

航空光学器件的损伤破裂机理和加速寿命 试验方法研究

王保松

(江苏金陵机械制造总厂, 南京 211100)

摘要: **目的** 研究航空光学器件的损伤破裂机理和加速寿命试验方法。**方法** 从理论上对航空光学器件的损伤破裂机理进行研究,对不同机理产生的原因、表现及预防措施进行分析。分析大气摩擦和太阳辐射因素对航空光学器件表面温度的影响,在 Arrhenius 模型理论基础上,以加速寿命试验方法计算航空光学器件的寿命。**结果** 推导出了航空光学器件寿命的计算公式。**结论** 航空光学器件的损伤破裂主要归因于脆性断裂失效和疲劳断裂失效。

关键词: 航空光学器件; 破裂机理; 寿命分析; 模型计算

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2013.06.007

中图分类号: V416 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2013)06-0029-04

Study on the Mechanism of Aviatric Optical Device Failure and Method of Accelerated Life Test

WANG Bao-song

(Jinling Machine Factory of Jiangsu Province, Nanjing 211100, China)

ABSTRACT: Objective To explore the fracture mechanism of aviatric optical devices and study the accelerated life Test. **Methods** Theoretical studies were performed using optical devices for aviation rupture mechanism of injury; the causes of different mechanisms, performance and preventive measures were analyzed. **Results** The atmospheric friction and solar radiation factors on the optical surface air temperature was analyzed, and the aviation optics lifetime was calculated by accelerated life test method based on the Arrhenius model theory. **Conclusion** Brittle fracture injury rupture failure and fatigue failure is the main risk factors of aviation optics fracture.

KEY WORDS: aviatric optical devices; fracture mechanism; life analysis; model accelerate

随着现代航空光学材料的发展,光学器件(比如 各种类型的透镜、反射镜、腔镜以及保护罩)在航空

收稿日期: 2013-09-23; 修订日期: 2013-10-05

Received: 2013-09-23; Revised: 2013-10-05

作者简介: 王保松(1981—),男,河北衡水人,硕士,主要研究方向为光学器件、薄膜技术。

Biography: WANG Bao-song(1981—),Male,from Hengshui,Hebei,Master,Research focus: optical devices, thin film technology.

光学设备中获得了广泛的应用,其显著优点得到广泛公认。光学器件暴露于外界环境下,在使用过程中受到外界恶劣环境的影响,较易出现破裂和损伤等问题,航空光学器件在使用过程中出现破裂或裂纹的现象更为普遍,其安全性、可靠性等系列问题也备受关注^[1],因此有必要对此现象的特征、成因和预防进行分析、探索,以预防光学器件破裂以及造成其他部件的破损。

1 航空光学器件破裂机理分析

断裂力学是固体力学的一个分支,是研究含裂纹物体的强度和裂纹扩展规律的科学,基于光学器件本身材料特性的考虑,引起光学器件破裂的原因应该主要归于脆性断裂和疲劳断裂。文中应用断裂力学的原理对光学器件的损伤破裂问题进行了研究和分析。

1.1 脆性断裂

工程构件的脆性断裂大都没有事先预兆,具有突发性,对工程构件与设备以及人身安全常常造成极其严重的后果。引起脆性解理断裂失效的原因主要有环境温度、介质、加载速度、材料的晶体结构、显微组织和应力大小与状态等。

1.2 疲劳断裂

工程构件的疲劳断裂是指在交变应力作用下,经一定循环周次后发生的断裂。疲劳断裂应归于脆性断裂范畴,但由于疲劳断裂出现的比例高,危害性大,且是在交变载荷作用下出现的断裂,因此国内外工程界均将其单独作为一种断裂形式加以重点分析研究。疲劳断裂具有以下特点:应力呈周期性变化,疲劳破坏表现为突然断裂,断裂前无明显变形^[2]。

航空光学器件正常使用下不存在破裂,其破裂绝大部分属于热应力破裂。航空光学器件在阳光的照射下,吸收阳光中辐射能,在光学器件体内转化为热能,使光学器件被照射部分温度相对升高而处于热膨胀状态,由于光学器件体内温度分布不均,产生内部热应力。光学器件中区的热膨胀对玻璃器件边区产生张应力,光学器件吸热尤为显著,吸收太阳辐射能的差异造成光学器件温差更大,热应力破裂现

象较多^[3]。

2 加速寿命试验方法研究

2.1 方法概述

加速寿命试验(HALT)是由美国军方所延伸出的设计质量验证与制造质量验证的试验方法,现已成为美国电子业界的标准产品验证方法。HALT是一种通过让被测物承受不同的应力,进而发现其设计上的缺陷,以及潜在弱点的实验方法。HALT利用阶梯应力的方式加诸于产品,能够在早期发现产品缺陷、操作设计边际及结构强度极限。加速试验的基本条件之一是样品失效机理不能改变,特别是最高应力水平的确定不能改变失效机理。加速寿命试验是在相对较短的时间内通过加速使用环境确定产品可靠性的过程。加速试验模型将部件的失效率或者寿命与给定的应力联系起来,在加速试验中得到度量,从而推断正常使用条件下的性能。主要模型有威布尔分布、Arrhenius模型、Coffin-Manson模型和Norris-Lanzberg模型等^[4]。褚卫华等分析了高加速寿命试验(HALT)与高加速应力筛选(HASS)试验技术的特点、所需资源,并对其他的相关内容进行了说明^[5]。

