航天飞行器管路结构的动力学强度分析与试验

王帅*, 荣克林, 李佰灵, 贾亮

北京强度环境研究所, 北京 100076

*联系人, E-mail: wangsh_cn@163.com

收稿日期: 2018-04-10; 接受日期: 2018-05-23; 网络出版日期: 2018-11-07

装备发展部“十三五”装备预先研究项目(编号: 41410010301)资助

摘要 航天飞行器管路呈现结构轻薄、力学环境恶劣、使用应力大、易产生低周疲劳的特点,曾多次发生飞行故障.随着航天飞行器向着轻质化、可重复使用、高可靠性的发展,对管路结构提出了由环境适应性定性考核向动力学强度定量评估转变的迫切要求.本文首先对基于Miles公式、模态均方根值等国内外管路结构动力学载荷分析方法的基本原理及其应用进行了介绍,用其指导管路结构动力学设计.其次结合工程实际,对管路结构动力学强度分析中常用的Steinberg快速评估、基于统计模型的频域疲劳分析等理论方法及技术要点进行了总结.最后结合航天领域管路结构动力学强度设计、分析与试验的研究现状,对有待于进一步开展研究的工程和科学问题进行了展望.

关键词 管路, 强度, 载荷, 力学环境, 试验

PACS: 46.50.+a, 46.35.+z, 46.25.Cc, 46.25.-y, 46.05.+b, 62.20.Mk, 81.40.Np

1 引言

管路的基本功能是把指定的介质输送到使用部位.对于航天飞行器管路结构系统,其职能特点决定了其在生产、运输、发射和飞行过程中承受多种恶劣的力学环境.在近年的航天工程中,出现过多次因管路断裂而导致的飞行失败或故障.

一直以来,对于航天领域管路结构动力学强度主要依赖于力学环境考核试验.然而,由于试验能力的限制和试验成本的约束,在地面上通常无法实现对预期使用环境的真实模拟.因此,即便是对力学环境考

核试验,仍然需要解决如下两方面的问题:一是试验室环境试验条件如何代表预期使用环境的问题,二是环境试验条件与预期使用环境不一致所造成的影响如何评估的问题.其本质上都是地面试验与工作环境下结构损伤的等效性问题,而问题的解决有赖于高精度动应力(应变)计算和试验,以及动力学强度定量分析的技术和方法.

此外,如何判断出厂验收试验等事件是否会对管路结构产生损伤?如果已经产生损伤,如何评估其剩余强度是否满足预期使用过程中的环境适应性要求?在结构的初始设计阶段如何给予考虑?这些摆在面前

引用格式: 王帅, 荣克林, 李佰灵, 等. 航天飞行器管路结构的动力学强度分析与试验. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024510
Wang S, Rong K L, Li B L, et al. Dynamics strength analysis and test for pipe structures of aerospacecrafts (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024510, doi: 10.1360/SSPMA2018-00115

的工程问题, 都提出了应尽快完成由环境适应性考核(定性)向动力学强度评估(定量)转变的迫切要求.

轻质化、可重复使用、高可靠性是新一代航天飞行器发展的趋势, 逐步地打破航天领域中的“静力学强度设计, 动力学环境评估”惯性思维的禁锢, 将动力学强度理念落实到结构设计中, 是航天产品结构设计“物尽其用”发展的必然要求. 相对于其他仪器设备, 管路结构具有结构形式相对简单, 承受力学环境相对恶劣的特点, 因此从构型的基础性和需求的紧迫性来看, 非常适合作为动力学强度设计的研究对象.

本文首先将对基于Miles公式、模态均方根值等国内外管路结构动力学载荷分析方法的基本原理、最大载荷分析中置信度水平峰值系数的工程选择进行总结, 能够用于指导管路结构动力学载荷设计. 其次, 对管路结构动力学强度分析中基于频域的应力、应变疲劳分析理论、方法和技术要点进行总结. 最后, 结合航天领域管路结构动力学的工程实践, 展望了需重点关注的工程及科学问题.

