

几何相位分析方法在单机寿命监控中应用的可行性分析

王 强

中航西安飞机工业集团股份有限公司 陕西 西安 710089

【摘要】：传统的单机寿命监控中的应变监控是通过粘贴应变片进行测量的，应变片一般选择应变最大的区域进行贴片，这就要求有限元模型、边界约束和载荷条件与实际情况相符、分析结果准确。这对现阶段工作来说显然存在较大难度。同时应变片存在易损坏和寿命短等缺点，飞机上局部位置可达性较差，当应变片损坏后无法进行补片。针对以上缺点本文提出了基于几何相位分析方法的应变监控，通过成像仪器获取加载前、后的高分辨率图像，而后通过计算机处理，实现位移场和应变场的全面、实时、快速、准确和可靠测量。

【关键词】：几何相位分析方法；单机寿命监控；应变监控

Feasibility Analysis of Geometric Phase Analysis in Single Life Monitoring

Qiang Wang

AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Co., Ltd., Shaanxi Xi'an 710089

Abstract: The strain monitoring in the traditional single machine life monitoring is measured by pasting the strain gauge. The strain gauge generally selects the area with the largest strain for pasting, which requires the finite element model, boundary constraints and load conditions to be consistent with the actual situation and the analysis results to be accurate. This is obviously difficult for the work at this stage. At the same time, the strain gauge has the disadvantages of easy damage and short service life. The accessibility of local positions on the aircraft is poor. When the strain gauge is damaged, it cannot be patched. In view of the above shortcomings, this paper proposes a strain monitoring method based on geometric phase analysis method. The high-resolution images before and after loading are obtained by imaging instrument, and then processed by computer to realize the comprehensive, real-time, fast, accurate and reliable measurement of displacement field and strain field.

Keywords: geometric phase analysis method; single machine life monitoring; strain monitoring

前言

国内外已经在单机寿命监控方面开展了许多工作，Neumair^[1]说明了单机寿命监控的必要性，并指出了单机监控的发展方向是快速且直接的监控和维护。Aktepe^[2]分析了单机寿命监控的意义，结合军机实际使用经验，总结了单机寿命监控中的主要因素。Molent等^[3]对F/A-18飞机的单机寿命监控系统进行了概述，并根据退役飞机裂纹的增长状况证实了单机寿命监控的有效性。朱睿等^[4]通过对飞参数据的监控实现对飞机使用寿命的监控。陈永刚等^[5]、李映颖等^[6]通过飞参数据对发动机结构开展了寿命监控相关工作。

Hytch^[7]提出了几何相位分析方法（Geometric phase analysis），并成为了利用高分辨率图像测量结构件加载后位移和应变的有力工具。近年来，结合高频光栅的先进制作技术^[8]，几何相位分析方法发展为一种能够利用各种成像仪器进行位移和应变测量的方法^[9]。Zhang等^[10]根据获取参考相位方法的不同将几何相位分析方法分为两类：一种是自参考，即在原始图像中选择一个区域构建参考相位；另一种是前置参考，即根据加载之前的图像构建参考相位。

传统的单机寿命监控中的应变监控主要是通过粘贴应变片进行测量的，在应变片粘贴位置的选取、测量可靠性等方面

存在一些缺点，因此本文通过几何相位分析方法代替应变片法，实现位移场和应变场测量的全面、实时、快速、准确和可靠测量。

1 单机寿命监控

传统的飞机寿命管理是采用统一的寿命指标进行的机群管理，即同一型号的飞机采用相同飞行起落/飞行小时/日历年进行设计寿命和大修寿命的监控和管理，并通过统一的大修期的修理确保飞机能够达到设计寿命。在飞机的实际制造和使用过程中，由于原材料的差异性、制造公差的存在和使用情况的不同，导致每一架飞机的结构不可避免地存在一定差异性，同时使用载荷谱也必然不一致，因此每架飞机在相同使用时间内的损伤不一致。如果采用相同的设计寿命和大修寿命管理，对于一部分飞机偏于保守，没有充分发挥飞机的寿命潜力，导致过度维修和提前退役，而对于另一部分飞机则偏于危险，可能导致安全事故的发生，造成不必要的经济损失和安全问题。

为了充分挖掘每一架飞机的寿命潜力，延长其服役时间，需开展单机寿命监控，即通过飞参数据获得每架飞机的实际载荷—时间历程，结合全机有限元模型获得关键部位的应力谱，计算其损伤度、疲劳寿命的消耗和剩余寿命。近年来，随着技术的发展，单机寿命监控采用了基于应变监控的方法，即通过

