

文章编号:1006-1355(2023)05-0239-06+279

飞机管道疲劳性能仿真分析与试验验证

赵正大¹, 寸文渊¹, 钱进², 赵旭升², 舒阳¹, 陈果³

(1. 成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092;

2. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016;

3. 南京航空航天大学 通用航空与飞行学院, 江苏 溧阳 213300)

摘要:为解决实际工况中飞机管道疲劳性能问题,研究飞机管道安装应力环境下的疲劳寿命分析方法,首先,建立飞机管道有限元模型;然后,利用有限元软件ANSYS Workbench对不同轴向装配偏差情况下的管道进行模态分析及谐响应分析;进而,提取出管道危险点应力幅值,利用材料的S-N曲线进行疲劳寿命预测。最后,设计不同安装应力情况下的管道共振疲劳试验,并对仿真结果进行验证。仿真和试验的对比结果表明:根据仿真和试验得到的管道发生断裂的位置一致,两者管道疲劳寿命循环次数契合,随着轴向装配偏差增大,管道疲劳寿命逐渐下降。

关键词:振动与波;飞机管道;装配应力;疲劳性能;疲劳试验;有限元

中图分类号:TB534.3

文献标志码:A

DOI编码:10.3969/j.issn.1006-1355.2023.05.037

Simulation Analysis and Test Verification of Aircraft Pipeline Fatigue Performance

ZHAO Zhengda¹, CUN Wenyuan¹, QIAN Jin²,
ZHAO Xusheng², SHU Yang¹, CHEN Guo³

(1. Chengdu Aircraft Industrial (Group) Company Ltd., Chengdu 610092, China;

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

3. College of General Aviation and Flight, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Liyang 213300, Jiangsu China)

Abstract: The fatigue performance of aircraft pipeline in actual working conditions is studied, the fatigue life analysis method considering the installation stress environment of aircraft pipeline is established. Firstly, the aircraft pipeline finite element model is established, and the modal analysis and harmonic response analysis of the pipeline under different axial assembly deviation are carried out using the finite element software ANSYS Workbench. Then, the stress amplitude at the critical point of the pipeline is extracted, and the fatigue life is predicted by using the S-N curve of the material. Finally, the resonant fatigue test of the pipe under different installation stresses is designed and performed, and the simulation results are verified. The results show that the fracture locations of the pipes obtained from the simulation and the test are consistent, and both results of the numbers of cycles for the fatigue of the pipes are nearly the same, the fatigue life of pipes gradually decreases with the increase of the axial assembly deviation.

Key words: vibration and wave; aircraft pipeline; assembly stress; fatigue performance; fatigue test; finite element

随着飞机功能和性能的不断升级,对于各部件的性能要求也逐步提高,而液压管路系统相当于人体的“血管脉络”,遍布于飞机各个部位,将航空液压油、燃油等介质传送到飞机各处。由于飞机飞行

强度不断增加,液压管路系统也长期处于剧烈振动的工作环境中,极易产生断裂和造成介质泄漏,已经成为引起飞机故障的主要因素之一,严重影响飞机飞行的安全性和可靠性。

目前,国内外学者对飞机管道密封和疲劳性能进行了广泛的研究。王晶等^[1]通过强迫位移法对飞机液压管路分别进行了装配应力较大、中等及较小3种情况下的模态仿真分析,分析结果表明装配应力会导致管路固有频率变化。程小勇等^[2]基于ANSYS软件建立了管路有限元模型并得到了其在装配应力

收稿日期:2022-05-24

基金项目:国家科技重大资助专项(2017-IV-0008-0045);国家自然科学基金资助项目(51675263)

作者简介:赵正大(1981-),男,河南省开封市人,研究员级高级工程师,专业方向为管路可靠性研究。

E-mail: zzd10191@163.com

影响下的固有频率变化规律,通过管路模态试验验证了仿真结果的有效性,并据此开发了管路装配应力监测系统。姜子晗等^[3]以装配偏差为重点对战斗机液压导管疲劳寿命进行了仿真,分析了装配偏差对液压管路疲劳寿命影响。寸文渊等^[4]通过对故障管路进行模态分析发现导致管道故障的危险模式,通过对管道进行改进避免该危险模式的出现,并将其应用到实际飞机管路系统中,验证该方法的正确性。权凌霄等^[5]采用C919飞机一段管路系统进行研究,通过随机振动响应分析并结合S-N曲线对管路危险部位进行了疲劳寿命预估。Pettit^[6]采用试验和仿真相结合的方法分析管接头在动力学载荷作用下的应力松弛情况。周帅等^[7]通过振动疲劳试验获得不同应力幅值下1Cr18Ni9Ti管道对接焊缝的振动疲劳寿命。王立文等^[8]基于有限元软件根据飞机管路相关材料属性进行疲劳寿命分析,得到了管道疲劳断裂发生的位置。齐晓燕等^[9]对某型飞机液压管路进行试验得出管道危险点位置,基于Miner线性疲劳累积损伤理论对管道疲劳寿命进行了预测。

