

钛内衬碳纤维缠绕氦气瓶的 疲劳寿命和可靠度验证

张天平 杨福全 王小永 刘志栋
(兰州物理研究所, 兰州 730000)

摘要 结合卫星推进系统用复合材料高压氦气瓶产品研制, 重点讨论了基于有限元应力应变分析基础上的金属内衬低周循环疲劳寿命和复合层应力断裂失效可靠性, 产品鉴定试验结果说明了可靠性和疲劳寿命完全满足要求。

关键词 可靠性 疲劳寿命 鉴定试验 氦气瓶 推进系统 航天器

1 引言

复合材料缠绕压力容器具有质量小的优势和爆破前先泄漏(LBB)的安全失效模式, 正在空间系统中取代传统的钛合金压力容器^[1-2], 兰州物理研究所为中国航天系统成功研制了钛内衬、碳纤维/环氧树脂复合材料氦气瓶, 该气瓶体积 50L, 工作压力 30MPa, 最小爆破压力 64MPa, 质量不大于 11.5kg, 相对全钛合金情况减轻质量 50% 以上。金属内衬复合材料气瓶有两种失效模式: 第一种是气瓶爆裂这一灾难性失效, 产生的高压气体释放、金属或纤维束高速碎片将对发射塔或航天器产生严重的破坏; 第二种是气体泄漏失效, 尽管是非灾难性的, 也将导致发射推迟或在轨使命无法完成。可见氦气瓶的可靠性是中国卫星推进系统首次应用复合材料高压氦气瓶的关键。

应力断裂、碰撞或操作损伤、内衬泄漏、动力环境过载等是复合材料气瓶最大的失效风险因素。研究表明, 应力断裂为材料特征, 应力断裂失效时间主要依赖于纤维束种类和应力水平^[3-4]。碰撞损伤将导致爆破压力降低, 对 T1000 碳纤维, 降低幅度一般在 0 ~ 50% 范围, 典型值为 20%^[5-6]。实际中操作或碰撞损伤可以通过严格控制杜绝发生, 内衬泄漏可以通过最大裂纹控制、漏率检测等方法避免, 所以在复合材料气瓶工程应用中, 最值得关注的就是应力断裂失效问题和循环疲劳失效问题。

本文结合卫星推进系统氦气瓶鉴定产品研制, 应用有限元分析技术, 详细讨论了基于 Coffin-Manson 公式^[7-8]的氦气瓶疲劳寿命验证和基于二参数 Weibull 函数统计分析模型的可靠度验证, 产品鉴定试验结果表明, 气瓶的可靠度和疲劳寿命完全满足要求。

2 氦气瓶疲劳寿命和可靠度验证

2.1 氦气瓶设计应力

卫星推进分系统的复合材料高压氦气瓶的主要性能技术指标要求如表 1 所列, 气瓶内衬为钛合金材料, 复合层为高强度碳纤维/环氧树脂, 采用湿法缠绕固化而成。

表1 复合材料高压氦气瓶性能要求

性能项目	技术指标	性能项目	技术指标
气瓶形状和内径	圆柱型, $\Phi 330\text{mm}$	爆破压力	$\geq 60\text{MPa}$
容积	50L	工作压力循环	≥ 50 次
气瓶净质量	$\leq 11.5\text{kg}$	工作压力外泄漏	$\leq 1 \times 10^{-4}\text{Pa} \cdot \text{L/s}$
工作压力	$\leq 30\text{MPa}$	特征频率(轴向和横向)	$\geq 50\text{Hz}$
验证压力	$\geq 45\text{MPa}$	可靠度	≥ 0.999

氦气瓶设计中结合应用了网格理论和复合材料力学理论方法,通过建立有限元模型,利用 ANSYS 分析了气瓶的应力/应变、外压稳定性、模态等特性^[9-10],本文根据讨论的疲劳寿命设计分析和可靠性设计分析需求,将直接引用工作压力和爆破压力下的应力/应变分析结果。

1) 当压力为 11.5MPa 时,内衬柱段首先进入塑性区。压力为 24MPa 左右时,内衬整体上进入塑性区;

