振动体积寿命方法的有效性,在 2.2 节管路模拟件基础上,增大考核部位倒角,获得改进状态的管路模拟件。开展振动疲劳试验,获得如表 4 所示的不同量级下改进模拟件的振动疲劳寿命。改进后管路模拟件考核部位应力体积分布如图 7 所示,与原状态对比,改进后大应力区域明显增加。参照 2.1 节建模方法,建立改进状态试验件振动体积寿命数值模型,预测不同振动量级下振动寿命分布,如图 8 所示。观察图 8 可知,模型预测分布完全覆盖试验数据。各量级平均寿命汇总于表 5,在试验平均寿命 2 倍分散带内,最大误差为 76%,证明了所识别小尺度疲劳特性参数的适用性,进一步验证了本文振动体积寿命方法的有效性。

表 4 改进状态模拟试验件振动疲劳试验载荷汇总
Tab.4 Summary of vibration fatigue test loads of improved simulated pipeline

载荷系数	频率范围/Hz	件数
0.92	340 ~ 440	2
1.00		2
1.08		3
1.17		3
1.33		3
1.42		2

作为对比,在原状态试验件寿命数据基础上,借助 1.1 节常规寿命模型计算改进状态管路模拟件寿命。由于结构整体未明显改变,改进前后试验件动特性差异较小,最大应力 PSD 差异不大,因此,可直接利用试

验数据插值获得对应载荷下的振动寿命。常规寿命模型预测寿命结果汇总于表 5。对比可知,常规寿命模型寿命误差较大,最大超过 5 倍,该结果证明了在评估结构振动寿命考虑应力体积影响的必要性。

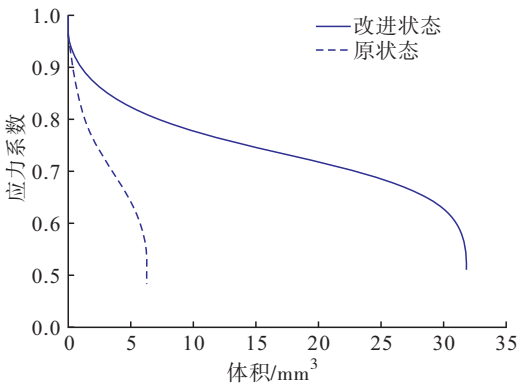


图 7 改进前后管路模拟件应力体积分布对比
Fig.7 Stress volume distribution comparison of simulated pipeline before and after improvement

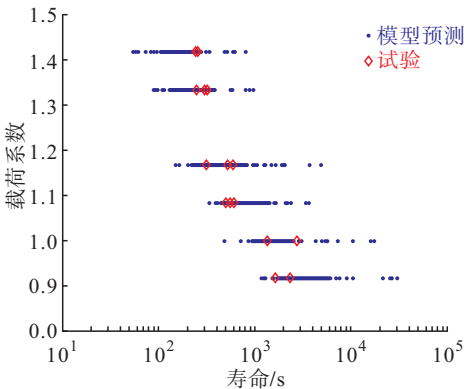


图 8 改进状态试验件模型预测与试验测试寿命对比
Fig.8 Life comparison between prediction and test of simulated pipeline

表 5 改进状态模拟试验件振动疲劳寿命仿真与试验对比
Tab.5 Comparison of simulated and test vibration fatigue life of improved simulated pipeline

量级	均值寿命/s		倍数误差 本文/常规
	本文/常规	试验	
0.92	3 456/ -	1 970	1.76/ -
1.00	1 504/4 437	1 932	0.77/2.30
1.08	901/2 844	557	1.62/5.11
1.17	496/1 725	457	1.09/3.78
1.33	227/719	288	0.78/2.50
1.42	174/444	249	0.69/1.79

4 结论

借助裂纹萌生特征体积假设及危险区域串联体积模型,本文将尺寸效应引入结构振动疲劳寿命分析,建立考虑尺寸效应的结构振动疲劳体积寿命模型及其数值模型。利用管路模拟件振动疲劳试验数据,识别了材料振动疲劳特性参数及特征体积尺寸参数,并通过改进模拟件结构对本文模型的有效性所识别参数的适用性进行考核验证,主要结论如下。