2 管路结构动力学载荷分析技术

目前在国内航天领域, 管路结构的强度设计过程大体可分为方案布局和强度校核两个阶段^[1]. 在方案布局阶段, 主要是进行受力分析, 估算边界载荷及管路装配补偿力, 确定管路形状及支架类型和分布; 强度校核目前广泛依赖于力学环境试验, 即通过规定的试验方法和相应试验条件的考核. 如果未通过考核, 则需要一个结构设计修改的循环迭代过程.

载荷(包括振动载荷)分析的目的是明确管路中载荷的种类、数值及传递路线, 能够为管路结构方案布局及强度设计提供依据. 目前在国内航天领域, 针对管路结构的初始设计也逐渐建立起采用载荷分析设计的理念, 但由于缺乏振动载荷定量分析手段, 一般通过静力载荷乘以适当的安全系数来涵盖实际工作环境中振动方面的影响, 随意性较大, 以下将对目前存在的定量载荷分析方法, 以及对最大载荷分析中的置信度水平峰值系数的选取原则进行介绍与总结.

2.1 基于激励信息的动力学载荷分析方法

文献[2]中提到利用Miles公式, 对管路结构进行随机和正弦振动的等效静态惯性载荷分析, 以得到管路

低阶共振频率关键位置处的截面载荷, 供设计参考. 振动加速度均方根值可采用Miles公式进行估算:

$$g_{eq} = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_n Q_n P_a(f_n)}, \quad (1)$$

式中, g_{eq} 为近似的均方根加速度响应, 通常用于作为“等效静态惯性载荷”; f_n 为Miles公式应用所选择的单一固有频率, 对应于固有频率 f_n 的模态振型 ϕ_n 基于显著的模态有效质量选择; $P_a(f_n)$ 是强迫加速度功率谱密度(输入谱)在频率 f_n 上的值, Q_n 是该模态的放大因子. Miles公式假设单自由度结构的响应, 因此应用于弹性结构的一个限制是, 所激发的单一模态振型应为静态惯性载荷作用下结构的近似剖面.

对于正弦振动, 近似的均方根加速度响应为

$$g_{eq} = Q G^{pk}, \quad (2)$$

式中, Q 为放大因子, G^{pk} 为正弦振动幅值.

采用工程算法、有限元方法等手段, 在获取结构模态频率及振型后, 将振动响应载荷等效为静态载荷, 即

$$F(x_k) = \phi_n(x_k) g_{eq} W(x_k), \quad (3)$$

式中, $\phi_n(x_k)$ 为模态振型 ϕ_n 最大值归一化后, x_k 位置的振型值; $W(x_k)$ 为 x_k 位置的集中质量的重量. g_{eq} 为近似的均方根加速度响应(单位: g), 在随机、正弦振动情况下的计算分别如式(1)和(2)所示. 在文献[2]中给出了土星V中S-IC级某管路初始设计过程中动载荷分析的事例.

2.2 基于响应信息的动力学载荷分析方法

上节的方法是基于力学环境设计条件获取载荷的方法, 可用于管路结构的初始设计. 文献[3]提出了基于管路结构加速度响应数据的动力学载荷分析方法, 能够利用实测飞行环境或试验响应数据进行管路结构的载荷分析, 便于管路结构设计修改的循环迭代使用.

首先, 获取管路结构动特性, 包括模态频率、模态振型和模态阻尼, 以及典型位置处的加速度响应功率谱密度.

其次, 采用等效白噪声激励法计算各测点处模态加速度均方根值, 即对应于功率谱密度曲线峰值区域的加速度均方根为

$$a_i^{RMS}(x_j) = \sqrt{\frac{\frac{\pi}{2} f_i P_a^x(f_i)}{Q_i}}, \quad (4)$$

式中, x_j 为管路结构上的测点位置, $P_a^{x_j}(f)$ 为该测点加速度响应功率谱密度曲线, f_i 和 Q_i 分别为管路结构第 i 阶模态频率和放大系数.

然后, 利用各测点位置模态振型值, 对各测点模态加速度均方根值进行加权平均, 管路结构第 i 阶模态的均方根加速度 a_i^{RMS} 为

$$a_i^{\text{RMS}} = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n \frac{a_i^{\text{RMS}}(x_j)}{|\phi_i(x_j)|}, \quad (5)$$

式中, $\phi_i(x)$ 为管路结构第 i 阶最大值归一化后的模态振型, $\phi_i(x_j)$ 为 x_j 测点振型值. $a_i^{\text{RMS}}(x_j)$ 为 x_j 测点的第 i 阶模态所对应的响应均方根值, 如式(4)所示, n 为试验测点个数.

