

文章编号:1674-8190(2014)04-411-07

飞机单机寿命监控技术评述

宋日晓,姚卫星

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室,南京 210016)

摘要: 单机寿命监控对挖掘每一架飞机的寿命潜力,保证飞机结构的使用安全,延长飞机服役期限具有重要的意义。飞机单机寿命监控从技术方式上分为四种:定期检查和维修,飞参数据监控,危险部位应变监控与飞参数据监控相结合,以智能材料为基础和结构的监控。首先回顾了飞机寿命监控的时间发展历程,并对每个阶段监控方式的优缺点进行了比较,表明随着硬件技术的进步监控方式在不断的进步,精度也越来越高;然后总结了在单机寿命监控发展过程中使用的四种监控技术方式及其优缺点,通过对几种技术方式的分析,认为依赖于智能材料的飞机健康监测系统的监控将是未来单机寿命监控的发展方向。

关键词: 单机寿命监控;基于应变;基于飞行参数;智能材料;健康监测系统

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

Review of Individual Aircraft Life Monitoring Technology

Song Rixiao, Yao Weixing

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Individual aircraft life monitoring is of important significance for tapping the potential of each aircraft's life, to ensure safe use of the aircraft structure and extend aircraft service period. At present, individual aircraft life monitoring can be divided into four categories according to the technology way: regular inspection and maintenance; monitoring based on flight parameter; combination of the monitoring based on strain of dangerous parts and the monitoring based on flight parameter; monitoring based on smart materials and structures. Firstly the development of aircraft life monitoring is reviewed, technology advantages and disadvantages of each stage are compared. It shows that with the hardware technology being constantly in progress, the monitoring technology is in progress too, and the accuracy is increasing. Then the four ways of monitoring technology, its advantages and disadvantages, used to monitor the development process of individual aircraft life, are summed up. Through the analysis of several technical methods of aircraft health monitoring system, it can be concluded that the monitoring method rely on the smart materials will be the direction of development in future for the individual aircraft life monitoring.

Key words: individual aircraft life monitoring; based on strain; based on flight parameter; smart materials; health monitoring system

0 引言

过去的飞机寿命监控采用机群管理的思想,即

以一种型号飞机的机群所包含的全部飞机作为整体按统一的准则和方法进行管理。飞机结构材料、制造质量、使用方法等因素不同,导致机群中的个体之间存在差异,因此在设计谱下确定的飞机疲劳寿命是该机群在设想使用情况下的机群平均寿命,未体现个体之间的差异性。由于新一代数据采集装置的产生和发展,采用复杂的机载结构健康监测

收稿日期:2014-05-15; 修回日期:2014-07-27

基金项目:江苏高校优势学科建设工程

通信作者:宋日晓, srx102511@126.com

系统对单机寿命进行监控变成了现实。单机寿命监控是对机群寿命监控的发展,其意义主要体现在进一步保证飞机结构的使用安全、提高飞机的使用寿命、充分发挥每架飞机的寿命潜力以及保证机群的作战能力等。

国外对单机寿命监控工作做了很多总结性的研究,L. Molent 等^[1]回顾了飞机寿命监控的发展历程,并将寿命监控按照时间顺序划分为四个阶段。未来机体结构变得越来越复杂,维护和保养的要求越来越高,M. Neumair^[2]说明了这种情况下进行单机寿命监控的必要性,指出了现代健康监测系统的发展方向是快速而又直接的监控和维护,并将单机寿命监控划分为机载部分、地面站部分、疲劳分析部分和维护保养部分。B. Aktepe 等^[3]分析了单机寿命监控的意义,结合自己在军队中服务的实际经验总结了在建立疲劳寿命监控管理中的主要因素,并认为应采用应变监控的方法辅之以飞参数据监控来验证和校准应变数据。L. Molent^[4]基于在 F/A-18 的工作经验提出了一种统一的方法用于现代战斗机的疲劳寿命监控,并且讨论了用于未来疲劳寿命监控的基于应变和基于飞参数据监控方法的一些技术问题。L. Molent 等^[5]主要针对 F/A-18 大黄蜂飞机的单机疲劳寿命监控系统作了简要的概述,并第一个根据已退役飞机上的裂纹增长状况来证实单机寿命监控的有效性。民用飞机的寿命监控方式与军用飞机类似,但是民用飞机,特别是大型民用飞机,对飞机的安全性、稳定性以及低人工监控成本要求更高,因此民用飞机寿命监控的位置、数量比军用飞机多,并且更倾向于对监控数据的自主处理。波音 777 安装有 40 000 多个传感器,并计划将收集的数据、处理、诊断及预测相结合,实现更自主的寿命监控。