1) 准确识别了典型材料的疲劳特性参数,本文模型预测得到的各振动量级下模拟件平均寿命在试验寿命 1.5 倍分散带内,同时,预测分布完全覆盖试验分布。

2) 本文模型预测得到的各振动量级下改进模拟件平均寿命在试验寿命 2 倍分散带内,预测分布同样覆盖试验分布。

3) 本文方法对振动疲劳评估有较高的精度,相对于常规寿命模型精度提升明显,最大寿命误差由 5 倍降低至 2 倍。

参考文献

- [1] AI Y, ZHU S P, LIAO D, et al. Probabilistic modeling of fatigue life distribution and size effect of components with random defects [J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 126: 165-173.
- [2] AI Y, ZHU S P, LIAO D, et al. Probabilistic modelling of Notch fatigue and size effect of components using highly stressed volume approach [J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 127: 110-119.
- [3] 陆山, 张鸿, 唐俊星, 等. 考虑尺寸效应的轮盘应力疲劳概率寿命分析方法[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(9): 2039-2043.
LU S, ZHANG H, TANG J X, et al. Analysis method for the stress fatigue probability life of a disk considering size effect [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(9): 2039-2043.
- [4] 陆山, 夏佳峰. 基于 SWT 模型的概率寿命分析体方法[J]. *航空工程进展*, 2014, 5(2): 182-186.
LU S, XIA J F. Volume method based on the SWT model for the analysis of the probability life [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2014, 5(2): 182-186.
- [5] KUHN P, HARDRANH F. An engineering method for estimating notch-size effect in fatigue tests of steel [R]. NACA TN 2805, 1952.
- [6] NEUBER H. Theory of notch stress [M]. Virginia: US-AEC Office of Technical Information, 1961.
- [7] PETERSON R E. Stress concentration factors [M]. New York: John Wiley & Sons, 1974.
- [8] QYLAFKU G, AZARI Z, GJONAJ M, et al. On the fatigue failure and life prediction for notched specimens [J]. *Materials Science*, 1998, 34(5): 604-618.
- [9] YE W L, ZHU S P, NIU X P, et al. Fatigue life prediction of notched components under size effect using stress gradient-based approach [J]. *International Journal of Fracture*, 2022, 234(1): 249-261.
- [10] SUSMEL L. The theory of critical distances: A review of its applications in fatigue [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2008, 75(7): 1706-1724.
- [11] ZHU S P, HE J C, LIAO D, et al. The effect of Notch size on critical distance and fatigue life predictions [J]. *Materials & Design*, 2020, 196: 109095.
- [12] YAO W X. Stress field intensity approach for predicting fatigue life [J]. *International Journal of Fatigue*, 1993, 15(3): 243-246.
- [13] LIAO D, ZHU S P. Energy field intensity approach for Notch fatigue analysis [J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 127: 190-202.
- [14] 唐俊星, 陆山. 轮盘应变疲劳寿命可靠性分析方法[J]. *推进技术*, 2005, 26(4): 344-347.
TANG J X, LU S. Reliability analysis method for the strain fatigue life of a disk [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(4): 344-347.
- [15] 吴炎来. 基于场强法的缺口件疲劳寿命预测及可靠性分析[D]. 成都: 电子科技大学, 2022.
WU Y L. Fatigue life prediction and reliability analysis of notched components based on field intensity approach [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2022.
- [16] WEIBULL W. A statistical distribution function of wide applicability [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1951, 18: 293-297.
- [17] 由于, 陆山. 基于静强和寿命可靠性的双辐板涡轮盘/榫结构优化设计方法[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(6): 1388-1393.
YOU Y, LU S. Optimization design method for twin-web

- turbine disk/tenon structure based on static strength and life reliability [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(6): 1388-1393.
- [18] 卜英格. 典型航空铝合金结构件疲劳性能的尺寸效应实验研究[D]. 北京: 清华大学, 2012.
- BU Y G. Investigation of the size effect with regard to the fatigue strength of typical al alloy mechanical elements in aeronautical structures [D]. Beijing: Tsinghua University, 2012.
- [19] 谢金标. 结构细节疲劳寿命分散性估计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- XIE J B. Research on estimation method of fatigue life scatter of structural details [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [20] 李斌, 闫松, 杨宝锋. 大推力液体火箭发动机结构中的力学问题[J]. *力学进展*, 2021, 51(4): 831-864.
- LI B, YAN S, YANG B F. Mechanical problems of the large thrust liquid rocket engine [J]. *Advances in Mechanics*, 2021, 51(4): 831-864.
- [21] 杜大华, 李斌. 液体火箭发动机结构动力学设计关键技术综述[J]. *航空学报*, 2023, 44(10): 027554.
- DU D H, LI B. Key structural dynamic design technologies in liquid rocket engines: review [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(10): 027554.
- [22] 周帅, 林磊, 杜大华, 等. 液体火箭发动机对接焊管道振动疲劳性能研究[J]. *火箭推进*, 2021, 47(3): 90-97.
- ZHOU S, LIN L, DU D H, et al. Study on vibration fatigue of butt welded pipe of liquid rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(3): 90-97.
- [23] 石波, 戴进, 樊根民. 冲压发动机管路断裂故障分析及结构改进[J]. *火箭推进*, 2021, 47(1): 43-48.
- SHI B, DAI J, FAN G M. Failure analysis and structure improvement of pipeline fracture for ramjet engine [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(1): 43-48.
- [24] 杜大华, 穆朋刚, 田川, 等. 液体火箭发动机管路断裂失效分析及动力优化[J]. *火箭推进*, 2018, 44(3): 16-22.
- DU D H, MU P G, TIAN C, et al. Failure analysis and dynamics optimization of pipeline for liquid rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2018, 44(3): 16-22.
- [25] 张允涛, 宋少伟, 王珺. 随机振动疲劳试验的小裂纹扩展分析方法[J]. *火箭推进*, 2021, 47(2): 68-75.
- ZHANG Y T, SONG S W, WANG J. Study on analysis method of small crack growth in random vibration fatigue test [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(2): 68-75.
- [26] 液体火箭发动机管路结构振动疲劳分析规范: Q/Tm 129—2023 [S]. 西安: 航天科技集团有限公司第六研究院, 2023.
- [27] 李斌, 张小平, 高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考[J]. *火箭推进*, 2017, 43(1): 1-7.
- LI B, ZHANG X P, GAO Y S. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2017, 43(1): 1-7.
- [28] DIRLIK T, BENASCIUTTI D. Dirlik and tovo-benasciutti spectral methods in vibration fatigue: A review with a historical perspective [J]. *Metals*, 2021, 11(9): 1333.
- [29] 杨茂, 陆山, 潘容, 等. 喷丸残余应力及夹杂影响小裂纹仿真概率模型[J]. *航空动力学报*, 2023, 38(4): 913-920.
- YANG M, LU S, PAN R, et al. Probabilistic model of small crack simulation considering shot peening residual stress and inclusion influence [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(4): 913-920.