2) 30MPa 工作压力下,复合层环向缠绕层的最大应力为 1541MPa,螺旋缠绕层的最大应力为 1429MPa,发生在封头上靠近柱段的区域;

3) 60MPa 设计爆破压力下,环向缠绕层的最大应力为 3179MPa,螺旋缠绕层的最大应力为 3108MPa。

对应变分析结果的直接验证来自工作压力和验证压力下气瓶的轴向形变量测量结果,在固化后的水压试验过程中,由位移传感器测得 30MPa 下 6 个产品的轴向伸长量最大的为 6.32mm,平均值为 5.66mm,与分析值 6.25mm 相当一致。由位移传感器测得 45MPa 下 6 个产品的轴向伸长量最大的为 8.28mm,平均值为 7.37mm,与分析值 8.47mm 也非常一致。

2.2 氦气瓶压力循环疲劳寿命估计

空间系统应用复合材料压力容器普遍采用金属内衬和纤维复合层结构,在现代复合材料压力容器设计中,为了保证 LBB 安全失效模式的实现,复合层应能够承担全部的压力载荷,而薄壁金属内衬主要起密封作用,在工作压力下,内衬主体已经处于完全屈服状态。碳纤维复合层近似为线弹性脆性材料,大量试验已经表明,碳纤维复合材料具有比金属材料高得多的循环疲劳寿命,所以气瓶疲劳寿命设计的关键在于金属内衬。

由于内衬在工作压力下发生塑性形变,所以内衬的疲劳问题属于低周疲劳。对低周疲劳,基于大量实验数据的 Coffin-Manson 公式给出了总应变与循环寿命之间的关系。根据相关文献报道对钛材料的具体应用表达式为^[8]

$$N = \frac{1}{4} \left(\frac{\varepsilon_f}{\Delta \varepsilon_p} \right)^2 \quad (1)$$

式中 N 为循环次数, ε_f 为极小断裂应变, $\Delta \varepsilon_p$ 为循环中的塑性应变幅度。利用有限元分析得到内衬在零压力和工作压力下的等效应变沿内衬轴向的分布曲线见图 1,其中坐标零点在对称中心处。

利用关系式(1)计算内衬上轴向多个典型坐标处的工作压力循环应变幅度及对应的疲劳循环次数,具体结果见表 2。气瓶内衬柱段上的疲劳寿命相对较低,最低疲劳寿命部位在柱段与封头过渡处,最小工作压力循环次数为 788 次。根据气瓶 50 次工作压力循环要求,最小安全系数达 15,由

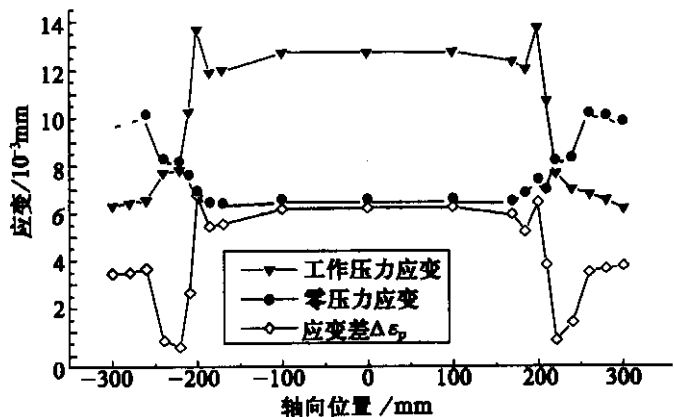


图1 内衬应变沿轴向的分布

此可知气瓶疲劳寿命裕度很大。

表2 钛内衬典型轴向坐标点的工作压力循环疲劳次数

坐标/mm	0	100	170	185	200	210	221	240	260	280	300
$\Delta\varepsilon_p(10^{-6})$	6142	6154	5851	5165	6354	3728	558	1293	3413	3558	3668
N/次数	843	840	929	1192	788	2289	102159	19026	4984	2513	2364

