

# 飞机燃油管道随机振动分析与设计优化

廖 桔<sup>1</sup>, 赵紫豪<sup>2</sup>, 朱林峰<sup>1</sup>, 单 单<sup>1</sup>, 苏一峰<sup>1</sup>, 陈 果<sup>2</sup>

(1. 成都飞机设计研究所, 四川成都 610091; 2. 南京航空航天大学民航学院, 江苏南京 210016)

**摘要:** 为了降低管道结构振动, 提高其疲劳寿命, 针对某型飞机某段故障燃油管路, 建立了基础激励下的燃油管道的管道-卡箍有限元动力学模型, 利用 Newmark- $\beta$  法直接在时域进行了管道系统振动仿真, 提出了 3 种卡箍优化方案, 并用仿真分析的方法验证了其对于降低管道结构振动的有效性。最后进行了优化方案的试验验证, 试验和仿真结果在 3 种优化方法的评价方面取得了很好的一致性, 均表明了优化后的管道振动明显降低, 疲劳寿命显著提高。

**关键词:** 随机振动; 卡箍; 飞机; 燃油管路; 数值积分; 振动优化

中图分类号: TH113 文献标识码: A 文章编号: 1004-9614(2021)05-0001-06

## Random Vibration Analysis and Design Optimization of Aircraft Fuel Pipeline

LIAO Ju<sup>1</sup>, ZHAO Zi-hao<sup>2</sup>, ZHU Lin-feng<sup>1</sup>, SHAN Dan<sup>1</sup>, SU Yi-feng<sup>1</sup>, CHEN Guo<sup>2</sup>

(1. Chengdu Aircraft Design Institute, Chengdu 610091, China;

2. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to reduce the vibration of pipeline structure and improve its fatigue life, aiming at a certain type of aircraft failure fuel pipeline of a section, the pipeline-clamp finite element dynamic model of the fuel pipeline under basic excitation was established. The Newmark- $\beta$  method was used to simulate the vibration of pipeline system directly in time domain, three optimization schemes of clamp were put forward. The effectiveness of the method to reduce the vibration of pipeline structure was verified by simulation analysis. Finally, the optimization scheme was tested and verified. The results of the test and simulation are in good agreement with the evaluation of the three optimization methods, all of which show that the vibration of the optimized pipeline is significantly reduced and the fatigue life is significantly increased.

**Keywords:** random vibration; clamp; aircraft; fuel pipeline; numerical integration; vibration optimization

### 0 引言

随着飞机性能的逐步提升, 整机管路系统设计理念不断完善, 对系统管路卡箍也提出了更高的可靠性要求<sup>[1-3]</sup>。飞机管路由振动引起的故障<sup>[4-5]</sup>大致有 2 类: 振动疲劳、振动磨损。根据某型飞机实际使用中的情况发现, 在大多数的设计制造类故障中, 导管故障占 50%, 充分说明导管问题是制造类故障的主体<sup>[6]</sup>。产生这些故障大部分原因是管道承受了较大的载荷。因此, 有必要在管道的基础激励、冲击压力和压力脉动下对管道系统的振动进行有效抑制。目

前, 飞机管路系统结构的减振研究主要是优化管形、施加卡箍。施加卡箍是管道振动抑制技术中通用、方便和经济适用的方式<sup>[7]</sup>, 其主要应用在装配阶段, 目的是通过将管路固定到机体结构或联结管路改变管路系统的支承条件, 同样使管路固有频率偏移, 起到避免管路发生共振的作用, 同时缩短悬空管路长度或防止空间管路间发生摩擦碰撞而诱发安全事故。

研究复杂振动环境中的管路系统振动机理, 对于有效控制管路系统故障、提高管路系统的可靠性和安全性, 具有重要的研究意义。目前, 国内外学者<sup>[8-14]</sup>针对管道中的振动问题, 利用有限元分析软件, 建立了管道振动分析模型, 对管道诊断进行了分析。

基于此种情况, 本文针对某型飞机故障燃油管

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-IV-004-0071); 国家自然科学基金(51675263)  
收稿日期: 2021-04-27

