



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104181200 A

(43) 申请公布日 2014. 12. 03

(21) 申请号 201410437100. 0

(22) 申请日 2014. 08. 29

(71) 申请人 北京卫星环境工程研究所
地址 100094 北京市海淀区友谊路 104 号

(72) 发明人 毕研强 尚永红 李西园 纪欣言
王晶 解峥 李涛

(51) Int. Cl.
G01N 25/72 (2006. 01)

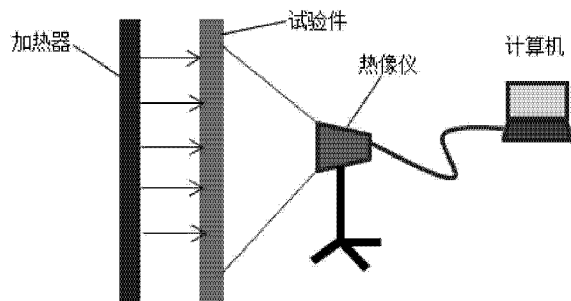
权利要求书1页 说明书2页 附图1页

(54) 发明名称

空间结构的损伤热像检测方法

(57) 摘要

本发明公开了一种空间结构的损伤热像检测方法,包括在真空冷黑环境下,选择一与待检测空间结构相同的完好结构,对其施加一变化热流,热流大小随时间线性变化;采用热像仪记录热流变化时间段内的温度场变化图像与温度数据;对待检测空间结构施加同样的随时间变化的热流,记录待检测空间结构的温度变化图像和数据;在得到两组温度场变化数据后计算出空间结构内部存在损伤的概率大小。本发明的方法可快速有效地检测空间结构内部是否存在损坏,从而为进一步确认损伤情况提供支撑,有力地提高空间飞行器的可靠性。



1. 一种空间结构的损伤热像检测方法,包括以下步骤:

1) 在真空冷黑环境下,选择一个与待检测空间结构相同的完好结构,对其一侧施加一变化热流,热流大小随时间线性变化,最小值和最大值分别为 0 和 10 个太阳常数;

2) 随着变化热流的施加,采用热像仪记录外加的热流变化时间段内该完好结构的温度场的变化图像与温度数据;

3) 对待检测空间结构施加同样的随时间变化的热流,采用热像仪记录待检测空间结构的温度变化图像和数据;在得到两组温度场变化数据后,通过热像无损检测法计算出空间结构内部存在损伤的概率大小,并给出损伤的位置和大小范围。

2. 如权利要求 1 所述的损伤热像检测方法,其中,变化热流通过红外加热板、红外加热灯以及激光加热方式来施加。

3. 如权利要求 1 所述的损伤热像检测方法,其中,对于无标准件(即与待检测空间结构相同的完好结构)可对比的情况下,采用温度场数值计算软件 ANSYS、SINDA/FLUINT、UG 计算完好结构在所施加瞬态外热流下的温度场,采用热像无损检测法比对分析损伤位置和大小。

空间结构的损伤热像检测方法

技术领域

[0001] 本发明属于空间结构损伤的无损检测技术领域。本发明的方法适用于天线反射面板、往返飞行器机翼等的复合材料、太阳翼电池板等空间结构。

背景技术

[0002] 目前,随着航天技术的发展,空间结构采用越来越多的复合材料,空间结构的复合材料一般是由多层结构组成,内部构型较为复杂,损伤多由内部出现,在地面一般环境下很难通过人工发现。如果带有内部损伤的空间结构发射入轨,在空间复杂恶劣环境的影响下将会进一步发展并恶化,严重时将引起空间结构的功能失效,甚至造成整个航天器任务的失败。因此,通过有效的方法检测出空间结构是否存在缺陷具有重要的现实意义。

[0003] 现有的无损检测方法主要有超声波探伤和 x 射线探伤两种。对于空间结构这种内部复杂的结构,使超声波和 x 射线探伤的计算变得非常复杂,判断结构是否出现异常的难度大大增加。现在主要通过环境应力筛选的方法增加空间结构所受的环境应力强度,使内部损伤及早暴露到人工可以发现的程度,然后作出相应的改进措施,提高航天器可靠性。但是,增加环境应力以提早暴露缺陷的方法会造成完好结构的过试验问题,降低空间结构的使用寿命。另外,对于往返飞行器中可重复利用的空间结构,这种检测方法的可行性较低。因此,为了提高空间结构可靠性,须实现对空间结构的无损检测。

发明内容

[0004] 本发明的发明目的在于提供一种快速有效地检测空间结构内部是否存在损坏的检测方法,从而为进一步确认损伤情况提供支撑,有力地提高空间飞行器的可靠性。

[0005] 为了实现上述目的,本发明采用了如下的技术方案:

[0006] 一种空间结构的损伤热像检测方法,包括以下步骤:

[0007] 1) 在真空冷黑环境下,选择一个与待检测空间结构相同的完好结构,对其一侧施加一变化热流,热流大小随时间线性变化,最小值和最大值分别为 0 和 10 个太阳常数;

[0008] 2) 随着变化热流的施加,采用热像仪记录外加的热流变化时间段内该完好结构的温度场的变化图像与温度数据;