2.3 氦气瓶可靠度估计

20世纪80年代中期,已经报道了碳纤维的长期承载能力要好于玻璃纤维和凯夫拉纤维,统计技术成功用于复合材料气瓶的应力断裂,对碳纤维、玻璃纤维和凯夫拉纤维复合材料压力容器都服从二参数 Weibull 函数。具体表达方程为

$$P(t) = \exp[-(t/\beta)^\alpha] \quad (2)$$

式中 t 为时间, p 为工作寿命大于或等于 t 的概率, α 为 Weibull 形状因子, β 为特征寿命参数或 Weibull 比例参数。Weibull 形状因子 α 一般不是常数,与纤维的应力水平相关,但实际应用时可以作为常数处理。在工程应用实际关心的可靠度区间内,形状因子取值越小,分析计算结果越保守。特征寿命参数 β 与纤维工作应力水平相关,当应力达到断裂强度时,特征寿命应当接近为零,当应力为零时,特征寿命应当趋于无穷大。根据国外对碳纤维气瓶在地面环境下试验数据^[3-4,11],得到 α 最小为 0.19,最大为 0.46,平均为 0.36。试验数据给出的特征时间与工作应力关系为 $\beta = 1.1 \times 10^{51} \times 10^{-51.5\sigma/\sigma_b}$,其中 σ 、 σ_b 分别为纤维的工作应力和断裂强度。

复合材料气瓶工作寿命预测模型建立于大量试验统计分析基础,已经被证明具有很好的工程适用性。所以作为保守估计($\alpha = 0.2$)的具体分析碳纤维氦气瓶发生应力断裂失效的工作寿命与可靠度关系为

$$P(t) = \exp\left[-\left(\frac{t}{1.1 \times 10^{51-51.5\sigma/\sigma_b}}\right)^{0.2}\right] \quad (3)$$

式中 时间单位为小时。

复合材料的断裂强度数据,可以分别来自于纤维强度测试数据、复丝强度测试数据、拉伸环试验数据、小容器爆破试验强度、原尺寸气瓶爆破试验数据等。对高强度碳纤维而言,一般情况下纤维出厂强度数据明显偏高,不可用。复丝测试强度数据比小容器爆破试验数据普遍要小,使用该数据偏于保守。使用小容器强度数据相对比较准确,但仍然存在着容器尺寸的影响,存在爆破压力与断裂强度之间换算的误差。根据这些情况,在工程分析中复合层强度数据应当选择原尺寸气瓶的爆破压力数据,选择该数据的好处包括:

1) 最能准确代表实际气瓶的复合材料强度,同一设计、相同的缠绕固化工艺、一致的容器形状和尺寸、最接近实际工作状态的测试试验方法等,最大程度地保证了获得的试验数据最具可靠性和准确性;

2) 使用非常方便,爆破压力试验数据直接以压力形式给出,而气瓶实际工作状态下的可测量可利用参数就是压力,这样既可避免材料应力与工作压力之间的复杂换算过程,又可以避免了换算带来的误差影响。

根据 ANSYS 有限元分析结果,设计工作压力和设计爆破压力下气瓶环向纤维复合层应力均大于纵向(螺旋)复合层应力,分别如图2和图3,这样在式(3)中使用环向复合层的工作应力和爆破应力数据计算气瓶工作压力下的可靠度比较合理。

气瓶在 30MPa 恒压力下对应的应力水平参数 $\sigma/\sigma_b = 0.4847$,由式(3)计算得到对应不同工作寿命的气瓶可靠度值。2年寿命对应的可靠度为 0.999957,4年对应的可靠度为 0.999951。实际上对应可靠度为 0.99990 的工作寿命在 10^7 年以上,可以认为气瓶不存在应力断裂失效的可能,其主