道,建立了管道-卡箍有限元动力学模型,通过数值仿真的方法进行管道卡箍的优化仿真分析,提出3种优化方案,并利用试验验证评价其有效性。

### 1 飞机燃油管道有限元建模

对管路系统进行有限元离散,采用梁单元,考虑梁单元的转动惯量和剪切变形,可以得到对应的有限元模型:

$$M\ddot{X}+G\dot{X}+[K+(-K_p)]X=0 \quad (1)$$

式中: $M$ 为按梁单元质量矩阵组装而成的系统总质量矩阵; $K$ 为按梁单元刚度矩阵组装而成的系统总刚度矩阵; $G$ 为由流速引起的陀螺效应矩阵; $K_p$ 为由流速引起的系统刚度改变矩阵; $X$ 为系统的广义位移向量。

复杂空间管道系统流固耦合动力学求解流程如图1所示。

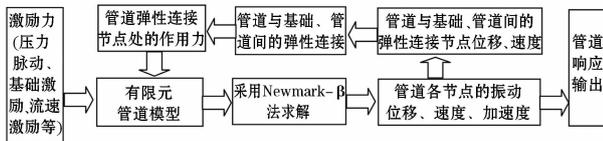


图1 复杂空间管道流固耦合动力学求解流程

本研究采用Newmark- $\beta$ 法,通过直接数值积分来求取有限元复杂空间管道流固耦合系统动力响应。对于系统的动力学方程可表示成如下统一形式:

$$[M]\{\dot{a}\}+[C]\{\dot{v}\}+[K]\{X\}=\{P\} \quad (2)$$

Newmark- $\beta$ 法的假定为:

$$\begin{cases} \{X\}_{n+1}=\{X\}_n+\{v\}_n+\left(\frac{1}{2}-\alpha\right)\{a\}_n\Delta t^2+\alpha\{a\}_{n+1}\Delta t^2 \\ \{v\}_{n+1}=\{v\}_n+(1-\beta)\{a\}_n\Delta t+\beta\{a\}_{n+1}\Delta t \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\alpha$ 、 $\beta$ 为控制参数,通常 $\alpha=0.25$ 、 $\beta=0.5$ 。

Newmark- $\beta$ 法的求解步骤为:

#### 1.1 初始计算

(1) 形成刚度矩阵 $[K]$ 、质量矩阵 $[M]$ 及阻尼矩阵 $[C]$ ;

(2) 获得初始值 $\{X_0\}$ 、 $\{v_0\}$ 、 $\{a_0\}$ ;

(3) 选择步长 $D_1$ 、参数 $\alpha$ 、 $\beta$ ,计算常数:

$$\begin{aligned} a_0 &= \frac{1}{\alpha\Delta t^2} \quad a_1 = \frac{\beta}{\alpha\Delta t} \quad a_2 = \frac{1}{\alpha\Delta t} \quad a_3 = \frac{1}{2\alpha}-1 \quad a_4 = \frac{\beta}{\alpha}-1, \\ a_5 &= \frac{\Delta t}{2}\left(\frac{\beta}{\alpha}-2\right) \quad a_6 = \Delta t(1-\beta) \quad a_7 = \beta\Delta t \end{aligned} \quad (4)$$

(4) 形成有效刚度矩阵:

$$[\tilde{K}] = [K] + a_0[M] + a_1[C] \quad (5)$$

(5) 求逆矩阵 $[\tilde{K}]^{-1}$ 。

#### 1.2 对于每个时间步长计算

求 $n+1$ 时刻的位移、速度及加速度:

$$\{X_{n+1}\} = [\tilde{K}]^{-1}\{\bar{P}_{n+1}\} \quad (6)$$

$$\{a_{n+1}\} = a_0(\{X_{n+1}\} - \{X_n\}) - a_2\{v_n\} - a_3\{a_n\} \quad (7)$$

$$\{v_{n+1}\} = \{v_n\} + a_6\{a_n\} + a_7\{a_{n+1}\} \quad (8)$$

### 2 管道基础激励载荷谱的时频转换

为了在时域通过数值仿真计算管道在随机激励下的振动响应,需要通过飞机载荷谱得到随机激励时域样本。功率谱密度函数是通过时域采样信号采用周期图法估计而获得的,其计算核心是FFT(傅里叶变换)。可以通过对已经拟合的功率谱函数通过IFFT(傅里叶逆变换)反过来模拟出时域样本。