在外部环境影响下,飞机发动机管道疲劳性能的变化过程、危险点位置以及危险点应力幅值对管道疲劳性能的影响需要通过仿真与试验进行系统化研究。基于此,本文针对某型飞机实际液压管道,基于有限元分析方法,建立管道及其连接件模型,通过模态分析以及谐响应分析计算得出不同轴向装配偏差下管道疲劳危险点位置和应力幅值,结合S-N曲线进行管道疲劳寿命预估,设计了管道疲劳试验,验证了仿真结果的正确性。本文方法对于实际飞机液压管道疲劳寿命的预测,以及安装应力的控制均具有重要的工程应用价值。

1 管道有限元建模

1.1 三维实体模型

扩口式管路连接件是飞机液压系统中应用最为广泛的管路连接件^[10],根据其在实际工程应用中的结构尺寸建立扩口式管路连接件的三维实体模型是进行后续有限元分析的先决条件。本文根据航标HB4规定第1尺寸系列 $d_0=4\text{ mm}$ 利用CATIA建立管道装配实体模型,模型由管接头、平管嘴、扩口管以及外套螺母组成,如图1所示。

将各零件按相关标准规定进行装配,管道装配图如图2所示。其中扩口管材料为1Cr18Ni9Ti,管

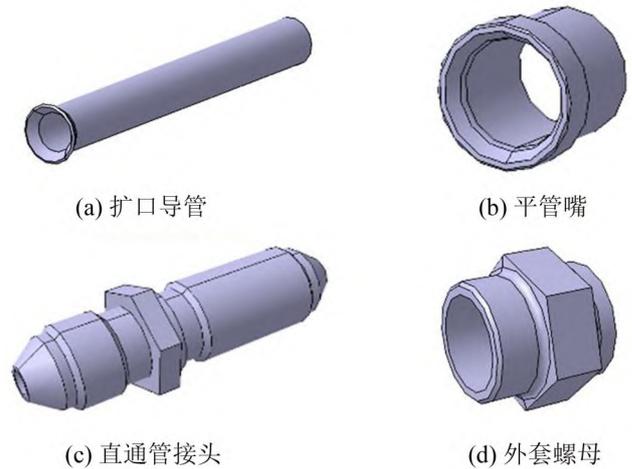


图1 管道连接件各零件模型

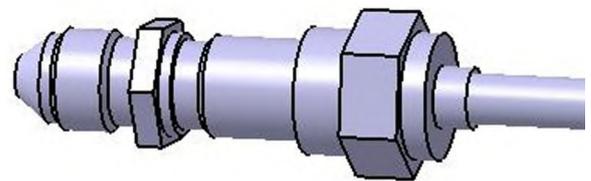


图2 管道装配图

接头、平管嘴、外套螺母材料为45钢,材料参数如表1所示。

1.2 Workbench有限元模型

将对整根管道导入有限元软件Workbench并对装配体模型进行简化,然后对其采用六面体网格划分,并定义1Cr18Ni9Ti和45钢材料属性,得到的有限元模型如图3所示,单元类型为solid186高阶单元,网格数量为203 583。

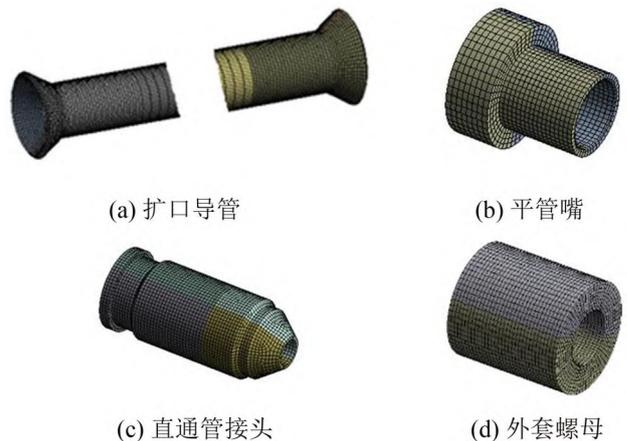


图3 有限元模型

装配后的有限元模型如图4所示。

表1 材料参数

材料	密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	弹性模量/GPa	泊松比	屈服极限/MPa	强度极限/MPa
1Cr18Ni9Ti	7 850	206	0.3	205	550
45钢	7 810	200.1	0.269	355	696.6