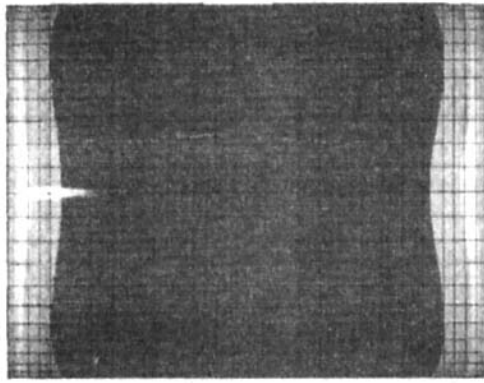


图2 30MPa 下环向缠绕层的应力分布图

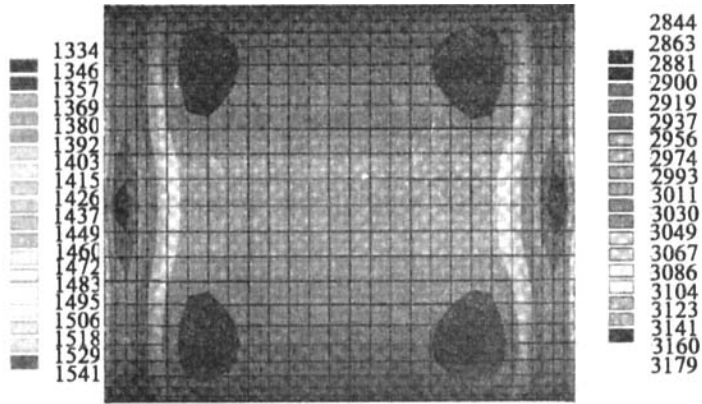


图3 60MPa 下环向缠绕层的应力分布

要原因来自两个方面：一是没有考虑应用环境因素对复合材料强度性能的影响；二是氦气瓶工作压力下的安全系数为 2.0，而不是国外普遍采用的 1.5。

在气瓶实际工作中，需要考虑地面和空间环境因素影响。除了高温(500℃以上)外，碳纤维性能对地面环境都不敏感，空间环境中最重要的是空间辐射环境，主要包括紫外光辐射、射线辐射、高能离子辐射等，试验数据已经表明，对 Kevlar 等有机纤维丝，紫外辐射能够明显降低纤维的应力耐久性能。对 T1000 碳纤维，目前还没有可以使用的空间环境效应实验数据，但根据复合材料气瓶工作寿命预测分析理论模型，还是可以对空间环境效应的影响结果给出分析。

空间效应是一个时间积累效应，为此把空间环境对气瓶的影响最终归结于气瓶复合材料强度随时间的线性衰减：

$$\sigma_b(t) = (1 - \alpha t)\sigma_b(0) \quad (4)$$

作为一种较严重估计，设复合材料强度的年衰减比例为 5%，即 $\alpha = 5.787 \times 10^{-6}/h$ ，把这一强度值随时间的变化代入关系式(3)后得到修正的寿命可靠性计算关系，同样以 30MPa 恒压考虑，2 年寿命末期概率从不修正情况的 0.999957 减小为 0.99984，仍然能够满足要求，对应 4 年后的可靠度降为 0.99908。

对于降低爆破压力安全系数设计的问题，可以用式(3)反过来确定满足可靠度 0.999 要求和使用寿命 2 年要求的工作应力水平。具体计算结果为 2 年和 4 年使用寿命对应的压力水平分别为 0.6174 和 0.6116，相应的爆破压力最小值分别为 48.6MPa 和 49.0MPa，相应最小安全系数为 1.62 和 1.64。由此可见，只要气瓶爆破压力最小值达到 49MPa，就能够以 0.999 的可靠度保证达到 2 年使用寿命。这也从一个侧面说明了国外采用 1.5 倍安全系数设计的可行性，因为运载火箭和卫星推进系统应用的复合材料气瓶实际使用寿命一般在 1 个月以内。从这个意义上说，氦气瓶还存在进一步优化设计以减小质量的余地。

3 氦气瓶疲劳寿命和可靠性的试验验证

对设计定型的两台复合材料氦气瓶进行了完整的鉴定试验，各项目试验要求和条件如表 3 所列，这里重点讨论与可靠性设计分析结果相关内容的验证情况。

表3 氦气瓶鉴定试验项目及 requirements 概览

试验项目	试验条件和要求
验证压力试验	加液压到 45MPa, 至少保压 10min, 气瓶不泄漏
正弦振动试验	气压 30MPa, 轴向 10g, 横向 6g, 2Oct/min
随机振动试验	气压 30MPa, (均方根) 轴向 14.5g, 横向 11.5g, 周期 2min
压力循环试验	由 0~30~0MPa 液压循环, 最少循环次数不小于 50 次
温度循环试验	气压 30MPa, -30~75℃ 循环 18 次, 高、低温端保温 2h
热真空试验	气压 30MPa, -30~75℃ 循环 6 次, 高、低温端保温 2h, 环境压力 $\leq 1.3 \times 10^{-3}$ Pa
储存试验	液压 30MPa, 保压 7 天后压力不下降
外漏率试验	氦气压 30MPa, 测量的漏率 $\leq 1 \times 10^{-4}$ Pa·L/s 为合格
爆破压力试验	加液压到 60MPa, 至少保压 30s 不爆破为合格