最后, 进行随机振动下模态均方根等效载荷的计算:

$$F_i(x_j) = m(x_j)\phi_i(x_j)a_i^{\text{RMS}}, \quad (6)$$

式中, a_i^{RMS} 为第 i 阶模态加速度均方根, $\phi_i(x)$ 为最大值归一化的第 i 阶模态振型. 由式(6)得到管路结构第 i 阶模态均方根等效振动载荷分布后, 进而可得到结构的截面剪力、截面弯矩和应力等. 在文献[3]中, 利用某型号测压管路结构案例, 以结构应力响应为基准证明了该方法的正确有效性.

2.3 置信度水平峰值系数

在上述方法中, 均利用的是加速度均方根值进行管路结构的随机振动载荷分析, 然而通常更为关注的是最大载荷, 此时需要采用峰值(或最大值)加速度. 对于单自由度系统的随机振动, 其均方根值和最大值之间的近似表达式为

$$g_{\max} = \mu g_{\text{eq}}, \quad (7)$$

式中, μ 通常被称为置信度水平峰值系数. 对于正态分布的随机过程, 在航天领域一般规定界限为 $\pm 3\sigma$ ^[4], 此时 $\mu=3$, 即表示随机振动加速度值在 99.73% 的概率下均小于 $g_{\max}$; 当 $\mu=2.2$ 时, 置信度水平为 97.5%.

对于零均值信号, 文献[5]中指出 μ 经验公式为

$$\mu = \sqrt{2\ln(f_k T)}, \quad (8)$$

式中, T 为激励的持续时间, 乘积代表了贡献于统计分析的每个周期的振荡次数. 持续时间越长, 最大响应越

高. 与使用前述的简单系数相比, 经验公式(8)提供了更好的精确度. 而且可以发现, “ 3σ ”方法对应的系数可能过于乐观, 例如在 $f_k=100$ Hz 的条件下, $\mu=3$ 对应的时间仅为 0.9 s. 而对于一个典型的力学环境试验一般为 2 min 的持续时间, 其对应值应为 4.3.

3 管路结构动力学强度分析技术

随机振动下构件的疲劳寿命分析主要有时域和频域两种分析方法. 传统上由于时域信号记录方法直观, 结构应力循环计数法基本都是在时域定义并进行统计的, 由于不涉及深入的随机过程理论, 因而更容易为工程界所接受. 其主要缺陷在于数据处理量大, 特别是对于有限元动力学仿真分析来说, 有时甚至是不切实际的.

频域振动疲劳分析方法是直接利用应力功率谱密度, 并结合相应的累积损伤准则(如 Palmgren-Miner)来计算结构的疲劳寿命. 功率谱密度函数(PSD)是描述平稳各态历过程的重要参数, 利用功率谱密度可以获得构件局部应力幅值概率密度函数等统计信息. 1964 年, Bendat^[6]第一个提出了利用功率谱密度来评估疲劳寿命的方法, 并首先在海洋工程中得到了广泛和迅速的发展. 1985 年, Dirlik^[7]提出了的一个利用 Monte Carlo 技术的经验方法. Bishop^[8]做了大量的工作证明了 Dirlik 方法在不同的雨流范围都有很好的计算精度. 20 年间, 频域振动疲劳理论得到了不断的发展和验证. 基于功率谱密度的频域分析方法在满足精度需求的前提下, 凭借不需要循环计数、计算简单等优点而广泛应用于汽车、机器制造等工程领域^[9].

在航天工程领域, 一般采用振动加速度的频谱描述的最大期望振动环境, 并作为制定管路产品的振动环境设计和试验准则的依据. 因此, 采用频域振动疲劳分析方法也是管路结构的动力学强度分析的主要手段.

3.1 管路结构应力疲劳分析方法

3.1.1 Steinberg 快速分析方法

文献[5]提出了一种快速方式估计暴露于随机载荷的结构疲劳寿命的分步程序, 其应用于管路结构可总结如下.