#### 2.1 估计功率谱的直接傅氏变换法(周期图法) — Blackman-Turkey法

采用由时间序列估计功率谱密度的周期图法—Blackman-Turkey法。设时间序列 $\{x_s\}$ ,  $s=0, 1, \dots, (N-1)$ , 记录长度 $T=N\Delta$ ,  $\Delta$ 为时间间隔,对于相关函数的时迟 $\tau=r\Delta$ , 其为离散值, 则:

$$R_{xx}(\tau) = \frac{1}{T} \int_0^T x(t)x(t+\tau)dt \quad (9)$$

$$R_r = R_{xx}(\tau = r\Delta) = \frac{1}{N} \sum_{s=0}^{N-1} x_s x_{s+r}, \quad r = 0, 1, \dots, N-1$$

式(9)中: $x_s \equiv x(s\Delta)$ , 则:

$$S_{xx}(f) \Leftrightarrow R_{xx}(\tau) \Rightarrow S_{xx}(k) = \frac{1}{T} S_{xx}\left(f = k \frac{1}{T}\right) = \frac{1}{N} \sum_{r=0}^{N-1} R_r e^{-i\left(\frac{2\pi}{N}\right)r} \quad (10)$$

所以:

$$\begin{aligned} S_{xx}(k) &= \frac{1}{N} \sum_{r=0}^{N-1} \left\{ \frac{1}{N} \sum_{s=0}^{N-1} x_s x_{s+r} \right\} e^{-i\left(\frac{2\pi}{N}\right)r} \\ &= \left\{ \frac{1}{N} \sum_{r=0}^{N-1} \left( \frac{1}{N} \sum_{s=0}^{N-1} x_s \right) e^{-i\left(\frac{2\pi}{N}\right)r} \right\} \left\{ \frac{1}{N} \sum_{r=0}^{N-1} \left( \frac{1}{N} \sum_{s=0}^{N-1} x_{s+r} \right) e^{-i\left(\frac{2\pi}{N}\right)(s+r)} \right\} \end{aligned} \quad (11)$$

令 $j=s+r$ , 则:

$$\sum_{r=0}^{N-1} x_{s+r} e^{-i\left(\frac{2\pi}{N}\right)(s+r)} = \sum_{j=s}^{(N-1)+s} x_j e^{-i\left(\frac{2\pi}{N}\right)j} \quad (12)$$

又因为对离散傅氏变换,时间序列 $\{x_s\}$ 已离散周期化,周期为 $N$ 。所以:

$$\sum_{j=0}^{(N-1)+s} x_j e^{-i(k\frac{2\pi}{N})j} = \sum_{j=0}^{N-1} x_j e^{-i(k\frac{2\pi}{N})j} \quad (13)$$

将式(12)、式(13)代入式(11)得:

$$S_{xx}(k) = \left\{ \frac{1}{N} \sum_{s=0}^{N-1} x_s e^{-i(k\frac{2\pi}{N})s} \right\} \left\{ \frac{1}{N} \sum_{j=0}^{N-1} x_j e^{-i(k\frac{2\pi}{N})j} \right\} \\ = \frac{1}{N^2} |\text{DFT}[x_s]|^2 = \frac{1}{N^2} [X_k^* X_k] \quad (14)$$

式中  $X_k$  为时间序列  $\{x_s\}$ ,  $s=0, 1, \dots, (N-1)$  的频谱;  $k=0, 1, \dots, N-1$ 。

### 2.2 随机样本模拟方法的构造

由估计功率谱密度的周期图法可知,功率谱密度在离散的采样点上其值与信号的频谱有确定的关系。如果能够在功率谱密度函数上离散采样,构造出频谱  $X(k)$ , 然后再对其进行 IFFT 即可得到时域的模拟随机样本函数。此方法实施的步骤如下:

(1) 功率谱密度函数均为单边谱,所以首先要将其转化为双边谱  $S_x(f)$ 。设需模拟的时间序列总时间为  $T_s$ , 时间间隔为  $\Delta$ , 则时域和频域采样点数为  $N_r = T_s/\Delta$ , 频域采样间隔为  $\Delta f = 1/T_s$ 。由周期图法估计出的功率谱具有周期性,且为偶对称序列,周期图法也由此而得名。设功率谱有效频率段上截止频率为  $f_u(\omega_u)$ 、下截止频率为  $f_l(\omega_l)$  则有效频率段内的采样点数为:  $N_f = (f_u - f_l) / \Delta f$ , 设  $N_0 = f_l / \Delta f$  则  $1 \sim N_0$  的采样点值为 0。若  $N_0 + N_f < N_r/2 + 1$ , 则  $N_0 + N_f \sim N_r/2 + 1$  的采样点记为 0; 若  $N_f > N_r/2 + 1$ , 可增大  $T_s$  满足  $N_0 + N_f < N_r/2 + 1$ 。于是得到功率谱  $S_x(f)$  的  $N_r/2 + 1$  个离散采样点值  $S_x(f=k\Delta f)$   $k=1, 2, \dots, N_r/2 + 1$ 。最后再以此形成以  $N_r/2 + 1$  为对称中心的偶对称序列  $S_x(f)$   $k=1, 2, \dots, N_r/2 + 1$ 。

(2) 由式(14)可知,时域序列的频谱模值为式(15) 其中  $k=1, 2, \dots, N_r$ 。

$$|X(k)| = |\text{DFT}[x(n)]| = \sqrt{N_r^2 \times S_k(k)} \\ = N_r \sqrt{S_k(k)} = N_r \sqrt{S_k(f) \Delta f} \quad (15)$$

(3) 计算  $X(k)$  的相位: 由于时间序列  $x(n)$  为随机过程,其频谱相位一定具有随机性。

设  $\xi_n$  为独立相位序列,它的各分量均值为零。又由于实序列的 FFT 为复序列(实部偶对称,虚部奇对称)。所以  $\xi_n$  应为复数,且有  $|\xi_n| = 1$  故设:

$$\xi_n = \cos \Phi_n + i \cos \Phi_n = e^{i\Phi_n} \quad (16)$$

式中  $\Phi_n$  服从  $0 \sim 2\pi$  均匀分布。

又因为  $X(k)$  的实部关于  $N_r/2 + 1$  偶对称,虚部关于  $N_r/2 + 1$  奇对称,所以只需求出频谱  $X(k)$   $k=1, 2, \dots, N_r/2 + 1$ , 即由式(16)可得:

$$X(k) = \xi(k) |X(k)| = N_r \xi(k) \sqrt{S_k(f) \Delta f} \quad (17)$$

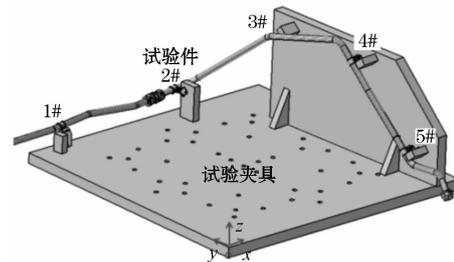
显然由对称条件可得到  $X(k)$   $k=1, 2, \dots, N_r$ 。

(4) 将得到的复序列进行 IFFT 可得:

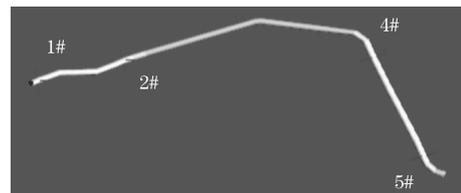
$$x(n) = \frac{1}{N_r} \sum_{k=1}^{N_r} X(k) e^{i2\pi kn/N_r} \quad (n=1, 2, \dots, N_r) \quad (18)$$