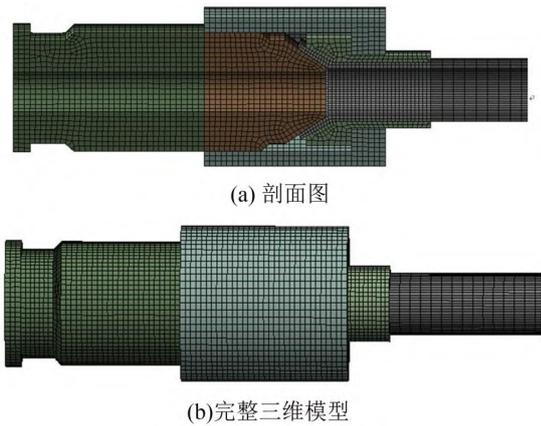


图4 模型装配图

设置4种类型接触对,分别是管接头-扩口管、管接头-外套螺母、外套螺母-平管嘴、平管嘴-扩口管接触对,如图5所示。其中管接头-扩口管、平管嘴-扩口管接触对需要考虑摩擦情况,设置为标准接触,摩擦系数设置为0.15,将管接头-外套螺母、外套螺母-平管嘴接触对设置为不分离接触。

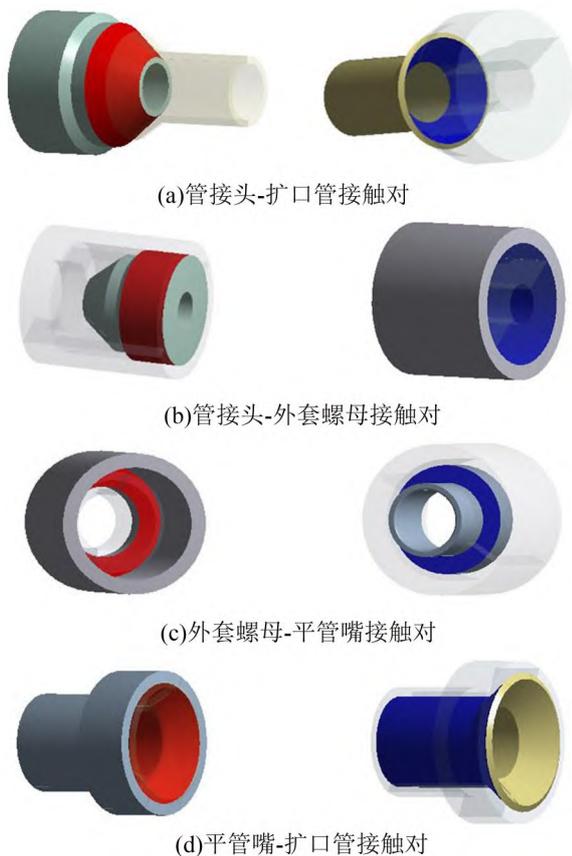


图5 接触对设置

为模拟实际管道安装情况,在一侧管接头处施加固约束,在另一侧的管接头施加轴向装配位移偏差,在管道和管接头内部施加2倍工作压力即42 MPa。在外套螺母处施加螺栓预紧力,根据GJB3054—1997中规定的进行疲劳试验管道的拧紧力矩,按照最大拧紧力矩23.5 N·m进行装配,为加

快仿真计算时间,同时不影响仿真结果的准确性,对螺纹部分进行了简化处理,省略外套螺母与直通管接头之间的螺旋副,可以大大提高有限元计算的收敛性与效率。并将所需要施加在外套螺母上的拧紧力矩转换为轴向预紧力。利用拧紧力矩与轴向预紧力转换关系式^[1],得到螺栓预紧力 $F_a=12\ 000\text{ N}$,约束及载荷的施加如图6所示。

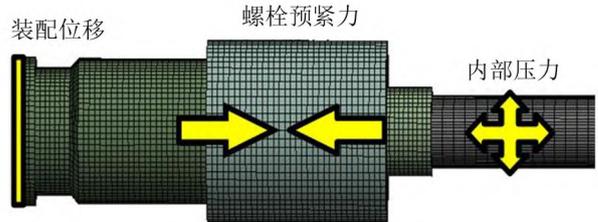


图6 约束及载荷的施加

2 不同轴向装配偏差对管道影响分析

根据GJB3054—1997规定,每根导管的总长轴向偏差应控制在0.8 mm以内,所以分别设置了轴向偏差为0、0.2 mm、0.4 mm、0.6 mm、0.8 mm、1.0 mm。