(1) 获取管路结构的固有频率 f_n , 最简单结构的固

有频率可以通过标准方程和频率表计算. 如果不能得到结构的结构模型, 固有频率可能根据经验确定.

(2) 利用试验测量, 或相应的经验公式, 确定结构的放大因子 Q . 如文献[5]中的经验公式为 $Q = A\sqrt{f_n}$, 其中 f_n 为结构固有频率, 系数 A 依据结构、边界条件和频率范围进行估算选取.

(3) 借助Miles方程, 计算由随机强迫加速度 $\ddot{u}$ 产生的结构加速度 $\ddot{x}_{\text{rms}}$:

$$\ddot{x}_{\text{rms}} = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_n Q_n P_{\ddot{u}}(f_n)}. \quad (9)$$

在这一表达式中, 功率谱密度 $P_{\ddot{u}}$ 是在振动频率范围内分布的随机振动加速度.

(4) 根据牛顿定律, 找出动力学(惯性)加载 F :

$$F = M\ddot{x}_{\text{rms}}. \quad (10)$$

惯性载荷可能是离散载荷, 或者对于梁、板和实体分别按照线、面或体积分布. M 为结构子系统的总质量, 载荷作用于重心.

(5) 确定结构几何形状中的关键位置和惯性加载 F .

(6) 计算关键位置上的应力. 对于集中应力, 考虑应力集中系数, 特别是在结构脆弱的区域. 集中系数从结构几何形状确定或相关手册中查找.

(7) 从所用材料的适当S-N疲劳图表中, 找出在每个应力 $1\sigma=\text{rms}$, 2σ 和 3σ 上产生结构失效所需要的疲劳循环次数 $N_{1\sigma}$, $N_{2\sigma}$ 和 $N_{3\sigma}$.

利用Steinberg的三幅值带技术, 从下式中确定结构承受持续时间 T 的寿命试验的能力:

$$D = f_n T \left(\frac{0.683}{N_{1\sigma}} + \frac{0.271}{N_{2\sigma}} + \frac{0.0433}{N_{3\sigma}} \right). \quad (11)$$

结合误差因素影响及工程使用要求, 选取合理的累积损伤限值 D_{limit} , 通常 $D_{\text{limit}} \leq 1.0$. 如果累积损伤 $D < D_{\text{limit}}$, 则设计是令人满意的; 如果累积损伤为 $D > D_{\text{limit}}$, 结构可能无法满足使用要求, 应重新设计.

3.1.2 一般方法

功率谱密度函数提供了有关随机过程统计学的大量信息, 使用PSD的谱矩可以获得其他统计学特性^[10], 一个PSD的 n 阶谱矩定义为

$$m_n = \int_0^{\infty} f^n G(f) df, \quad (12)$$

式中, $G(f)$ 为频率 f 处的单边PSD值. 峰值期望速率(单位时间内峰值数) E_p 定义为

$$E_p = \sqrt{m_4/m_2}. \quad (13)$$

由材料的S-N曲线:

$$N = f(S) = C \cdot S^{-b}. \quad (14)$$

可得连续分布的应力状态下, 时间 T 内的疲劳损伤为

$$D_u = E_p T \int \frac{p(s)}{f(s)} ds = \frac{E_p T}{C} \int_0^{\infty} S^b p(S) dS, \quad (15)$$

式中, C 和 b 为疲劳曲线参数, 其取值要注意考虑缺口应力集中系数和表面加工系数等的影响, $p(S_i)$ 表示应力幅值概率密度函数. 动应力的积分限这里用 $0-\infty$ 来表示, 实际上, 上限通常采用最大动应力, 下限可依据实际情况采用0或者疲劳极限.

应用上述方法进行航天飞行器管路结构应力疲劳分析存在以下两个值得关注的方面.

一是航天飞行器管路结构基本上是同时承受内压、温度、振动等多种载荷作用, 此时通常将振动以外的其他载荷作为静载荷处理, 并在应力功率谱密度获取等动力学响应分析过程中考虑由该静载荷导致的微分刚度的影响^[11,12]; 在疲劳寿命分析中将静载应力视为平均应力, 采用Goodman, Gerber等公式来修正^[11,12].