国内对于单机寿命监控的技术进展比较缓慢,由于缺乏可靠的机载监控设备,过去多数采用机群寿命管理的方式来管理飞机寿命。近年来,由于飞机的更新换代、先进设备的应用,使得采用单机寿命监控的方式成为可能。目前多数飞机安装了飞参数据监控系统来进行单机寿命监控。张天宏等^[6]从发动机故障诊断的工程角度出发,研究了民

用飞机故障诊断的一些寿命问题。朱睿等^[7]通过对飞机飞行过程中飞行参数的监控与下载实现对飞机寿命的远程控制。由于飞参数据的广泛应用,相应的研究工作也开展起来,飞机发动机的寿命是飞机寿命非常关键的部分,陈永刚等^[8]、李映颖等^[9]针对飞参数据在发动机寿命上的应用做了相应的研究。上述研究都是通过对飞参数据的处理进行寿命监控。

本文回顾了飞机寿命监控的发展历程,阐述了发展历程中每个阶段的监控方式,并按技术方式对单机寿命监控进行分类,预测未来单机寿命监控的发展和探索方向。

1 飞机寿命监控的时间发展历程

国外从 20 世纪 40 年代末期开始了对飞机疲劳载荷的监控工作,迄今已有 60 多年的历史,目前已在西方国家军用飞机上得到了广泛的应用。其中,在英、美等国家的飞机结构设计规范中,对开展此项工作都提出了明确的要求。

早期的寿命管理是通过统计飞机飞行小时数和起落次数来实现的,当飞机飞行达到特定的小时数后就会退役。随着疲劳技术的发展,出现了各种疲劳载荷计数方法,例如峰谷值法、变程法、穿级法和雨流法等。其中,峰谷值法促使了“疲劳计”(又称加速度计)概念的产生。“疲劳计”是一种机械式的加速度计数器,用来记载飞机在使用过程中,重心法向过载穿越各级过载的次数^[10]。

在 20 世纪 40 年代末期,出现了有关速度和方向加速度的持续轨迹记录,通过滑针在烟熏过的玻璃片上记录运输机加速度和速度的变化轨迹,来得到疲劳设计中所需要的阵风载荷统计特性^[11]。20 世纪 50 年代初期,“速度—法向加速度—高度”记录仪开始在美国使用^[12]。随着变形翼的出现,开发一种比“速度—法向加速度—高度”记录仪更复杂的记录系统迫在眉睫^[13]。

疲劳计和应变变化计数器自 1952 年开始发展起来^[14-15]。1954 年,在英国皇家空军得到了广泛的应用^[16]。1970 年,澳大利亚首先研制出按变程

对技术原理的记录器^[17]。疲劳表的概念是 20 世纪 60 年代末期提出来的^[18-19], 尽管并没有任何安装使用记录。这种仪器是由工作硬化的金属薄片组成, 通过结构在疲劳条件下产生抗性的相关因子来预测寿命。疲劳计又称为加速度计(如图 1 所示), 用于测量飞机过载的重力加速度, 现在依然在很多型号的飞机上使用, 但是随着电脑硬件的发展和相关记录系统的成熟, 疲劳计终将会被淘汰。