[0009] 3) 对待检测空间结构施加同样的随时间变化的热流,采用热像仪记录待检测空间结构的温度变化图像和数据;在得到两组温度场变化数据后,通过热像无损检测法计算出空间结构内部存在损伤的概率大小,并给出损伤的位置和大小范围。

[0010] 其中,变化热流通过红外加热板、红外加热灯以及激光加热方式来施加。

[0011] 其中,对于无标准件(即与待检测空间结构相同的完好结构)可对比的情况下,采用温度场数值计算软件 ANSYS、SINDA/FLUINT、UG 等计算完好结构在所施加瞬态外热流下的温度场,采用热像无损检测法比对分析损伤位置和大小。

[0012] 本发明与现有技术相比,具有以下优点:该方法可以快速有效地检测空间结构内部是否存在损坏,从而为进一步确认损伤情况提供支撑,有力地提高空间飞行器的可靠性。

附图说明

[0013] 图 1 为本发明的空间结构的热像检测方法的系统示意图；

具体实施方式

[0014] 下面结合附图对本发明的空间结构的无损检测方法实施系统作进一步的说明。

[0015] 参见图 1, 图 1 为实施本发明的空间结构热像检测方法的系统示意图, 其中, 在该系统中, 对于设计的该热像检测空间结构而言, 实现了对标准件 (即与待检测空间结构相同的完好结构) 与待测件 (待检测的空间结构) 的瞬态加热与热像测温。首先选择一个与待检测空间结构相同的完好结构, 在空间结构一侧施加一变化热流, 热流大小随时间线性变化, 最小值和最大值分别为 0 和 10 个太阳常数, 结构材料的导热系数越大, 外热流变化速率越大; 加热方式采用三种方式: 红外加热板、红外加热灯以及激光加热。

[0016] 同时采用热像仪记录外加热流变化时间段内温度场的变化图像与温度数据。热像仪正对标准物体表面, 操作热像仪记录待测表面温度分布数据。然后对待检测件施加同样的随时间变化的热流, 采用热像仪记录待测件温度变化图像和数据; 在得到两组温度场变化数据后, 通过热像无损检测分析方法 (例如上述的计算软件) 计算出空间结构内部存在损伤的概率大小, 并给出损伤的位置和大小范围。计算内部存在损伤概率的方法分以下几个步骤: a) 计算标准件与待测件之间的温度差异。

[0017] 热像无损检测分析方法根据标准件与被测件同一位置处温度随时间变化的差异大小进行损伤情况判断。某时刻同一点温差为:

$$[0018] \quad \Delta T(x, y, t) = T(x, y, t) - T_s(x, y, t)$$

[0019] 首先逐点扫描 (x, y, t) 坐标下 ΔT 超过限制值 ΔT_c 的点 (x_1, y_1) , 然后扫描其周围点, 若周围点 $\Delta T(x, y, t)$ 均大于限制值 ΔT_c , 则继续扫描, 直至 $T(x, y, t)$ 小于限制值。然后计算此区域的面积 $S(n, t)$ 。b) 根据 $S(n, t)$ 与临界面积的对比, 判断此区域是否存在损伤。若 $S(n, t)$ 大于临界面积, 则认为发生损伤。c) 根据 $\Delta T_c \times S(n, t) = B$, 判断 (x_1, y_1) 区域发生损伤的概率。 (x_1, y_1) 发生损伤的概率计算为: $P = \text{Min}(B/1K \cdot \text{cm}^2, 1)$ 。

[0020] 对于无标准件可对比的情况下, 采用温度场计算软件计算完好待测件在所施加瞬态外热流下的温度场, 采用热像无损检测分析软件比对分析损伤位置和大小。

[0021] 在给出损伤位置和大小后通过人工方法或其它方法进一步确认损伤情况。

[0022] 尽管上文对本发明的具体实施方式进行了详细的描述和说明, 但应该指明的是, 我们可以对上述实施方式进行各种改变和修改, 但这些都脱离本发明的精神和所附的权利要求所记载的范围。

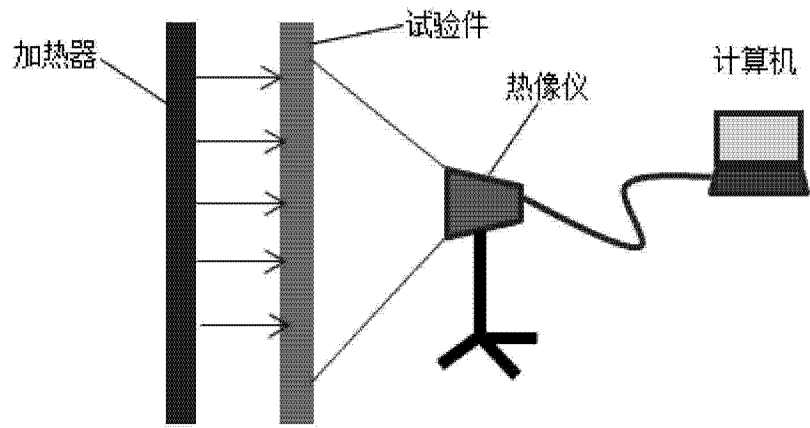


图 1