### 3 某飞机故障燃油管道随机振动分析与优化

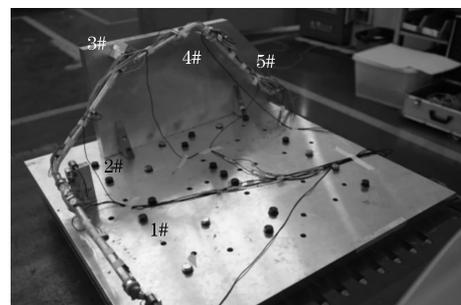
某飞机燃油管道屡次出现卡箍断裂故障,本文考虑通过增加管道卡箍进行改进,故障管道改进前后如图 2 所示。



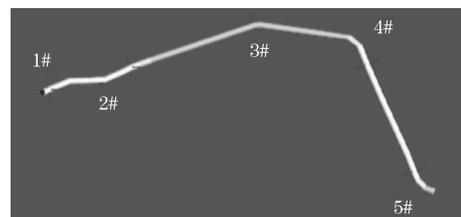
(a) 改进前的故障试验管道



(b) 改进前的故障仿真管道



(c) 改进后的故障试验管道



(d) 改进后的故障仿真管道

图 2 改进前后的管道及卡箍

主要通过增加 3#卡箍进行改进。考虑 3#卡箍的不同类型,将管道卡箍分为 4 种状态,如表 1 所示,其中状态 1 为原始故障状态,状态 2 为增加 C 型钢质的 3#卡箍,状态 3 为增加 Q 型铝质的 3#卡箍,状态 4 为增加 Q 型钢质的 3#卡箍。

表 1 不同改进状态下的管道卡箍

状态	描述	卡箍刚度	卡箍阻尼
1	原始装机状态,卡箍材料为铝,卡箍和导管间无橡胶内衬	小 (4个Q型铝质卡箍)	小 (卡箍和导管间无橡胶内衬)
2	增加1个C型钢质卡箍,卡箍和导管间有橡胶内衬	大 (4个Q型铝质卡箍,1个C型钢质卡箍)	较大 (增加的卡箍和导管间有橡胶内衬)
3	增加1个Q型铝质卡箍,卡箍和导管间无橡胶内衬	较大 (5个Q型铝质卡箍)	小 (卡箍和导管间无橡胶内衬)
4	增加1个Q型钢质卡箍,5个卡箍材料均为钢,卡箍和导管间有橡胶内衬	很大 (5个Q型钢质卡箍)	大 (卡箍和导管间有橡胶内衬)

为了模拟 4 种状态下的随机振动情况,根据 4 种状态下的卡箍刚度和阻尼的区别,设置了如表 2 所示的 4 个状态下的 5 个卡箍支撑刚度和阻尼值。

表 2 4 个状态下的 5 个卡箍支撑刚度和阻尼模拟

卡箍	状态	$K_x / (N \cdot m^{-1})$	$C_x / (Ns \cdot m^{-1})$	$K_y / (N \cdot m^{-1})$	$C_y / (Ns \cdot m^{-1})$	$K_z / (N \cdot m^{-1})$	$C_z / (Ns \cdot m^{-1})$
1#	1	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	2	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	3	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	4	$5 \times 10^5$	2 000	$5 \times 10^5$	2 000	$5 \times 10^5$	2 000
2#	1	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	2	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	3	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	4	$5 \times 10^5$	2 000	$5 \times 10^5$	2 000	$5 \times 10^5$	2 000
3#	1	—	—	—	—	—	—
	2	$5 \times 10^5$	2 000	$5 \times 10^5$	2 000	$5 \times 10^5$	2 000
	3	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	4	$1 \times 10^7$	2 000	$1 \times 10^7$	2 000	$1 \times 10^7$	2 000
4#	1	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	2	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	3	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	4	$5 \times 10^5$	2 000	$1 \times 10^7$	2 000	$5 \times 10^5$	2 000
5#	1	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	2	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	3	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200	$2 \times 10^5$	200
	4	$5 \times 10^5$	2 000	$1 \times 10^7$	2 000	$5 \times 10^5$	2 000