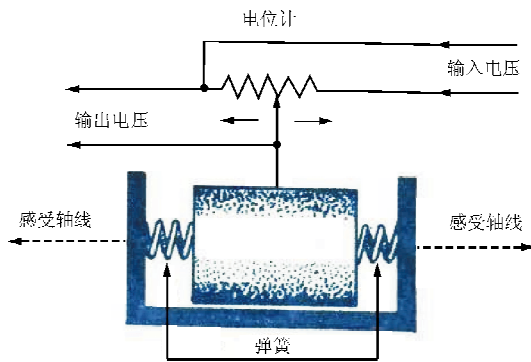


图 1 加速度计示意图

Fig. 1 Schematic diagram of accelerometer

飞行参数记录的方法从飞机诞生就开始有了, 由于技术的局限性, 一直没有得到广泛应用。直到 20 世纪 80 年代末期, 固态飞参记录器的出现使得飞参数据记录成为了寿命监控的重要方面。飞参记录系统的工作原理如图 2 所示。我国飞参数据记录的工作从 1970 年开始, 自主研发的飞参记录器主要用于军用飞机和少数支线民用飞机上, 而民用飞机大部分都是国外引进的飞参记录系统, 因此装备时间与国外的基本相同。

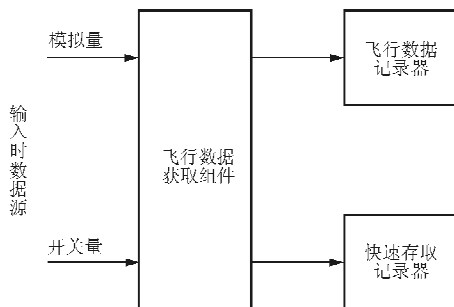


图 2 飞参系统原理框图

Fig. 2 Principle diagram of flight data system

飞机上很多结构与重心过载并非线性相关, 因此出现了能够监控具体某一部位的应变变化的应变仪。进入 21 世纪以来, 采用应变仪直接得到应力的方法和机械式应变记录仪, 以及基于电脑的多通道记录系统, 在 F-16 上得到了应用和发展^[1]。光导纤维应变片也开始应用到疲劳寿命监控中, D. Betz 等^[20]将光纤传感器应用于 A340-600 客机的结构健康监测, 并对客机机身做了载荷标定。

先进无损检测技术的发展促进了对应的单机寿命管理理念的提出。基于健康监测的单机寿命管理思想在原来载荷监控的基础上, 要求对每架飞机各个关键部位的裂纹、腐蚀等可见损伤的萌生与发展进行直接实时的监控, 这种管理思想下可以依据关键部位的直接可见损伤确定飞机结构的维修时间与寿命终结, 并可以对推力系统、电子系统等同时监控。胡自力等^[21]将飞机健康监测系统研究划分为五个层次: ①判断损伤有无; ②判断损伤位置; ③判断损伤程度及类型, 并做相应的数值分析; ④通过疲劳及断裂分析预估剩余寿命; ⑤评估整个结构完整性。

建立合理可靠地的飞机健康监测系统有助于根据飞机整体性能决定飞机是否退役, 而不是根据预定计划退役, 比基于应变的单机监控方式更加直接有效。虽然这种技术目前处于研究发展阶段, 与全面安装及应用有较大的距离, 但终将成为飞机寿命管理的发展方向。

飞机寿命监控发展的各个阶段的监控方式如表 1 所示。

飞机的寿命管理经历了从机群寿命管理思想到单机寿命管理的思想发展的过程, 而随着无损检测技术的发展, 产生了基于健康监测系统的单机寿命监控技术, 这种技术要求对每架飞机每个关键部位的裂纹、腐蚀等可见损伤的萌生与发展进行直接的实时监测, 直接依据关键部位的真实可见性损伤确定飞机结构的维修时间与寿命终结^[22], 同时又能对推力系统等进行监控, 虽然现在没有全面应用。