应变片测量关键部位的应变数据,经处理后获得应力谱,计算其损伤度、疲劳寿命的消耗和剩余寿命。

2 应变监控

应变监控是通过粘贴在结构件上的应变片来实现飞机结构重要部位的应变实时测量,处理后获得应力谱,而后对相关部位进行损伤度评估,预测相应部位的剩余寿命和疲劳寿命消耗。飞机是由数以百万计零件组成的,因此其涉及功能多、结构复杂,从全机数模到全机有限元模型的建立耗时且工作量巨大。同时在建立有限元模型过程中需要对部分结构件进行适当的简化处理,工程经验十分重要,对设计人员要求较高,容易导致有限元模型偏离实际较大,分析结果不准确。因此通过应变监控直接测量结构的应变可避免以上因素的影响,直接且准确地获得贴片位置的应变—时间历程数据,转化为应力—时间历程数据,而后通过跨均值计数法或雨流法获取应力谱,进行损伤度评估。对比通过飞参数据获得载荷谱数据,而后将载荷谱数据加载到全机有限元模型中得到的应变数据,通过应变监控获得飞机贴片位置的应变数据更加直接、准确与可靠。

采用应变监控具有测量范围广、灵敏度及精度高、尺寸小、重量轻等优点,但一个应变片只能测量结构件表面一个点沿某一方向的应变,应变花虽然解决了所测应变的方向问题,但所测应变仅仅为贴片区域的应变,无法做到全域性测量。应变片存在易损坏和寿命短等缺点,假如某一个关键结构位于密闭盒段且在正常使用中无法接近,仅能在飞机生产过程中贴片,那么当应变片损坏后,无法进行补片处理的时候,即无法对此部位进行应变测量,进而影响单机寿命监控的寿命评估。

3 几何相位分析方法

几何相位分析方法的分析步骤可以分为以下几步:

(1) 加载前的图像作为参考光栅图像,加载后的图像作为变形光栅图像,并对其进行傅里叶变换处理,得到对应的频率谱;

(2) 在频率谱中围绕相应的衍射点进行中心滤波处理,得到相应的空间谱;

(3) 对空间谱进行逆傅里叶变换,计算后得到参考相位与变形相位;

(4) 对变形相位和参考相位相减,获得相位差,可转换为位移场;

(5) 对位移场求导,得到应变场。

光栅图像任意位置 s 处的强度为:

$$W(s) = \sum_g M_g \exp(2\pi i g \cdot s) \quad (1)$$

其中, g 代表参考光栅的倒易晶格矢量, $i = \sqrt{-1}$ 。对空间频率进行滤波处理,得到傅里叶相关系数:

$$M_g = A_g \exp(iP_g) \quad (2)$$

其中, A_g 是振幅,描述了条纹的局部对比度; P_g 是相位。

根据公式(1)和(2)可获得相位信息,位移 $u(s)$ 和相位差 $\hat{P}(s)$ 的关系为:

$$\hat{P}(s) = -2\pi g \cdot u(s) \quad (3)$$

对于正交光栅来说,将公式(3)转换,在平面直角坐标系中,相位分量为:

$$\begin{bmatrix} \hat{P}_x \\ \hat{P}_y \end{bmatrix} = -2\pi \begin{bmatrix} g_{xx} & g_{xy} \\ g_{yx} & g_{yy} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中,下标 x 和 y 代表两个相互垂直的方向。将公式(4)转换,可得位移场:

$$\begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix} = -\frac{1}{2\pi} \begin{bmatrix} g_{xx} & g_{xy} \\ g_{yx} & g_{yy} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \hat{P}_x \\ \hat{P}_y \end{bmatrix} \quad (5)$$

对公式(5)的位移分量求导,可得应变场:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x & \gamma_{xy} \\ \gamma_{yx} & \varepsilon_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_x}{\partial x} & \frac{\partial u_x}{\partial y} \\ \frac{\partial u_y}{\partial x} & \frac{\partial u_y}{\partial y} \end{bmatrix} = -\frac{1}{2\pi} \begin{bmatrix} g_{xx} & g_{xy} \\ g_{yx} & g_{yy} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial \hat{P}_x}{\partial x} & \frac{\partial \hat{P}_x}{\partial y} \\ \frac{\partial \hat{P}_y}{\partial x} & \frac{\partial \hat{P}_y}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中, ε_x 、 ε_y 、代表 x 、 y 方向的正应变, γ_{xy} 、 γ_{yx} 代表剪应变。