二是随机振动下应力幅值概率密度函数的选取, 目前工程上通常采用Dirlik统计模型^[10-14], 但在航天飞行器管路结构上的适用性仍需要开展验证研究.

3.2 管路结构应变疲劳分析方法

由于航天飞行器轻质化的客观发展需求, 为充分发挥材料的潜力, 其部件通常呈现结构轻薄, 使用应力(应变)大的特征. 从可获取的飞行故障信息来看, 管路结构断裂多数表现为低周疲劳的特点.

结构的低周疲劳损伤是由材料的塑性形变引起的, 通常管路结构在服役期整体上处于弹性状态, 但是在某些应力集中部位(通常是疲劳危险部位)在高应力水平下进入塑性状态, 此时该部位应力-应变为非线性关系.

如前所述, 频域振动疲劳分析采用的是线弹性有

限元模型, 应力、应变传递函数和响应计算分析结果均是基于线性动力学理论得到的, 即仅能获取管路结构在线弹性假设下的应力应变值. 而实际上, 一旦在危险部位(高应力区域)发生材料的屈服, 其真实应变将大于线弹性计算值, 而真实应力将小于线弹性分析结果.

基于上述事实, 可通过采用近似算法修正线弹性分析结果的方法, 得到高应力区域的弹塑性应力应变. Neuber缺口修正理论提供了一种简化的应力应变分配原则, 即假定应力和应变的乘积为常数, 即弹性应力与弹性应变 ε_e 之积^[15], 如图1所示, 其表现为Neuber双曲线:

$$\sigma\varepsilon = E\varepsilon_e^2. \quad (16)$$

此外, 材料弹塑性循环应力-应变曲线是指材料经过一定循环次数形成稳态滞后环后, 不同应变幅 ε 下循环下的应力幅 σ 响应, 其一般用下式表达:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma}{K'} \right)^{1/n'}, \quad (17)$$

式中, E 为弹性模量, K' 为循环强度系数, n' 为循环应变硬化指数.

利用Neuber缺口修正理论公式(16)和材料的弹塑性关系公式(17), 可以由线弹性应力应变(如图1中c点所示), 修正得到弹塑性应力应变响应数据(如图1中d点所示). 进而结合材料应变疲劳寿命曲线, 获取管路

结构的应变疲劳损伤和寿命. 可见, 基于频域的应变疲劳分析方法, 需要将线弹性模型分析结果进行相应的修正来获取危险位置的应变值, 从而达到提升计算分析效率的目的. 然而, 各种修正理论方法对管路结构的适用性, 应进一步结合时域分析方法、试验进行验证和改进研究.

4 管路结构动力学试验

动力学试验是管路结构系统研制的一个重要环节, 仿真计算通常需作多方面的简化假设, 因此试验是验证设计正确性的必要手段, 以下将对管路结构动力学试验中应注意的问题进行总结.

4.1 管路结构动力学特性试验

管路结构动力学载荷分析和强度分析, 都需要获取其精确的动力学特性, 包括模态频率、振型和模态阻尼等, 原则上可以通过常规的模态试验技术进行测量获取. 值得注意的问题是, 如果在系统级结构上的动特性测试中只采集关心部位的数据, 那么将可能导致得到多阶具有相同振型模态的现象的发生, 如图2所示.

在系统不同组件之间或者不同部位之间, 经常存在显著的动力学耦合或动力学相互作用. 当被测试结构内部组件或者子系统没有进行测试, 而这部分区域可能有显著的结构或系统的1阶或多阶模态能量, 又包含用于识别系统模态特征关键信息时, 是不可能只测试其他关心部分的结构就总能满足要求的^[16]. 因此, 对于装配在实际系统级产品上的管路结构, 由于只关注其自身的动特性, 通常会忽视甚至缺少其他组件或子系统的测量数据信息而产生上述现象, 此时必须特别小心处理, 可以结合仿真分析等辅助手段进行甄别, 但最佳手段仍然是重新规划测点进行模态试验.