表1 飞机寿命监控发展的各个阶段的设备或技术特点

Table 1 Equipment or technical characteristics of the various stages with the development of the aircraft life monitoring

阶段	监控方式	优点	缺点
20世纪 40年代早期	记录飞行小时数和 起飞降落循环次数	不需要设备 技术简单并且成本低	假定每一架飞机都有固定的载荷谱 循环计数只适用于着陆和受压结构
20世纪 50~60年代	疲劳计记录载 荷变化	使用简单 成本低 重量轻 稳定性好 对后处理的要求低	精度较低 只有受到重心法向过载影响的部位能被监控 重心法向过载通常在固定的名义重心上记录 数据验证困难 难以解释数据丢失的原因 未考虑不对称载荷 不记录时程 重量和在空中的位置需要假定 需要关键部位的重心法向过载系数和应力的 转换矩阵
20世纪 70年代初期	用变程对计数 记录载荷历程	成本相对低 机载设备可以进行部分数据的处理	不记录时程 在空中的位置需提前假定 数据验证困难 难以解释数据丢失的原因 数据格式的原因使得传感器难以校准
20世纪 80年代	基于飞参数据 记录监控	可以监控大量飞行参数 保留了时程 可以记录其他传感器的数据 测得的数据可以用于其他研究 可以进行健康自检 可以用来规范飞行操作减少损失	存储空间需求比较大 对原始数据集外的载荷估计精度有待考究 不能监控到紧急操控、突风影响、冲击载荷的 情况 设备昂贵,数据结果受到机载电脑的影响 数据结果需要软件进行后处理
近年来	基于应变监控	直接监控主要受载部位 能监控到紧急操控、突风影响、冲击载荷 测得数据接近疲劳测试结果 能够反映飞机飞行过程中的重量变化 光导纤维应变计 对电磁干扰不敏感 比电阻应变片稳定性高 应变分辨率高	应变片粘贴位置难以确定 应变片安装和维护困难 应变片需要校准 应变片的可靠性和功效比较差 数据结果需要软件进行后处理 电阻应变片对电磁干扰比较敏感 光导纤维应变计技术还不成熟
	基于健康监测 系统的监控	增加对每架飞机各个关键部位的损伤进行 直接实时的监控	技术不成熟,与实际全面应用有较大的距离

2 单机寿命监控技术方式

就技术程度而言,目前世界上对飞机的寿命监控多数采用单机寿命监控。飞机单机寿命监控从技术方式上可以分为定期检查和维修、飞参数据监控、危险部位应变监控与飞参数据监控相结合、应用智能材料的监控。

2.1 定期检查和维修

定期检查和维修是指当飞机飞到一定小时数或者达到一定的起飞降落次数时,根据已有飞机疲劳损伤部位的经验,对容易产生损伤的部位进行检

查和维修。这种技术基于机群管理思想,而忽略了飞机个体之间由于制造质量和载荷时间历程分散性等情况,导致该方法在寿命监控上存在较大的误差。

2.2 基于飞参数据的监控

基于飞参数据的监控方式是一种针对单机实测重心过载历程数据进行分析计算的方法,将飞机机体结构作为整体来处理,选取飞机飞行所需姿态和状态的相关参数,并引入一个能够反映机体结构损伤严重程度的当量损伤指标,找出其与飞行参数和飞机结构总体或者局部疲劳损伤值之间的转化

对应关系,使用操作简单易行。

基于飞行参数的监控方式又称间接式监控,一般分为两种方式:一是不针对具体的部位,通过对中心过载计算出飞机总体当量疲劳损伤值;二是针对具体部位,需要通过对全机有限元分析和全机疲劳试验建立各个危险部位的应变与飞行参数之间的对应换算关系。根据上述换算关系可以建立各部位上的应力变化历程数据,进而计算出疲劳损伤值。国外在很多机型(例如 Tornado^[23]和 F-16^[24]飞机上安装多参数记录系统)通过回归分析,建立飞行参数与局部应变的转换关系,根据所确定的关系和数据,进行损伤计算。基于应变的监控方式,是通过监测飞机危险部位的应变变化,获得关键部位的应力—应变历程,进行损伤评估,从而给出疲劳寿命预测。