2.1 装配应力分析

通过workbench静力学分析,提取出不同轴向装配偏差下平管嘴末端与扩口管接触部位应力作为管道初始装配应力,并且与通过试验测得的初始应力进行对比,结果如图7所示。

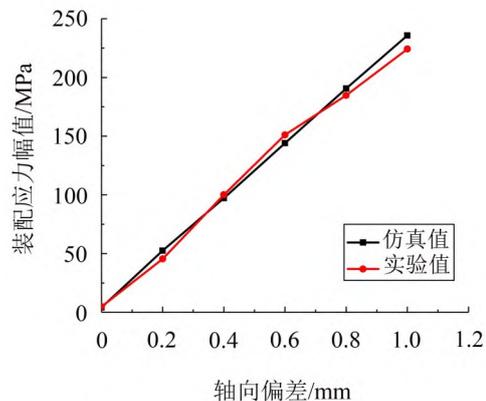


图7 不同轴向装配偏差下的管道初始装配应力

由图7可以看出,仿真值与实验值在轴向偏差为0~0.8 mm时较为接近,分别仅为0.74 MPa、6.99 MPa、2.89 MPa、6.99 MPa、5.80 MPa,但在1.0 mm时两者差值达到11.60 MPa,且管道初始装配应力随着轴向偏差的增大而不断增加。

2.2 模态分析

当激励频率接近管道固有频率时,就会发生共振现象。在进行装配应力分析后,为了更好了解管道动态特性,对管道进行模态响应分析,同时通过模态分析确定管道危险点位置为后续谐响应分析、疲