#### 4 管道-卡箍系统随机振动仿真结果分析

在图 2 所示的管道-卡箍系统中,施加基础随机激励,如图 3 所示,图 3(a)为激励的功率谱密度函数,

图 3(b)、图 3(c)、图 3(d)分别为通过时频转换得到 X、Y、Z 3 个方向的时域激励样本,时域激励样本函数是通过本文时频转换方法得到。

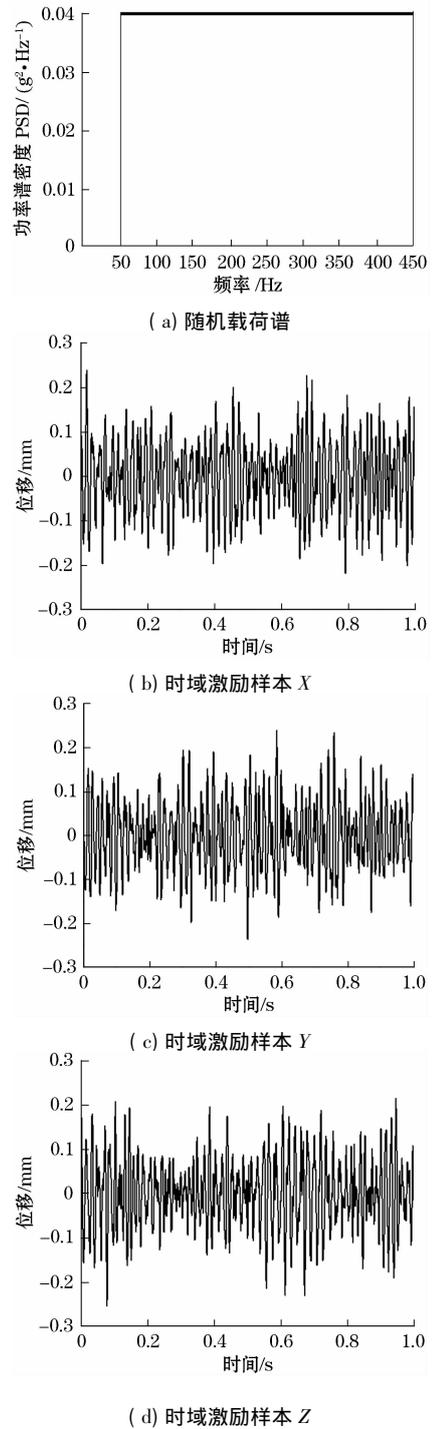
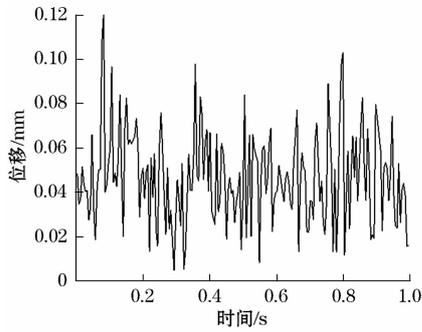


图 3 基础随机时域激励样本

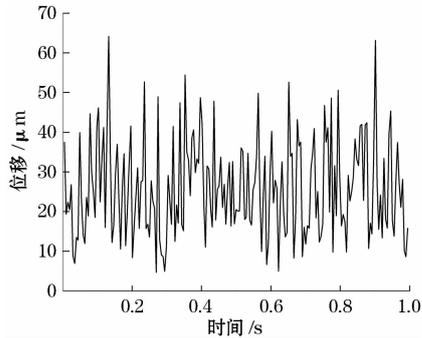
表 3 为不同状态下管道与卡箍的相对振动合成位移有效值,卡箍 2 和卡箍 4 与管道间的相对振动合成位移有效值较大,因此对卡箍 2 以及卡箍 4 进行分析。图 4 为卡箍 2 在 4 种状态下的相对振动合成位移,图 5 为卡箍 4 在 4 种状态下的相对振动合成位移。