2.2 模型建立

在航空光学器件的加速寿命试验中,考虑到其主要破坏因素为热应力造成的破裂,将其他失效因素归一化到受温度变化的影响,采取温度步进应力的实验方法,利用温度的变化来产生热应力,找出样品的应力极限。应用典型反应速率模型中的Arrhenius模型对样品性能进行分析,其基本表述为:某样品的性能退化率与激活能的指数成正比,与温度倒数的指数成反比。表达式为:

$$\frac{\partial M}{\partial t} = A_0 \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT}\right) \quad (1)$$

式中: M 为产品某特性值的退化量; t 为时间; A_0 为系数; ΔE 为失效机理激活能,eV; k 为波尔兹曼常数 8.617×10^{-5} eV/°C; T 为热力学温度。

假设样品从1状态变化到2状态,有关系式:

$$M_2 - M_1 = \int_{t_1}^{t_2} A_0 \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT}\right) dt \quad (2)$$

当变化过程中温度固定,则有:

$$M_2 - M_1 = A_0 \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT}\right)(t_2 - t_1) \quad (3)$$

(3)式可变换成为:

$$t_2 - t_1 = \frac{M_2 - M_1}{A_0 \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT}\right)} \quad (4)$$

当退化量达到某个值 M_p 时,则认为该器件失效,由此会影响到由它们所构成的设备的性能参数或工作情况。这时的时间差 $t_2 - t_1$ 就是他们从开始延续的寿命 L 。

$$L = \frac{M_p - M_1}{A_0 \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT}\right)} \quad (5)$$

对于采用步进温度的情况而言,有多个不同的固定温度阶段,设温度分别为 $T_1, T_2, \dots, T_p$, 产品特性退化率为 $M_1, M_2, \dots, M_p$, 则有以下的关系式:

$$M_2 - M_1 = A_0 \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_1}\right)(t_2 - t_1)$$

$$M_3 - M_2 = A_0 \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_2}\right)(t_3 - t_2)$$

...

$$M_p - M_{p-1} = A_0 \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_{p-1}}\right)(t_p - t_{p-1}) \quad (6)$$

若保持在某一固定温度上停留的时间均相同,以 Δt 表示,上面等式两边相加得:

$$\frac{M_p - M_1}{A_0} = \left[\exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_1}\right) + \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_2}\right) + \dots + \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_{p-1}}\right) \right] \Delta t \quad (7)$$

根据上式就可求得 $\frac{M_p - M_1}{A_0}$ 的值,确定样品的热应力极限。

2.3 寿命计算方法

航空光学器件表面温度的升高,主要是由于在飞行中受到大气摩擦、太阳辐射等,从而产生热量导致的。

2.3.1 大气摩擦造成的温升

航空光学器件表面温度可以表示为:

$$\text{TAT} = \text{SAT}(\text{静温}) + \text{动温} \quad (8)$$

TAT 为全温,全温是指当压缩空气的速度提高

到运动物体的速度,空气全受阻时的取样温度,基本上可以认为是物体迎着气流面的温度。SAT 表示静温,是指周围未受扰动的大气温度,通常也可将其看作是物体所处的外界大气温度 OAT; 动温与速度的平方成正比,表示为 $0.2 \cdot M^2 \cdot \text{OAT}$, 则式(8)可表示为:

$$\text{TAT} = (1 + 0.2 \cdot M^2) \cdot \text{OAT} \quad (9)$$

2.3.2 太阳辐射造成的温升和传导引起的温降

参考 GJB 150.7—1986 测试标准^[6], 太阳辐射总辐射强度按 1120 W/m^2 计算,照射到航空光学器件表面时,按照 5% 太阳能被吸收和 40% 的吸收能量转化为热量计算。一天内太阳辐射量按照循环热效应日循环图计算,1—6 点辐射量为 30 W/m^2 , 6—12 点维持辐射量 1120 W/m^2 , 18—24 点辐射量从 1120 W/m^2 下降到 30 W/m^2 , 一天的辐射量经过平均后得出平均辐射量为 $575 \text{ W/(m}^2 \cdot \text{h)}$ 。所吸收的能量造成的温度升高量为:

$$\Delta T_1 = \frac{575 \cdot \pi \cdot (0.125)^2 \cdot 0.05 \cdot 0.4 \cdot \Delta t}{m \cdot c_v} \quad (10)$$