4.2 管路结构动力学环境和强度试验

目前, 航天领域管路系统动力学试验主要分为两种, 其中广泛开展的是考核性振动试验, 按给定的振动环境条件, 进行振动试验, 若管路结构通过试验未发生破坏, 即认为符合设计要求, 也为参加试车或飞行试验提供依据; 批生产时, 某些管路系统可能要抽查试验, 作为验收的依据. 另外一种为寿命性振动试

图1 (网络版彩图)Neuber缺口修正方法示意图

Figure 1 (Color online) Neuber notch corrections method schematic diagram.

图 2 (网络版彩图)系统级结构的不同模态却具有相同管路振型(虚线内局部振型)示例图

Figure 2 (Color online) Example of system-level structure which has same modes of vibration of pipes (local mode of vibration in imaginary line) in its different modals.

验, 即管路结构通过考核后, 重复振动条件, 继续试验直至破坏, 以了解管路系统的极限寿命, 为日后设计载荷变动, 处理超差代料提供资料. 在上述试验中, 主要存在如下几方面的问题值得关注:

限于实测飞行环境数据的匮乏, 目前对于航天飞行器管路结构力学环境条件设计, 主要是借鉴标准、相似型号进行初步制定, 辅以型号发动机试车、动力系统试车数据进行多次的修正循环. 虽然这些地面试车能够反映发动机等典型系统级产品的真实工作状态, 但其边界条件和飞行环境并不相同, 这种差别对管路振动环境以及对环境条件制定的影响需要分析研究.

管路产品在实际工作过程中大多同时存在多种因素(高低温、安装位移、内压)的共同作用, 其承受的振动环境也都是多维的, 限于试验能力、成本等方面的约束, 在地面上实现预期使用环境的真实模拟往往是不现实的. 在这种情况下, 其带来的问题一是需要评估试验室环境试验是否、或者在多大程度上完成了对预期使用环境的考核; 二是需要评估地面环境试验与预期使用环境不一致所造成的影响. 而问题的解决需要利用动力学强度分析技术对相关影响因素进行定量的分析研究.

精确的应力测量是确定管路结构动力学强度的基础, 由于管路弯角细小、内部流体脉动压力、高温等多方面因素的影响, 对应力测量方法和设备提出了特殊的要求. 特别是对于开孔、凸台、削弱槽等应力集中位置、焊缝等薄弱部位环节的应力测量方法应该深

入研究.

4.3 频率耦合检测与频率管理

频率管理也称为频率隔离, 是指通过结构设计, 使相应的结构和结构上安装的仪器设备所组成的系统(或子系统)的固有频率远离结构所经受的动力学激励的频率, 从而降低结构上安装的仪器设备的动力学响应.

在欧洲太空局阿里安5火箭研制中, 对于大质量支架结构的设计, 实际上使用了频率管理的动力学设计理念^[17]. 俄罗斯在液体发动机振动试验研究的方法和要求中指出^[18], “振动放大系数 Q 不应突破 $Q < 7$ 的规定. 当 $Q > 7$ 时, 建议修改元件的固定方法或方式以减小系数”. 这实际上指出了对管路结构频率管理的要求, 以下以基础激励下单自由度系统为例进行说明, 如图3所示, 其加速度响应与基础运动的动态传递率 $T(f)$ 可以表示为

$$T(f) = \frac{1 + j2\zeta(f/f_n)}{1 - (f/f_n)^2 + j2\zeta(f/f_n)}, \quad (18)$$

图 3 (网络版彩图)基础激励单自由度系统及其动态传递率幅频响应曲线

Figure 3 (Color online) Base excitation on single-degree-of-freedom system and its amplitude-frequency response curves of dynamic transfer ratio.

式中, f 为激励频率, m , f_n 和 ζ 分别为单自由度系统的质量、固有频率和阻尼比. 幅频响应函数 $|T(f)|$ 曲线如图 3 所示. 可以看出, 当结构存在超过 7 的放大倍数, 即 $Q > 7$ 时, 需要满足两方面的条件: (1) 结构阻尼系数 $\zeta = \frac{1}{2Q} < 0.0714$, (2) 结构激励频率 f 存在落入 $0.93f_n < f < 1.07f_n$ 范围内的频率分量, 一般将认为结构将发生共振, 即结构频率和激励频率发生了频率耦合. 因此, 限制元件放大倍数 $Q < 7$ 的规定, 其实质是从提高结构阻尼、结构频率避开激励频率两方面相结合, 并从定量的层面上提出了频率管理的要求.