基于飞参技术的监控方式实现的技术途径主要包括以下五个方面:①从设备记录的所有飞参数据中筛选出到直接产生疲劳损伤/裂纹扩展的主要监控参数;②剔除由于电子干扰或设备故障导致监控参数的伪数据,并采用合适的回补方法在剔除伪数据的位置补充正确的数据;③监控参数采样率的处理,主要包括采样率的选取、转化异步采样为同步采样;④有效峰谷点的提取和小损伤波动滤除;⑤进行当量过载计算^[22]。这种技术成立的前提是假设飞机关键部位的应力与过载呈线性关系。对于多数飞机而言,这种假设是成立的,因为尽管每种飞行状态下载荷造成的结构损伤不同,但是都存在一个关键的飞行状态,飞机上主要关键部位上的疲劳损伤大部分是由这个关键飞行状态造成的。然而对于部分飞机,这个关键的飞行状态对疲劳损伤的贡献值较小,但是对于一些与重心过载相关性不大甚至不相关的关键部位(例如飞机尾翼、操纵系统等),必须引入危险部位应变监控技术。

2.3 危险部位应变监控与飞参数据监控相结合

危险部位应变的单机寿命监控是通过在结构件上布置应变片来监控飞机关键部位的应力应变场,获取关键部位的应力—应变历程,进行损伤评估,从而得到飞机的疲劳寿命消耗和剩余寿命的预

测。这种方法能够准确直接地得到飞机关键部位的应变变化,所得数据比利用飞参数据监控换算的数据更加准确可靠。但是由于整机结构比较复杂,从整机结构到关键部位的局部结构建立的分析模型需经过一系列的简化处理,这种处理导致分析结构存在误差。更主要的问题是,对于飞机结构很多关键部位无法直接安装应变传感器,因此只能在关键部位附近的区域安装应变传感器,结合反演和有限元的方法来间接获取关键部位的应力谱,而选取应变片的测量位置对实验结果有较大的影响。另外,应变片本身存在漂移、易损坏、寿命短等缺点^[22]。

这种监控方式主要包括两部分:一是通过飞参数据监控得到飞机上与重心过载相关性较大的结构上的疲劳损伤;二是对于那些与重心过载相关性不大的结构进行局部的应变监控确定疲劳损伤,这主要是通过通过在飞机上加装机载应变监控设备和布置应变片,并对设备进行实时跟踪,得到比较完整的关键部位的单机应力谱,从而得到该部位的疲劳损伤变化情况。

目前,世界上大多数飞机都采用上述两种单机监控方式的混合方式,即以危险部位应变监控为主,同时将参数监控作为补充手段;或者以飞参监控为主,危险部位应变监控作为补充。例如 Hawk 飞机^[25]、EF-2000 飞机^[26]、Tornado 飞机^[23]、F-16 飞机^[24]等采用这种混合方式。

2.4 应用智能材料的监控

智能材料,是一种能够感知外部刺激,判断并适当处理且本身可执行的新型功能材料。智能材料的显著特征之一是具有内禀和一定的智力,能够适应外部的激励,例如载荷和环境系统。而由智能材料和结构组成的飞机,一方面具有敏感结构,能够使所有的结构得到监控,另一方面能够实现损伤抑制和自我修复。当智能材料发展到一定程度时,能够自我感知即将出现损伤的部位对操作人员进行警告或者进行自我修复。