式中: Δt 为辐射时间; m 为器件质量; c_v 为材料比热容。

由于辐射热中,热容相当于提高辐射温度所需的能量,材料的比热容可表示为^[7]:

$$c_v = 16 \sigma n^3 T^3 / c \quad (11)$$

式中: σ 是斯蒂芬-玻尔兹曼常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/(m}^2 \cdot \text{K}^4)$; n 是折射率; T 为物体温度,即全温 TAT; c 是光速, $c = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$ 。

(10)式可变换为:

$$\Delta T_1 = \frac{575 \cdot \pi \cdot (0.125)^2 \cdot 0.05 \cdot 0.4 \cdot \Delta t \cdot c}{m \cdot 16 \cdot \sigma \cdot n^3 \cdot \text{TAT}^3} \quad (12)$$

光学器件高速飞行状态下,表面温度趋于恒定,表面与外界大气温差为动温值。假设光学器件外露面积为 S , 在 Δt 时间内径向 d 距离上传过 S 面积上的热量为 ΔQ , 在稳定传热状态下有如下关系式:

$$\Delta Q = -\kappa \cdot S \cdot \Delta t \cdot (0.2 \cdot M^2 \cdot \text{OAT}) / d \quad (13)$$

式中的比例系数 κ 称为热导率(或导热系数)。热传导造成的温变为:

$$\Delta T_2 = \frac{-\kappa \cdot S \cdot \Delta t \cdot (0.2 \cdot M^2 \cdot \text{OAT})}{m \cdot c_v \cdot d} \quad (14)$$

综合以上结果,由太阳辐射和传导造成的温度变化为:

$$\Delta T = \Delta T_1 + \Delta T_2 \quad (15)$$

2.3.3 寿命的推导计算

根据飞行大气摩擦、太阳辐射造成温度的变化,航空光学器件表面温度按照式(16)计算:

$$T = T_{AT} + \Delta T \quad (16)$$

将温度 T 值和 $\frac{M_p - M_1}{A_0}$ 值代入(5)式,则可以估算航空光学器件的使用寿命 L ,即:

$$L = \left[\exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_1}\right) + \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_2}\right) + \cdots + \exp\left(\frac{-\Delta E}{kT_{p-1}}\right) \right] \Delta t \cdot \exp\left(\frac{-\Delta E}{k[(1 + 0.2 \cdot M^2) \cdot \text{OAT} + \frac{0.4239 \cdot \Delta t}{m \cdot c}]}\right) \quad (17)$$

3 结语

文中对航空光学器件破裂和损伤机理进行了分析,分析了脆性断裂失效和疲劳断裂失效等原因。在加速寿命理论模型的基础上,从试验测试的角度,给出了计算航空光学器件寿命的推导和计算工作,通过该方法可以从试验的角度估算航空光学器件的使用寿命。

参考文献:

- [1] 林胜武,高建森. 建筑中空玻璃破裂原因探析与规避[J]. 建筑玻璃与工业玻璃,2009(2):11—14.
LIN Sheng-wu, GAO Jian-sen. Circumvention and Analysis for Reasons on Rupture of Architectural Insulating Glass[J]. Building Glass and Industrial Glass, 2009(2):11—14.
- [2] 钟培道. 断裂失效分析[J]. 理化检验-物理分册,2005,41(7):375—378.
ZHONG Pei-dao. Fracture Failure Analysis[J]. P TCA (Part: Aphys Test), 2005, 41(7):375—378.
- [3] 史建立,吴健,过梅丽. 航空有机玻璃环境-应力开裂的研究——环境因素对应力-溶剂银纹临界应力的影响[J]. 材料科学与工程,1995,13(4):38—42.
SHI Jian-li, WU Jian, GUO Mei-li. Environmental Cracking

of Aviation Organic Glass—Effect of Environmental Factors on the Critical Stress of Stress-Solvent Crazing[J]. Materials Science & Engineering, 1995, 13(4):38—42.

- [4] 吴曼林,唐其环,万军. 加速寿命试验与高加速寿命试验的比较分析[J]. 装备环境与工程,2007,4(2):43—44.
WU Man-lin, TANG Qi-huan, WAN Jun. Contrast and Analysis of Accelerated Life Test and Highly Accelerated Life Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2007, 4(2):43—44.
- [5] 褚卫华,陈循,陶俊勇,等. 高加速寿命试验(HALT)与高加速应力筛选(HASS)[J]. 强度与环境,2002,29(4):23—37.
CHU Wei-hua, CHEN Xun, TAO Jun-yong, et al. Highly Accelerated Life Test (HALT) and Highly Accelerated Stress Screen (HASS) [J]. Structure & Environment Engineering, 2002, 29(4):23—37.
- [6] GJB 150.7—1986, 军用设备环境试验方法——太阳辐射试验[S].
GJB 150.7—1986, Environmental Test Methods for Military Equipments—Solar Radiation (Sunshine) Test[S].
- [7] 田蔚. 材料物理性能[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2001:219—224.
TIAN Wei. The Physical Properties of Materials[M]. Beijing: Press of Beihang University, 2001:219—224.