近年来, 各类飞行故障及工程实践表明, 共振通常是诱发管路结构产生过大的动应力, 从而产生损伤和失效的主要原因. 国内航天领域已在多个型号开始进行管路结构频率耦合普查的工作, 但是目前仍然没有可供执行的检验原则、规范, 当然更没有蕴含于设计过程中频率管理的方法、准则.

5 结语

从航天飞行器管路结构的动力学载荷、强度分析与试验进行了综合分析评述, 并结合工程应用和试验实践, 对目前存在的问题和技术要点进行了总结. 建

议后续重点关注以下几方面的研究.

管路结构动力学载荷分析设计指南规范研究. 开发具有工程简化、快速分析特征的动力学载荷分析方法, 标准化载荷分析设计流程, 切实将动力学强度理念落实到管路结构设计.

多轴疲劳寿命理论、分析和试验研究. 它是解决管路结构疲劳损伤分析、多维振动环境条件制定等工程问题的基础. 航天飞行器管路乃至其他部组件结构, 在实际飞行过程中承受的是多轴振动环境^[19-21], 由于构件各位置处主应力的幅值和方向不断地随时间变化, 其损伤评估本质上属于多轴疲劳范畴. 目前工程上多是利用等效应力应变、单轴疲劳方法简化分析过程, 应进一步研究和验证各类多轴等效应力(应变)法的适用性. 此外, 对于多轴疲劳在力学分析, 实验研究乃至物理机制的认识等方面在当前都并不是十分充分的.

管路结构频率耦合检测及频率管理规范指南研究. 俄罗斯相关标准中采用的限制放大倍数的概念(即 $Q < 7$), 实际上是一种以定量形式给出的频率管理的原则, 从可操作性、可检验性角度的来看, 具有重要的参考价值, 需要从动力学强度的角度进一步深入剖析研究.

参考文献

- 1 Wang X Q. Liquid Ballistic Missile and Launch Vehicle Series—Structural Design (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 1994. 423–524 [王心清. 液体弹道导弹与运载火箭系列—结构设计. 北京: 宇航出版社, 1994. 423–524]
- 2 NASA-TM-X-64669. Vibration Manual. U.S. Government Printing Office, 1971, 507–531
- 3 Wang S, Zhang D M, Han W L, et al. Loads design and evaluation technology for pipeline structures (in Chinese). Struct Environ Eng, 2017, 44: 30–37 [王帅, 张冬梅, 韩文龙, 等. 管路结构振动载荷设计与评估技术. 强度与环境, 2017, 44: 30–37]
- 4 NASA. Dynamic Environmental Criteria (NASA-HDBK-7005). NASA Standards Program Office, 2001
- 5 ECSS-E-HB-32-26A. Space Engineering Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook. ECSS-Secretariat ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, 2013
- 6 Bendat J S. Probability functions for random responses. NASA report on contract NAS-5-4590, 1964
- 7 Dirlik T. Application of computers in fatigue analysis. Dissertation for Doctoral Degree. Coventry: University of Warwick, 1985
- 8 Bishop N W M, Hu Z, Wang R. Methods for rapid evaluation of fatigue damage on the Howden HWP330 wind turbine. In: British Wind Energy Conference. New York, 1998
- 9 Wang L, Ni Q, Zhang Q, et al. Estimation of fatigue life of pressure piping system under random excitations (in Chinese). J Huazhong Univ Sci Tech, 2003, 31: 100–102 [王琳, 倪樵, 张强, 等. 随机激励下高压管道的疲劳寿命分析. 华中科技大学学报(自然科学版), 2003, 31: 100–102]
- 10 Newland D E. An Introduction to Stochastic Vibration Specanalysis (in Chinese). Beijing: China Machine Press, 1978 [纽兰 D E. 随机振动与谱分析概论. 北京: 机械工业出版社, 1978]
- 11 Wang S, Zhang M M, Liu Z, et al. Dynamic strength valuation method of pipeline structures under preload (in Chinese). J Beijing Univ Aeronaut Astron, 2016, 42: 745–750 [王帅, 张明明, 刘桢, 等. 预载荷作用下管路结构动强度评估方法研究. 北京航空航天大学学报, 2016, 42: 745–