劳寿命预测奠定基础。通过模态分析得到不同轴向偏差下的管道前3阶固有频率,并且与通过试验测得的管道第一阶固有频率进行对比,如图8所示。

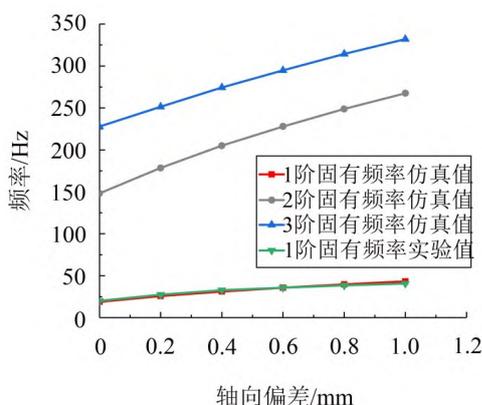


图8 不同轴向装配偏差下的管路连接件前3阶固有频率

根据图8可以得知,1阶固有频率仿真值与实验结果较为接近,且管道固有频率随着管道轴向偏差的增大而不断增加。

2.3 谐响应分析

进行管道谐响应分析时,在整个有限元模型上施加大小为1g的竖直方向的输入激励。根据模态分析的结果,谐响应分析中激励范围设置为0~300 Hz。

根据不同轴向偏差下的管道模型设置对应的阻尼比进行计算,通过谐响应分析得到管道扩口处的应力危险点位置,即为管道发生疲劳断裂的初始位置,如图9所示。

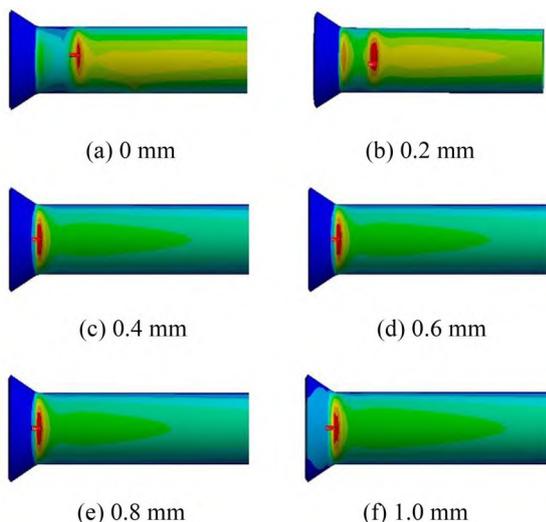


图9 管道扩口处的应力危险点位置

由图9可以看出,扩口管上的危险点位置主要集中在扩口管与平管嘴接触部分,根据谐响应分析结果提取出危险点应力响应幅值如图10所示。

由图10可知,随着轴向偏差的增大,在1阶固有频率处的危险点响应应力幅值逐渐减小。

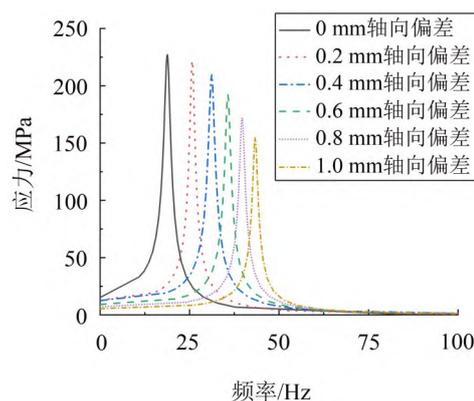


图10 各危险点应力响应幅值

2.4 基于S-N曲线预测疲劳寿命

通过S-N试验测得应力比 $R=-1$ 条件下的1Cr18Ni9Ti管道S-N曲线如图11所示。

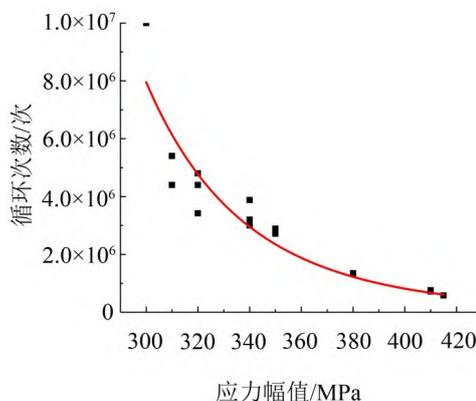


图11 $R=-1$ 条件下的1Cr18Ni9Ti管道S-N曲线
通过拟合得到的S-N曲线幂函数公式为:

$$N = 3.15 \times 10^{26} S^{-7.91} \quad (1)$$

由于仿真过程中设置初始装配偏差,使得结构的平均应力不为0,需要利用Goodman公式^[12]对 $R=-1$ 时的S-N曲线进行修正:

$$\frac{S}{S_{a(R=-1)}} + \frac{S_m}{S_b} = 1 \quad (2)$$

式中: $S_{a(R=-1)}$ 为将应力等效为应力比为-1时的幅值, S_b 为抗拉强度,1Cr18Ni9Ti抗拉强度为550 MPa, S_m 为应力均值。

将图11中不同轴向装配偏差下危险点应力幅值通过Goodman公式进行修正,其在应力比 $R=-1$ 下的对应应力幅值及根据式(1)得出的管道疲劳寿命仿真值如表2所示。

从表2中可以看出,随着轴向装配偏差增加,危险点应力幅值也增大,管道疲劳寿命不断减小。

3 带装配应力的液压管道疲劳试验

3.1 试验件及试验系统

试验件为真实飞机液压管道,如图12所示,所

表2 不同轴向装配偏差下的管路疲劳寿命仿真值

轴向偏差/mm	S_m /MPa	S_a /MPa	$S_{a(R=-1)}$ /MPa	寿命/cycle
0	14.843	227.06	233.24	9.2×10^7
0.2	53.941	221.01	244.55	6.0×10^7
0.4	150.66	208.52	285.26	1.4×10^7
0.6	235.79	191.16	330.18	3.7×10^6
0.8	305.51	172.43	379.42	1.0×10^6
1.0	345.64	154.85	404.93	5.6×10^5

选取管道直径为6 mm,长度为80 cm,两端扩口前预装了平管嘴与外套螺母,通过两个直通管接头与其他管路进行连接。

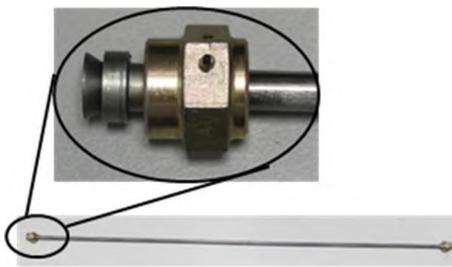


图12 飞机液压管道

试验系统主要包括装配偏差模拟试验台、手动液压泵、止压阀、数显扭矩扳手、提供正弦激励的振动台、应变片、NI信号数据采集器。疲劳性能试验系统示意图如图13所示。

3.2 试验方法

(1) 取一根试验件安装在管道装配偏差模拟试验台上,调节轴向偏差工装丝杆,丝杆螺纹为M18×1.5,即转动一圈轴向偏差增加1.5 mm,根据前文GJB3054-97规定控制轴向装配偏差大小。在其一端安装管接头并与手动液压泵相连接,另一端安装管接头与堵头相连。