4 可行性分析

现代飞机设计是一项复杂的系统工程,为了实现不同的功能,会采用对应功能的设备,同时布置管路及线路连接设备确保其正常运转。为了避免飞机结构和系统件(设备、管路、线路等)相互之间的干涉,飞机上的每一处空间都要进行充分的利用,这导致结构及系统件设计紧凑,可操作空间小,如三角梁、前襟翼等。部分区域考虑了可达性,但其仅针对于部分经常维修或更换的结构,对于某些不易发生裂纹的位置,通常设计为封闭区域,如翼盒、襟翼舱等结构。有的结构虽然考虑了可达性,但需要拆除的相关零件较多,拆卸工作量大,例如平尾对接接头、襟翼内部肋等。

以上结构进行应变监控时,当使用过程中发生应变片损坏,且由于其可达性差、可操作空间受限和拆卸工作量大等原因,无法更换应变片,那么就会缺失部分区域的应变数据,进而导致部分区域的损伤无法评估,最终影响单机寿命监控。

以某飞机的三角梁为例,结构见图1,结合几何相位分析方法,对应变监控的可行性进行分析。

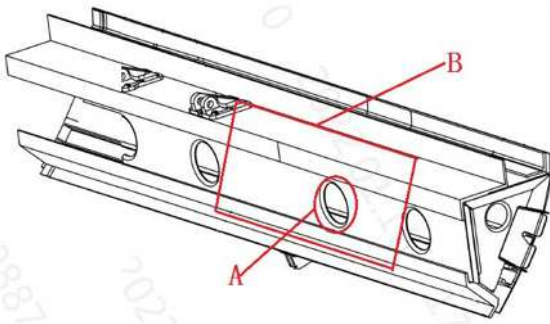


图 1 某飞机三角梁

三角梁位于机身下部左、右两侧，用于加强机身下部大开口使用，由三根长桁、垂直板、水平板、蒙皮、隔板和接头等结构组成。三角梁垂直板虽然存在减轻孔，但孔径较小，且减轻孔间距较大，导致部分区域长桁的应变片仅能在制造装配过程中贴片，当使用中损坏时，无法更换新的应变片。实际使用

中可根据几何相位分析方法在减轻孔 A 处布置小型高清成像仪器，并通过角片固定在减轻孔周围区域，可实现对区域 B 内任意位置的长桁、蒙皮及隔板等结构实时监控，而后根据所拍摄照片进行几何相位分析，得到疲劳危险点的应变历程，并进行损伤度评估，完成局部结构的损伤监控，进而实现单机寿命监控。

5 结论

本文对单机寿命监控进行了说明，并对最新发展阶段的应变监控优缺点进行了说明，提出了基于几何相位分析方法的应变监控，利用高清成像仪器代替应变片，能有效克服部分区域应变片无法更换应变片的缺点。结合某飞机三角梁的应变测量，可利用几何相位分析方法完成应变监控，进行损伤度评估，确保完成重要部位的单机寿命监控。

参考文献：

- [1] Neumair M. Requirements on future structural health monitoring systems [C]. Proceedings of the 7th RTO Meetings, 1998: 11-18.
- [2] Aktepe B, Molent L. Management of airframe fatigue through individual aircraft loads monitoring programs [C]. International Aerospace Congress, A delaide, 1999.
- [3] Molent L, Barter S, Foster W. Verification of an individual aircraft fatigue monitoring system [J]. International Journal of Fatigue, 2012, 43: 128-143.
- [4] 朱睿,郭隐彪.飞机实时监控数据挖掘方法研究[J].厦门大学学报:自然科学版,2007,46(5):657-660.
- [5] 陈永刚,倪世宏,黄志宇.基于飞行数据的航空发动机寿命监视系统设计[J].航空发动机,2002(4):12-15.
- [6] 李映颖,谭光宇,陈友龙.基于飞行数据的航空发动机健康状况分析[J].哈尔滨理工大学学报,2011,16(5):43-46.
- [7] Hytch M J, Potez L. Geometric phase analysis of high-resolution electron microscopy images of antiphase domains: example Cu₃Au. Philosophical Magazine A, 1997, 76(6): 1119-1138.
- [8] Warner J H, Margine E R, Mukai M, et al. Dislocation-driven deformations in grapheme. Science, 2012,337(6091):209-212.
- [9] Liu Z W, Zhou J F, Wu C L, et al. GPA combined with the hole – drilling method for deformation evaluation of HRTEM images. Ultramicroscopy, 2016, 171:34-42.
- [10] Zhang H, Liu Z W, Wen H, et al. Subset geometric phase analysis method for deformation evaluation of HRTEM images. Ultramicroscopy, 2016, 171:34-42.