1) 两台气瓶都通过了鉴定级随机振动和正弦振动试验, 验证了气瓶具有抵抗发射环境动力过载失效的足够能力;

2) 两台气瓶都通过了鉴定级温度循环和热真空循环试验, 验证了气瓶具有适应空间热真空环境能力, 不会发生热真空环境造成的失效;

3) 两台气瓶都通过了 50 次的工作压力循环试验, 且漏率检验结果满足要求, 验证了气瓶具有满足使用要求的疲劳寿命, 不会出现裂纹扩展造成的泄漏失效;

4) 两台气瓶的实际爆破压力分别为 64MPa 和 68MPa, 均高于可靠性设计分析使用的 60MPa, 所以氦气瓶的实际工作可靠度要高于 2.3 节中的分析结果, 即使考虑空间辐射环境影响, 2 年的可靠度不会小于 0.999;

5) 在两台气瓶的每个产品上都分别进行了表 3 所列的全部鉴定试验项目, 全部顺利通过, 没有出现异常, 最终爆破压力满足要求, 验证了氦气瓶具有抗耦合因素导致出现失效的足够能力。

由此可以确认, 研制的钛内衬、碳纤维缠绕复合材料氦气瓶在目前卫星推进系统的应用中具有足够的工作可靠性, 即使考虑空间环境效应影响后, 在工作寿命期间的可靠度达到 0.9998 以上, 完全能够满足使命需求。

参 考 文 献

- [1] 张天平. 空间应用复合材料压力容器研制技术[J]. 上海航天, 2002, 19(1): 54-62.
- [2] BRAUN C A, PAPANICOLPOULOS A, DEVEY I. Advanced composite fiber/metal pressure vessels for space system applications [R]. AIAA 91-1976, 1991.
- [3] BABEL H, LEDESMA L G. Delta IV COPV risk mitigation [R]. AIAA99-2832, 1999.
- [4] BABEL H, VICKERS B, THOMAS D. Sustained load behavior of graphite epoxy metal-lined pressure vessels for long-life space applications [R]. AIAA89-2644, 1989.
- [5] COLLINS T. Impact damage and residual strength in graphite epoxy, composite, metal lined, pressure vessel [R]. AIAA 95-2910, 1995.
- [6] BEESON H D, DAVIS D D, ROSS W L, et al. Composite Overwrapped Pressure Vessels [R]. NASA TP-2002-210769, 2002.
- [7] HEFFERN T, KOLAR R. On Probabilistic Strain-based Fatigue Life Estimation [R]. AIAA2003-1835, 2003.
- [8] KAWAHARA G, McCLESKEY S F. Titanium lined, carbon composite overwrapped pressure vessel [R]. AIAA96-2751, 1996.
- [9] 杨福全, 张天平, 刘志栋, 等. 复合材料气瓶的有限元建模与屈曲分析[J]. 真空与低温, 2005, 11(1): 40-45.
- [10] 张天平, 杨福全, 刘志栋, 等. 一种卫星推进系统复合材料氦气瓶设计及验证[J]. 上海航天, 2006, 23

(3): 41-48.

[11] ROBINSON E Y. Stress Rupture Model for Design with Composite Materials [R]. AIAA97-2723, 1997.

作者简介

张天平 1963年生, 1998年获兰州物理研究所电子、离子与真空物理专业理学博士学位。研究员, 现主要从事空间微重力技术与物理、空间推进技术等方面的研究工作。

Demonstration in Fatigue Life and Reliability of Carbon-Fiber Overwrapped Helium Tanks with Titanic Liner

Zhang Tianping Yang Fuquan Wang Xiaoyong Liu Zhidong
(Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000)

Abstract Failure models and fatigue life of composite pressure vessels with titanic lined and carbon fiber overwrapped were introduced briefly. Based on stress and strain data resulted from finite element analysis, the low cycle fatigue life and the reliability, which associated with stress rupture failure, of a real helium tank were presented in details. A qualification test demonstration of the helium tank's reliability applicable to the propulsion subsystem of satellites was identified as well.