(2) 在振动台上安装并固定加速度传感器,用

以监测振动台以及试验台加速度幅值。

(3) 将应变片贴在管道试验件两端的根部,应变片与NI信号数据采集器相连,NI信号数据采集器与计算机相连。

(4) 将HB4-1规定的对应拧紧力矩最大值,即23.5 N·m作为拧紧力矩值。使用手动液压泵对管道试验件进行充压至两倍工作压力,即42 MPa。达到压力后关闭止压阀。

(5) 在试验件中间位置夹上配重块,在配重块上固定加速度传感器用以监测试验件振动加速度幅值。

(6) 启动提供正弦激励的振动台,开始进行扫频试验,通过扫频试验得到试验件第一阶固有频率,此时试验件处于共振状态,产生垂直方向的振动。将激励频率保持在1阶固有频率处,通过振动台自带的软件RC-2000振动控制系统调节振动激励加速度幅值大小为1 g,打开疲劳试验软件进行监控,记录试验件两端的初始安装应力幅值。

(7) 在试验件开始振动后观测20分钟,若试验件应力幅值有明显下降,重新进行扫频试验得到新的一阶固有频率,然后重复(6)中的操作;若试验件应力保持稳定不变,在疲劳试验软件中记录并保存数据。

(8) 通过实时监测电脑与摄像设备等观察疲劳试验软件界面、试验件以及手动液压泵示数,若应力幅值大幅下降、试验件根部出现油液滴漏或者渗漏、手动液压泵示数明显下降,则表明所述真实管道试验件出现裂纹或者断裂,疲劳试验中止;若试验件振动次数超过 10^7 次后应力幅值基本没有变化、试验件无油液滴漏或者渗漏、手动液压泵示数基本不变,则表明试验件未发生断裂或产生裂纹,疲劳试验终止。

(9) 调节轴向偏差工装丝杆改变轴向偏差距

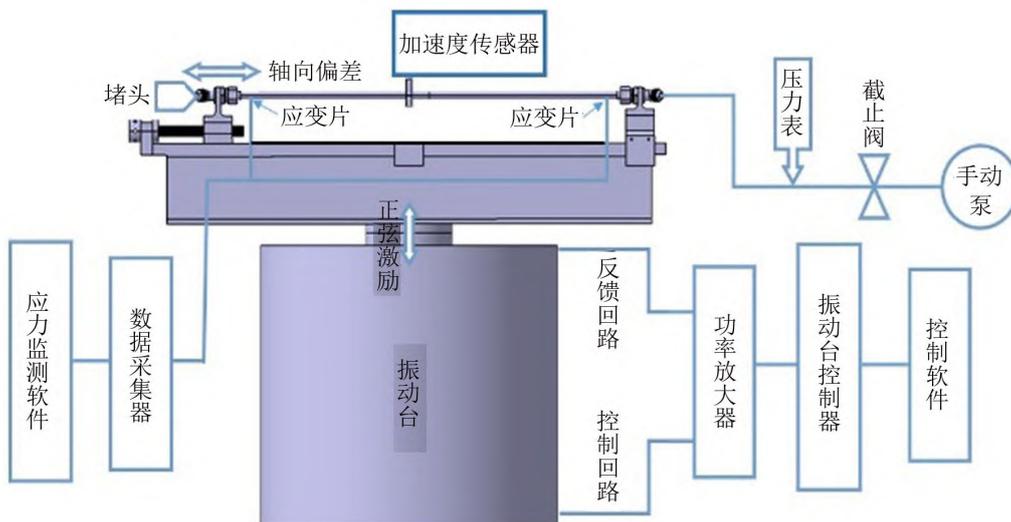


图13 管道疲劳试验系统示意图

离,重复试验。根据保存的数据得到不同轴向装配偏差下的管道试验件两端根部应力幅值随循环次数变化的曲线。

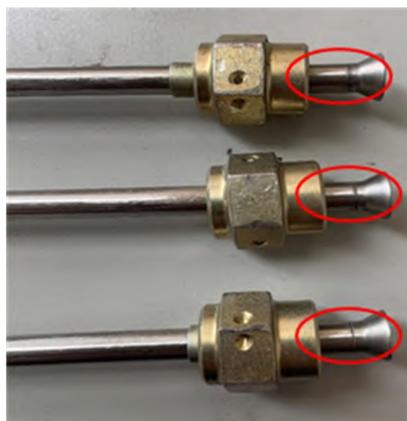
3.3 试验结果分析

本次试验针对6种不同轴向偏差下的管路连接件进行共振疲劳试验,其中对每种偏差进行3根管道的疲劳试验。同时,如果管道应力循环次数达到 10^7 次,未产生裂纹,则认为是寿命趋于无穷,试验结果如表3所示。