智能材料具有传感、处理和执行功能,其研制是将此类软件功能引入材料,将多种软件功能寄予几纳米到几十纳米的不同层次,此时材料的性能不

仅与其组成、结构、形态有关,同时也是环境的函数^[27]。目前已有一些国家采用智能材料与结构进行复合材料的状态监测与损伤估计,即在材料或结构的关键部位埋置光纤传感器或其阵列进行全寿命期实时监控、损伤评估和寿命预测^[28]。通过密布的光纤感受结构应力的变化与传递,可以得到整个结构的应力分布,若光传输中断,则代表着结构出现破坏。另一方面,通过埋设微处理器来处理光纤信号的变化,与微处理器相连的计算机针对变化做出相应的决策。

智能材料监控的技术在单机寿命监控方面有着其他技术无可比拟的优点,能够自我感知和修复损伤。与此同时,测量的数据量庞大,需要更先进的处理仪器以及数据处理方式。但是,以目前智能材料的发展,想要在单机寿命监控上实现智能材料的完全应用,依然有很漫长的路要走。

现代飞机高性能导致的飞机制造成本日益昂贵,对于飞机寿命监控的精确性要求也越来越高,于是单机寿命监控成为世界各国飞机延寿的研究重点,简单的定期检查与维修已经不能满足精确性的要求,而基于飞参数据的监控技术使得飞参数据与飞机当量损伤存在对应的转化关系,提高了监控的精确性,但是由于该监控方式要求监控部位与飞机重心过载存在线性关系,使得一些与重心过载线性关系不大的部位无法采用这种监控方式,危险部位的应变监控技术的发展弥补了这种缺陷。而智能材料的出现与发展,以其智能化、自动化的监控方式使得单机寿命监控技术进入了一个新的时代。

3 结束语

单机寿命监控随着监控仪器、监控思想和材料科学的发展,监控的技术方式也一直在进步,但是考虑到经济性和可靠性的要求,过去的技术方式仍然在广泛应用。目前,应用最多的是飞参数据监控与关键部位监控相结合。但是,单机寿命监控的发展趋势必将朝着全面化、精细化、自检和自我修复的方向发展,将朝着寿命监控无人化、智能化方向发展,能够最大限度地挖掘飞机的寿命潜力。应用智能材料的监控因满足这些要求将成为发展的主流监控方式,而将智能材料与飞机健康监控系统相

结合的单机寿命监控既能监控全机损伤又能实现自主决策、自主修复,将成为未来飞机寿命监控的发展方向。

参考文献

- [1] Molent L, Aktepe B. Review of fatigue monitoring of agile military aircraft[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2000, 23(9): 767-785.
- [2] Neumair M. Requirements on future structural health monitoring systems[C]// *Proceedings of the 7th RTO Meetings*, 1998: 11-18.
- [3] Aktepe B, Molent L. Management of airframe fatigue through individual aircraft loads monitoring programs[C]// *International Aerospace Congress*, Adelaide, 1999.
- [4] Molent L. A unified approach to fatigue usage monitoring of fighter aircraft based on F/A-18 experience[EB/OL]. http://www.researchgate.net/publication/237346820_A_UNIFIED_APPROACH_TO_FATIGUE_USAGE_MONITORING_OF_FIGHTER_AIRCRAFT_BASED_ON_FA-18_EXPERIENCE.
- [5] Molent L, Barter S, Foster W. Verification of an individual aircraft fatigue monitoring system[J]. *International Journal of Fatigue*, 2012, 43: 128-133.
- [6] 张天宏, 左江福. 民航发动机远程故障诊断若干关键技术研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(1): 32-37.
Zhang Tianhong, Zuo Jiangfu. Study of several key technical problems for civil aeroengine remote diagnosis[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(1): 32-37. (in Chinese)
- [7] 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.
Zhu Rui, Guo Yinbiao. Study for the application of data mining in aircraft real-time monitoring[J]. *Journal of Xiamen University: Natural Science*, 2007, 46(5): 657-660. (in Chinese)
- [8] 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.
Chen Yonggang, Ni Shihong, Huang Zhiyu. Design of aeroengine life monitor system based on flight data[J]. *Journal of Aeroengine*, 2002(4): 12-15. (in Chinese)
- [9] 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.
Li Yingying, Tan Guangyu, Chen Youlong. Research on the analysis of physical condition of aero-engines with flight data[J]. *Journal of Harbin University of Technology*, 2011, 16(5): 43-46. (in Chinese)
- [10] Sturgeon J R. The use of accelerometers for operational loads measurements in aircraft[C]// *Proceedings Conference of Stresses in Service*. London, 1966.
- [11] Defever L, Courbe L, LeTellier. Alphajet aircraft life extension programme[C]// *The 19th Symposium of the Inter-*