Key words Reliability Fatigue life Qualification test Helium tank Propulsion system Spacecraft

(上接第26页)

Investigation of Deviation between Quasi-transient/Steady State and Transient Model

Zhong Qi
(China Academy of Space Technology, Beijing 100094)

Abstract The temperature deviation based the periodically averaged was defined to evaluate the temperature differences between quasi-transient/steady state and transient spacecraft thermal models. The effects of various factors on the temperature deviation were investigated for a spacecraft thermal network model. It is revealed that the deviation approaches 0 for inner parts, thus hinting the substitution of periodically averaged heat source for transient one in thermal balance test does not result in the temperature deviation between test and flight.

Key words Quasi-transient state Steady state Temperature Approximation
Thermal analysis Spacecraft

钛内衬碳纤维缠绕氦气瓶的疲劳寿命和可靠度验证

作者: [张天平](#), [杨福全](#), [王小永](#), [刘志栋](#), [Zhang Tianping](#), [Yang Fuquan](#), [Wang Xiaoyong](#), [Liu Zhidong](#)
作者单位: [兰州物理研究所, 兰州730000](#)
刊名: [中国空间科学技术](#) **ISTIC PKU**
英文刊名: [CHINESE SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY](#)
年, 卷(期): 2007, 27(1)
引用次数: 1次

参考文献(11条)

1. [张天平](#) [空间应用复合材料压力容器研制技术](#)[期刊论文]-[上海航天](#) 2002(1)
2. [BRAUN C A](#), [PAPANICOLOPOULOS A](#), [DEVEY I](#) [Advanced composite fiber/metal pressure vessels for space system applications](#) 1991
3. [BABEL H](#), [LEDESMA L G](#) [Delta IV COPV risk mitigation](#) 1999
4. [BABEL H](#), [VICKERS B](#), [THOMAS D](#) [Sustained load behavior of graphite epoxy metal-lined pressure vessels for long-life space applications](#) 1989
5. [COLLINS T](#) [Impact damage and residual strength in graphite epoxy, composite, metal lined, pressure vessel](#) 1995
6. [BEESON H D](#), [DAVIS D D](#), [ROSS W L](#) [Composite Overwrapped Pressure Vessels](#) 2002
7. [HEFFERN T](#), [KOLAR R](#) [On Probabilistic Strain-based Fatigue Life Estimation](#) 2003
8. [KAWAHARA G](#), [McCLESKEY S F](#) [Titanium lined, carbon composite overwrapped pressure vessel](#) 1996
9. [杨福全](#), [张天平](#), [刘志栋](#), [王小永](#) [复合材料气瓶的有限元建模与屈曲分析](#)[期刊论文]-[真空与低温](#) 2005(1)
10. [张天平](#), [刘志栋](#), [杨福全](#), [王小永](#) [一种卫星推进系统复合材料氦气瓶设计及验证](#)[期刊论文]-[上海航天](#) 2006(3)
11. [ROBINSON E Y](#) [Stress Rupture Model for Design with Composite Materials](#) 1997

相似文献(10条)