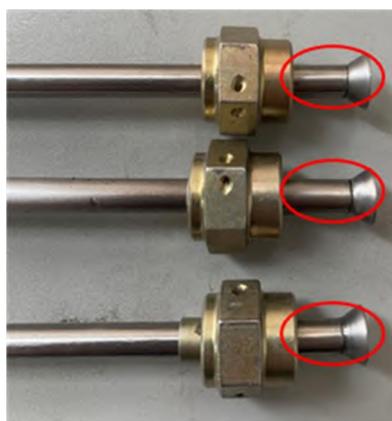
不同偏差下管道裂纹位置如图14所示。

表3 不同轴向偏差下管道疲劳寿命

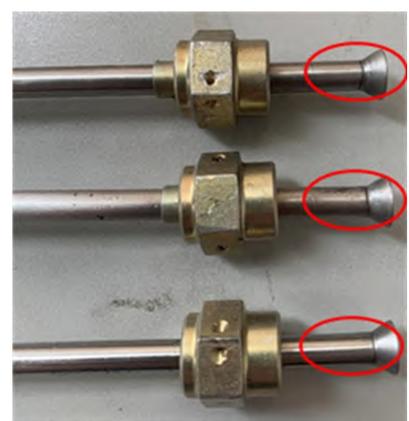
轴向偏差/mm	1号试验件疲劳寿命/cycle	2号试验件疲劳寿命/cycle	3号试验件疲劳寿命/cycle	平均寿命/cycle
0	$>10^7$	$>10^7$	$>10^7$	$>10^7$
0.2	$>10^7$	$>10^7$	$>10^7$	$>10^7$
0.4	$>10^7$	$>10^7$	$>10^7$	$>10^7$
0.6	$>10^7$	$>10^7$	6.8×10^6	$>10^7$
0.8	3.3×10^6	3.7×10^6	3.8×10^6	3.6×10^6
1.0	9.5×10^5	5.1×10^5	9.1×10^5	7.9×10^5



(a) 0.6 mm 轴向偏差管道



(b) 0.8 mm 轴向偏差管道



(c) 1.0 mm 轴向偏差管道

图14 不同偏差下的裂纹位置

表4 管道疲劳寿命对比

轴向偏差/mm	试验值/cycle	仿真值/cycle
0	$>10^7$	9.2×10^7
0.2	$>10^7$	6.0×10^7
0.4	$>10^7$	1.4×10^7
0.6	$>10^7$	3.7×10^6
0.8	3.6×10^6	1.0×10^6
1.0	7.9×10^5	5.6×10^5

通过表中对比结果可知,由于基于 Goodman 修正公式的估计结果偏于保守,导致仿真计算结果相对试验结果偏小,总体验证了仿真结果的可靠性。

4 结语

本文建立管道有限元模型,根据有限元仿真计

由表3和图14可知,当轴向偏差在 $0 \sim 0.4$ mm时,管道循环次数达到 10^7 并且未产生裂纹或断裂;当轴向偏差在 0.6 mm ~ 1.0 mm时,管道在不同循环次数下均产生裂纹或发生断裂,并且随着轴向偏差增大,裂纹痕迹越来越明显。可认为在轴向装配偏差为 $0 \sim 0.4$ mm、基础激励加速度幅值大小为 1 g时管道疲劳寿命远大于 10^7 。

根据疲劳试验结果与仿真结果对比可知,管道断裂位置与仿真应力危险点位置相同,疲劳循环次数与仿真预测循环次数对比如表4所示。

算与疲劳试验得到如下结论:

(1) 设计了带轴向装配偏差的管道疲劳试验,能真实模拟出管道在服役条件下的工况。

(2) 对带有轴向装配偏差的管道进行仿真,仿真应力危险点位置与试验中扩口管疲劳断裂的位置基本相同,并且提取出应力危险点幅值,通过 S-N 曲线所预测的管道疲劳寿命与试验结果对比误差较小,证明仿真结果的可靠性。

(3) 随着轴向装配偏差增大,管道装配应力也随之增加,并且在基础激励加速度幅值大小为 1 g、偏差达到 0.6 mm时,管道开始出现裂纹,疲劳寿命也逐渐下降。

(下转第279页)

(1) 隔振器阻抗测试结果表明,进行船舶低频机械噪声预报时需要考虑隔振器的低阶驻波效应,而基于弹簧质量模型的隔振器简化建模方法由于无法反映隔振器的驻波效应导致模型对隔振器质量控制区阻抗特性模拟的准确性降低。