- national Committee on Aeronautical Fatigue; Fatigue in New and Aging Aircraft, 1997.
- [12] Richardson N R. NACA VGII recorder[M]. Washington, National Advisory Committee for Aeronautics, 1951.
- [13] Schutz R, Neunaber R. Operational loads data evaluation for individual aircraft fatigue monitoring [J]. AGARD (NATO), 1984, 375: 5.
- [14] Taylor J. Accelerometers for determining aircraft flight loads[J]. Engineering(Lond), 1952, 173: 473-475.
- [15] Taylor J. Design and use of counting accelerometers[M]. London; HM Stationery Office, 1954.
- [16] Ward A P. The development of fatigue management requirements and techniques[R]. England; British Aerospace Plc Warton(United Kingdom) Military Aircraft Div, 1991.
- [17] Ford D G, Patterson A K. A range pair counter for monitoring fatigue [J]. ARL-Struct-Mat-TM-195. Melbourne; Aeronautical Research Laboratories, 1971.
- [18] Horne R S. Development of a semiautomatic fatigue-evaluation system for transport aircraft[J]. Experimental Mechanics, 1968, 8(11): 19-26.
- [19] Blackburn E J. Direct measurement of fatigue damage in aircraft[J]. Strain, 1971, 7(1): 25-30.
- [20] Betz D, Staudigel L, Trutzel M N. Test of a fiber Bragg grating sensor network for commercial aircraft structures [EB/OL]. http://www.uta.edu/rfmems/Teralum_old/D%20Betz.pdf.
- [21] 胡自力, 熊克, 杨红. 基于智能材料结构的几种损伤评价方法[J]. 航空学报, 2002, 23(1): 1-5.
Hu Zili, Xiong Ke, Yang Hong. Damage evaluation methods based on smart materials and structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 1-5. (in Chinese)
- [22] Command H Q L, Wyton R A F. Ageing aircraft-managing the tornado fleet[EB/OL]. <http://airex.tksc.jaxa.jp/dr/link>.
- [23] Winkel te F C, Spiekhout D J. F-16 loads/usage monitoring [C] // North Atlantic Treaty Organization Research and Technology Organization, 1998.
- [24] 刘文琰, 王智, 隋福成. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
Liu Wenting, Wang Zhi, Sui Fucheng. Individual aircraft life monitoring technique guide[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [25] McCusker N, Penistone N. The HAWK fatigue management system[C] // The proceedings of 20th symposium of the international committee on aeronautical fatigue, 1999: 14-16.
- [26] Armitage S R, Holford D M. Future fatigue monitoring systems[C] // 7th RTO Meeting Proceedings on Exploitation of Structural Loads/Heath Data for Reduced Life Cycle Costs, 1998.
- [27] 姚康德, 徐美萱. 智能材料——21世纪的新材料[M]. 天津: 天津大学出版社, 1996.
Yao Kangde, Xu Meixuan. Intelligent materials—new materials for the 21st century[M]. Tianjin: Tianjin University Press, 1996. (in Chinese)
- [28] Measures R M. Advances toward fiber optic based smart structures[J]. Optical Engineering, 1992, 31(1): 34-47.

作者简介:

宋日晓(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机结构设计。

姚卫星(1957—),男,教授,博导。主要研究方向:飞行器总体—气动—结构的综合设计、结构抗疲劳设计、复合材料结构设计、可靠性工程等。

(编辑:赵毓梅)