表 3 管道与卡箍的相对振动合成位移有效值 mm

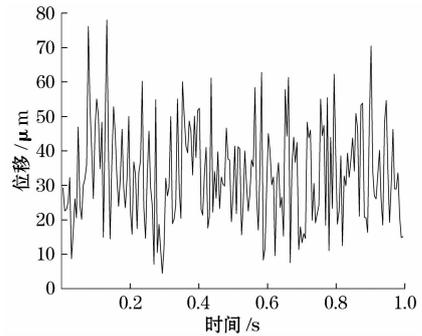
状态	1#卡箍	2#卡箍	3#卡箍	4#卡箍	5#卡箍
1	0.011 5	0.020 4	—	0.017 8	0.011 7
2	0.009 4	0.012 1	0.003 6	0.008 4	0.007 6
3	0.009 6	0.014 4	0.011 8	0.010 9	0.008 5
4	0.004 1	0.004 3	0.004 1	0.004 1	0.004 1



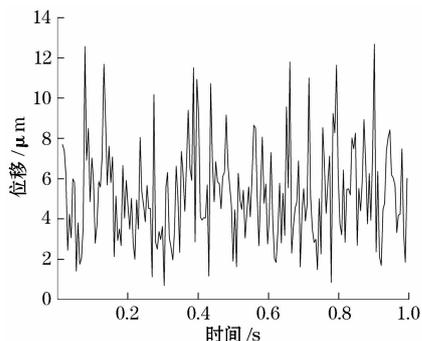
(a) 状态 1



(b) 状态 2

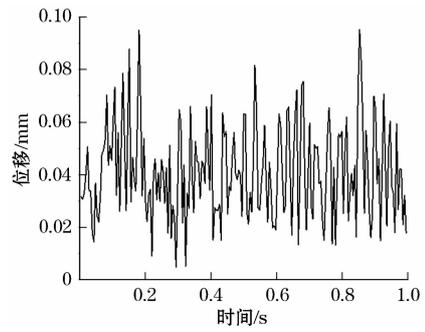


(c) 状态 3

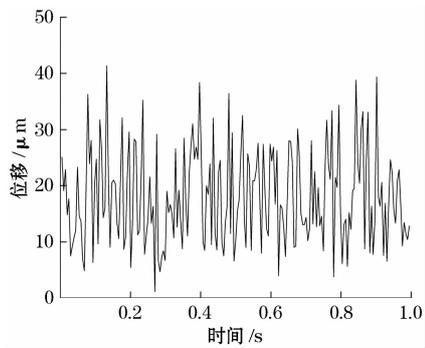


(d) 状态 4

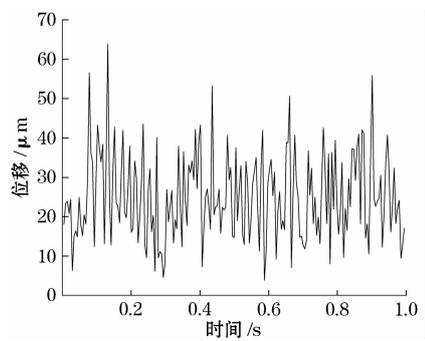
图 4 2#卡箍处的管道与卡箍的相对振动合成位移



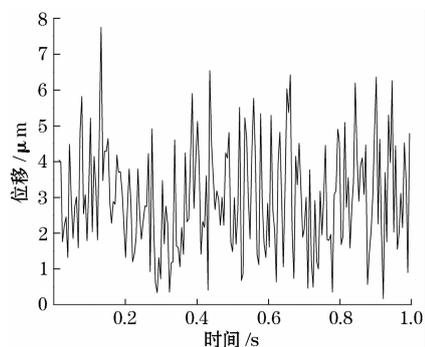
(a) 状态 1



(b) 状态 2



(c) 状态 3



(d) 状态 4

图 5 4#卡箍处的管道与卡箍的相对振动合成位移

由表 3、图 4、图 5 综合分析可知, 状态 1 的振动有效值最大、状态 3 次之、状态 2 较小、状态 4 最小。由于振动有效值与其疲劳寿命直接成正相关, 因此通过仿真所得的振动可得状态 1 疲劳寿命最短, 状态 3 疲