1. 期刊论文 [徐楠](#), [王威强](#), [李乃根](#), [Xu Nan](#), [Wang Weiqiang](#), [Li Naigen](#) [基于矩法的应力疲劳寿命可靠性曲线分析方法](#) -[应用力学学报](#)2009, 26(1)
通过对Weibull分布、正态分布、指数分布等常用概率模型函数的中值疲劳寿命和高可靠度疲劳寿命关系的分析,建立了应力疲劳寿命可靠性通用表达式.指出疲劳寿命服从各常用分布的可靠性公式都可看作应力疲劳寿命通用公式的特例.基于概率模型分布函数的矩法理论,提出了适用于5种常用概率模型分布的应力疲劳寿命可靠性曲线分析方法.应用基于矩法的应力疲劳寿命可靠性曲线分析方法,获得了42CrMo硬齿面齿轮轮齿弯曲疲劳试验寿命数据的中值疲劳寿命和高可靠度疲劳寿命曲线方程.
2. 期刊论文 [沈海军](#), [郭华林](#) [结构疲劳寿命、可靠性可视化技术与虚拟疲劳设计](#) -[机械设计](#)2003, 20(3)
介绍了大型图形用户界面有限元软件、疲劳寿命预测模型、疲劳寿命可视化、可靠性可视化实现方法等结构疲劳寿命以及可靠性可视化技术.阐述了先进的基于“全场”疲劳寿命、可靠性可视化技术的产品虚拟疲劳设计思想.以有限元软件ANSYS为平台,自行开发了基于结构疲劳寿命、可靠性可视化技术的外部模块,并采用该模块对某战斗机起落架框进行了“全场”疲劳寿命、可靠性可视化分析.
3. 期刊论文 [傅霖](#), [吕震雷](#), [袁修开](#), [Fu Lin](#), [Lu Zhenzhou](#), [Yuan Xiukai](#) [粉末冶金涡轮盘低周疲劳寿命可靠性敏感度分析](#) -[西北工业大学学报](#)2007, 25(2)
对于在0-起飞-0循环载荷作用下的某型粉末冶金涡轮盘,利用可靠性分析的要求寿命-实际寿命干涉模型,建立了给定寿命要求下的涡轮盘低周疲劳寿命非线性极限状态方程.在此基础上,分别采用改进一次二阶矩法、Monte-Carlo模拟法和马尔可夫链模拟方法,对涡轮盘进行了低周疲劳寿命可靠性敏感度分析.通过对分布参数可靠性灵敏度作无量纲归一化处理,得到了影响涡轮盘低周疲劳寿命失效概率的分布参数排序,其中起飞状态应变的均值对失效概率的影响最大.研究了涡轮盘寿命可靠性灵敏度随基本变量变异系数变化的趋势,分析了变化趋势对设计的影响.同时,通过3种可靠性灵敏度方法结果的对照分析,得出了各种方法的适用范围.
4. 学位论文 [郑晓阳](#) [基于累积破坏率法的疲劳寿命及可靠性预测](#) 1998
该文通过大量的试验,对材料在恒力谱载下的疲劳寿命及分布规律进行了研究,以试验数据为依据,以P-S-N曲线为基础,结合概率统计的理论,提出了一个新的估算谱载下疲劳寿命的方法.该文以谱载下的疲劳寿命与可靠性预测模型为研究重点,主要开展了四方面的工作:1. 试验研究16Mn对焊接头及铸钢车轮的疲劳性能,并分析了其疲劳寿命分布规律;2. 提出了估算谱载下疲劳寿命及其可靠性的累积破坏率法,通过16Mn对焊接头及铸钢车轮的试验结果对该方法进行了验证;3. 采用有关文献的数据,与其它寿命估算方法进行比较,进一步阐述了累积破坏率法的准确性

和适应性;4. 通过理论分析及试验研究, 累积破坏率法解释了载荷顺序效应问题并通过了试验验证, 而这是其它方法不能解决的问题。

5. 学位论文 [张书明 飞机结构疲劳寿命可靠性研究](#) 2001

首先介绍了飞机结构疲劳寿命可靠性研究的进展与现状, 提出了飞机结构部件载荷标定试验的通用力学模型, 通过结构部件直接进行应变桥路传感器设计和标定加载试验的现场实施以及对试验数据的分析处理、优化与检验、置信区间探讨、误差控制分析, 提出了对载荷误差方程求导, 实现最小误差控制的试验载荷计算, 完成试验载荷的优化设计, 建立了以飞机机翼、尾翼等大型结构部件为例的载荷输入与应变输出关系方程, 给出了广义S-N曲面在给定均值条件下的建立方法与运用实例, 并提出了一种新的断裂性能可靠性曲面的建立、测定及拟合的方法, 建立了以无限寿命设计、有限寿命设计、寿命分散系数和结构系统的寿命可靠性为代表的飞机疲劳寿命可靠性设计方法, 结合实际的工程项目“轰六型飞机全机疲劳试验”对全尺寸飞机结构疲劳试验进行了探讨, 在所获得的全尺寸疲劳试验结果的基础上, 根据寿命发散系数方法估算了轰六飞机的安全使用寿命, 借助当量寿命概率分布, 提出了轰六飞机的中值随机疲劳载荷谱的编制原理。