750]

- 12 Aircraft Design General Editorial Board. Aircraft Design Manual (Nineth Volume: Load, Strength and Stiffness) (in Chinese). Beijing: Aviation Industry Press, 2001 [飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册(第9册: 载荷、强度和刚度). 北京: 航空工业出版社, 2001]
- 13 Halfpenny A. A frequency domain approach for fatigue life estimation (in Chinese). China Mech Eng, 1998, 9: 16–19 [Halfpenny A. 基于功率谱密度信号的疲劳寿命估计. 中国机械工程, 1998, 9: 16–19]
- 14 Wang S, Li B L, Jia L. The fatigue damage research of space pipeline structures under uniaxial/multi-axial random vibration (in Chinese). Struct Environ Eng, 2012, 39: 36–41 [王帅, 李佰灵, 贾亮. 空间管路结构单多轴随机振动环境下的疲劳损伤研究. 强度与环境, 2012, 39: 36–41]
- 15 Nastran Embedded Vibration Fatigue User's Guide, MSC Software, 2017
- 16 Avitabile P. We updated a composite model but the properties seem to not be physical. Can the model be used for response studies? *Exp Tech*, 2013, 37: 4–6
- 17 Ariane5 Launcher Structure and Technology Translation Group. Ariane5 launcher structure and technology version (in Chinese). Beijing: First Academy of China Aerospace Science and Technology Corporation Press, 1999 [阿里安5火箭结构与技术编译组. 阿里安5火箭结构与技术译文集. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 1999]
- 18 Liu S, Yang D F, et al. The basic methodology and requirement of experimental study on vibration strength of liquid rocket engine (in Chinese). Beijing: First Academy of China Aerospace Science and Technology Corporation Press, 2000. 1–51 [刘爽、杨殿飞, 等译. 液体火箭发动机振动强度试验研究的基本方法和要求. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2000. 1–51]
- 19 Hamma G A, Stroud R C, Underwood M A. A review of multi-axial/multi-exciter Vibration Technology. *Sound Vib*, 1996, 4: 20–27
- 20 Wu J J, Rong K L. Multi-dimensional vibration environmental test method (in Chinese). *Missiles Space Veh*, 2003, 4: 27–32 [吴家驹, 荣克林. 多维振动环境试验方法. 导弹与航天运载技术, 2003, 4: 27–32]
- 21 Department of Defense. Environmental Engineering Consideration and Laboratory Tests (MIL-STD-810G). Aeronautical Systems Center, 2008

Dynamics strength analysis and test for pipe structures of aerospacecrafts

WANG Shuai*, RONG KeLin, LI BaiLing & JIA Liang

Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China

The pipelines of aerospacecrafts have characteristics of light and thin structures, severe mechanical environment, high operating stresses and easy to cause low cycle fatigues, and they have broken down in flight for many times. With the development of aerospacecrafts for lightness, reuseable and high reliability, the pressing requirements of pipelines change from environmental adaptability qualitative check to dynamic strength quantitative evaluation. This article firstly introduces the fundamental principles and applications of dynamic load analysis methods for pipelines base on the Miles formula, the modal root mean square (RMS) value, etc., and uses it to guide the dynamic design of pipelines. Then basing on engineering practices, it summaries the theoretical methods and technical key points of the Steinberg fast assessment and the frequency domain fatigue analysis base on statistics model, etc., which are always used in the dynamic strength analysis of pipelines. Finally, combining with the investigation status of design, analysis and test for pipeline dynamic strength in aerospace field, it outlooks the engineering and scientific problems needed to be studied further.

pipe, strength, load, mechanical environment, test

PACS: 46.50.+a, 46.35.+z, 46.25.Cc, 46.25.-y, 46.05.+b, 62.20.Mk, 81.40.Np

doi: [10.1360/SSPMA2018-00115](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00115)