劳寿命较短,状态2疲劳寿命较长,状态4疲劳寿命最长。而从疲劳试验的结果(表4)来看,状态4的疲劳寿命等效为50倍状态1;状态2的疲劳寿命等效于34倍状态1;状态3的疲劳寿命等效于16倍状态1,这与仿真结果相吻合。试验结果验证了本文仿真结果的正确有效性。

表4 4种状态的试验结果评价

状态	试验验证情况	评价
1	经3.5 h 振动试验后卡箍断裂	差
2	经118.3 h 振动试验后无异常,等效为34倍状态1的疲劳寿命	良
3	经56.35 h 振动试验后卡箍断裂,等效为16倍状态1的疲劳寿命	中
4	经175.7 h 振动试验后无异常,等效为50倍状态1的疲劳寿命	优

## 5 结论

(1) 利用数值积分方法直接在时域进行了管道系统动力学分析,仿真结果显示优化后的管道振动明显降低,卡箍疲劳寿命得到提升。

(2) 从疲劳试验的结果来看,状态4的卡箍疲劳寿命等效为50倍状态1;状态2的卡箍疲劳寿命等效于34倍状态1;状态3的卡箍疲劳寿命等效于16倍状态1。

(3) 仿真和试验在3种优化方法的评价方面取得了很好的一致性,验证了本文方法的有效性及其正确性。

### 参考文献:

- [1] WANG Y Q, LU Q Y, CAO X B, et al. Travel time analysis in the Chinese coupled aviation and high-speed rail network [J]. *Chaos, Solitons & Fractals*, 2020, 139: 109973.
- [2] GAO P X, YU T, ZHANG Y L, et al. Vibration analysis and control technologies of hydraulic pipeline system in aircraft: A review [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(4): 83-114.
- [3] 张振. 飞机管路系统连接卡箍可靠性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- [4] 於为刚, 陈果, 刘彬彬, 等. 飞机管道颗粒碰撞阻尼器设计与试验验证[J]. *航空学报*, 2018, 39(12): 401-413.
- [5] 方旭. 飞机液压能源系统振动特性研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.
- [6] 刘彬彬. 基于颗粒碰撞阻尼的导管减振器研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [7] 王晶, 陈果, 郑其辉, 等. 卡箍对飞机液压管道动态应力的影响分析[J]. *航空计算技术*, 2014, 44(1): 64-67; 72.
- [8] OSIPOK T, ZAIDES S, NGUYEN H. Determination of aircraft hydraulic system pipeline leak cause [J]. *MATEC Web of Conferences*, 2020, 329: 03078.
- [9] 李上青. 基于有限元的波纹管疲劳寿命影响因素分析[J]. *管道技术与设备*, 2016(3): 34-37; 47.
- [10] 陈果, 罗云, 郑其辉, 等. 复杂空间载流管道系统流固耦合动力学模型及其验证[J]. *航空学报*, 2013, 34(3): 597-609.
- [11] 於为刚, 陈果, 寸文渊, 等. 基于一类支持向量机的管道安装应力智能检测技术[J]. *管道技术与设备*, 2019(2): 28-33.
- [12] OUYANG X P, GAO F, YANG H Y, et al. Two-dimensional stress analysis of the aircraft hydraulic system pipeline [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2012, 226(G5): 532-539.
- [13] MA J, WANG J, ZHANG L, et al. Study on Fatigue Life of Aircraft Hydraulic Pipeline under Stress Damage of Water Hammer and Vibration [C]//CSAA/IET International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS 2018). 2018.
- [14] QUAN L X, GUO M, SHI J Q, et al. Friction coupling vibration characteristics analysis of aviation hydraulic pipelines considering multi factors [J]. *High Technology Letters*, 2018, 24(2): 180-188.

作者简介: 廖桔(1984—), 高级工程师, 主要从事飞机燃油系统设计与试验方面研究。

E-mail: liaojienan@sina.com

通信作者: 陈果(1972—), 教授, 从事航空发动机整机振动分析及航空管道故障诊断等相关领域的研究。

E-mail: cgzyx@263.net