6. 学位论文 [朱兴红 提速货车转向架关键部件疲劳寿命及可靠性研究](#) 2006

铁路货车转向架在提速工况下的疲劳寿命和可靠性是货车提速最为关注的课题之一。转8AG是在原转8A型转向架基础上加装交叉杆改造而成的提速转向架, 摇枕、侧架是三大件式货车转向架的基本组成部分, 在运用中承受随机载荷。本文综合有限元静态分析、运用数据调研、结构分析确定摇枕、侧架的疲劳控制点, 分析了动应力测试的数据采集和处理方法; 依据转8G(AG)摇枕、侧架剩余寿命试验, 对采集到的数据进行数据处理编制应力谱; 根据应力谱计算产生的损伤, 按照Miner法则对转8AG摇枕、侧架在提速工况下的疲劳寿命进行估算, 并对其疲劳寿命的可靠性的主要影响因素-应力分布进行统计推断。本文对可靠性研究在我国铁路货车车辆设计和运用管理中的应用作了展望, 结合货车转向架大部件寿命管理提出建议。

7. 期刊论文 [刘志香, LIU Zhixiang 基于有限元法评定机械构件的疲劳寿命可靠性 -现代制造技术与装备](#)

2007(2)

机械构件的疲劳寿命是其可靠性的一个重要指标, 本文提出并运用以有限元分析为基础的可靠性评定方法来分析机械构件的疲劳寿命可靠性, 为在机械设计中引入概率论与随机过程等数学方法作了初步尝试。

8. 会议论文 [郭敬茹, 谢宝龙, 王文静 货车13号钩尾框疲劳寿命及可靠性研究](#) 2003

本文提出了近几年由于货车运行速度的提高和列车编组数量的增加, 而致使货车13号钩尾框疲劳寿命降低的问题; 在美国AAR标准和我国实测载荷谱的基础上, 确定了钩尾框拉伸载荷谱, 并基于应力修正的Neuber法及局部应变寿命法, 研究了钩尾框的疲劳寿命及可靠性。

9. 会议论文 [李兴林, 张燕辽, 曹茂来, 李建平, 张永恩 滚动轴承疲劳寿命及可靠性强化试验系统技术研究](#)

2003

本文论述了滚动轴承寿命强化试验技术A2BLT+F2AST, 它是解决滚动轴承寿命强化试验难题的硬件、软件、标准的总成。介绍了我中心根据此技术研制的ABL型系列自动控制滚动轴承疲劳寿命及可靠性强化试验机。该成果属国内独创, 达到国际先进水平。经推广应用, 客户一致反映其使用效果良好, 能满足各轴承生产厂家加速轴承新产品开发的需求, 适用于汽车、机床、冶金、纺织、石化等行业的轴承用户检测或验收, 同样适合各相关科研单位用于试验分析研究。

10. 期刊论文 [裴月, 薛飞, 王荣桥, PEI Yue, XUE Fei, WANG Rong-qiao 涡轮盘低循环疲劳寿命可靠性研究 -燃气涡轮试验与研究](#) 2007, 20(1)

通过对某型航空发动机高压涡轮盘的弹塑性有限元分析, 确定危险区域, 利用Masson-Coffin公式及Miner线性累积损伤理论计算了涡轮盘在主轴环和次环同时作用时的低循环疲劳寿命。在确定性寿命计算的基础上, 考虑参数的随机性, 进一步对涡轮盘低循环疲劳寿命进行可靠性研究, 利用响应面法和Monte Carlo法相结合的方法计算高压涡轮盘低循环疲劳寿命的随机响应, 并对随机因素进行灵敏度分析, 得到影响涡轮盘寿命的主要因素。

引证文献(1条)

1. [常新龙, 张晓军, 刘新国, 简斌 复合材料气瓶有限元分析与爆破压力预测\[期刊论文\]-火箭推进](#) 2008(4)

本文链接: http://d.wanfangdata.com.cn/Periodical_zgkjxjs200701007.aspx

下载时间: 2009年10月16日