(2) 忽略剪切作用会导致计算得到的隔振器刚度明显偏大,驻波效应出现的频率更高。基于Euler梁理论的隔振器建模方法无法对船舶上常见的剪切式隔振器进行准确的模拟。

(3) 采用基于Timoshenko梁理论的隔振器建模方法可以较为准确模拟隔振器的刚度控制区阻抗特性与低阶驻波效应。相较于不考虑隔振器质量分布特性的简化建模方法,能够有效提高模型对隔振器质量控制区阻抗特性模拟的准确性。

参考文献:

- [1] 汪月,蒋丰. 基础与筏体弹性对双层隔振系统冲击响应的响影响[J]. 噪声与振动控制,2014,34(6):37-40+64.
- [2] 张峰,俞孟萨,许树浩,等. 浮筏隔振系统功率流的矢量四端参数方法[J]. 中国造船,2010,51(4):118-126.
- [3] 黄修长,苏智伟,倪臻,等. 基于频响函数综合的推进轴系动力学建模与支撑结构参数优化分析[J]. 振动与冲击,2019,38(4):33-39.
- [4] 王婷,盛美萍,王敏庆,等. 钢弹簧分布质量对其阻抗影响[C]// 第十六届船舶水下噪声学术讨论会论文集,2017:71-77.
- [5] GARDONIO P, ELLIOTT S J, PINNINGTON R J. Active isolation of structural vibration on a multiple degree of freedom system, Part I: The dynamics of the system[J]. Journal of Sound and Vibration, 1997, 207(1): 61-93.
- [6] GARDONIO P, ELLIOTT S J, PINNINGTON R J. Active isolation of structural vibration on a multiple degree of freedom system, Part II: Effectiveness of active control strategies[J]. Journal of Sound and Vibration, 1997, 207(1): 95-121.
- [7] KIM S, SINGH R. Vibration trasmission through an isolator modelled by continuous system theory[J]. Journal of Sound and Vibration, 2001, 248(5): 925-953.
- [8] DYLEJKO P G, MACGILLIVRAY I R, MOORE S M, et al. The influence of internal resonances from machinery mounts on radiated noise from ships[J]. IEEE Journal of Oceanic Engineering, 2016, 42(2): 399-409.
- [9] 陈荣,孙玲玲,赵飞,等. 斜置弹性支承隔振系统功率流特性分析[J]. 噪声与振动控制,2009,29(5):54-57.
- [10] 陈荣,孙玲玲,吴银兵,等. 基于Timoshenko梁理论的斜置隔振系统功率流特性分析[J]. 振动与冲击,2010,29(9):97-101+245.

(上接第244页)

参考文献:

- [1] 王晶,陈果,郑其辉,等. 飞机液压管道初始装配应力仿真[J]. 航空计算技术,2012,42(6):54-57.
- [2] 程小勇,陈果,刘明华,等. 初始安装应力对管道固有频率的影响分析及试验验证[J]. 中国机械工程,2015,26(4):512-517.
- [3] 姜子晗,王卓健,鱼欢,等. 随机振动下装配误差对液压导管疲劳寿命影响仿真分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2020,21(2):24-28.
- [4] 寸文渊,赵正大,陈果,等. 基于模态分析的某型飞机液压管路故障诊断[J]. 液压与气动,2019(5):38-45.
- [5] 权凌霄,赵文俊,于辉,等. 随机振动载荷作用下航空液压管路疲劳寿命数值预估[J]. 液压与气动,2017(6):43-48.
- [6] PETTIT CHRIS L, SHIRYAYEV OLEG V, PAGE STEVEN M, et al. Measurements and modeling of variability in the dynamics of a bolted joint[C]// 45th AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. California, 2004: 1622.
- [7] 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.
- [8] 王立文,姜兴禹,李玉帅,等. 基于Workbench的民机液压管路疲劳寿命分析[J]. 机床与液压,2021,49(23):165-168.
- [9] 齐晓燕,徐真. 基于动应力的民机液压管路疲劳寿命分析[J]. 机械设计与研究,2018,34(3):167-170+174.
- [10] 寸文渊,张晶,崔保金,等. 基于CAE的导管精确扩口成形技术[J]. 锻压技术,2020,45(10):73-79.
- [11] 夏芝玮,樊新田,赵旭升,等. 基于有限元计算代理的飞机液压系统管路密封性能评估[J]. 润滑与密封,2021,46(12):147-156.
- [12] DIRLIK T. Application of computers in fatigue analysis [M]. Coventry:University of Warwick,1985.