

文章编号:1674-8190(2021)03-001-08

# 飞行器健康状态的表征方法研究

何宇廷

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 健康监测技术是提高装备安全性、战备完好率和快速出动能力的关键技术,已成为现代高技术装备的必备技术。针对飞行器健康状态难以判别表征的难题,提出表征飞行器各系统及整机健康程度的度量参数——“健康度”;在此基础上,给出飞行器各系统和整机健康度的计算确定方法,并建立基于“健康度”参量的飞行器各系统/整机健康状态评价方法——健康、亚健康和不健康三级评价法;以示例给出基于健康状态的飞行器各系统/整机精准维修保障策略——健康时不用维修、亚健康时制定维修计划、不健康时必须维修的总体策略以及与经济性要求相结合的最终实施策略。本文的研究为健康监测技术在飞行器上的有效应用奠定了基础,能够推广应用于其他装备系统的健康监测。

**关键词:** 装备;飞行器;系统;健康监测;健康状态;健康度;维修策略

**中图分类号:** V328.5; V267; E926.3

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.03.01

**开放科学(资源服务)标识码(OSID):**



## Study on Characterization Method of Aircraft Health Status

HE Yuting

(College of Aeronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Health monitoring technology is the key technology to improve the safety, combat readiness and quick response ability of equipment, which has become the necessary technology of modern high-tech equipment. In order to characterize the aircraft health status clearly and effectively, the parameters “health degree” is put forward to characterize the health level of aircraft and its sub-systems. Based on it, the calculation and determination methods of the basic health degree and the mission health degree of aircraft and its sub-systems were given out. Then, the health status evaluation methods of aircraft and its sub-systems were established based on the “health degree” parameter as well as the “healthy”, “sub-healthy” and “unhealthy” employed to express the typical three healthy statuses of them. Finally, the condition-based maintenance (CBM) strategies for aircraft and its sub-systems based on the health statuses were described by means of an example: the aircraft and its sub-systems do not need maintenance when they are healthy, the aircraft and its sub-systems need to make maintenance plan when they are sub-healthy, the aircraft and its sub-systems need maintenance at once when they are unhealthy, and the final implementation maintenance strategy should be carried out considering the economic requirements. The results of this paper lay a foundation for the effective applications of health monitoring technology in aircraft and its sub-systems, and they can also be extended to the health monitoring of other equipment and systems.

**Key words:** equipment; aircraft; system; health monitoring; health status; health degree; maintenance strategy

收稿日期: 2021-01-27; 修回日期: 2021-04-08

基金项目: 国家自然科学基金(52007197); 国家重点研发计划(2018YFF0214700); 陕西省重点研发计划(2018GY-021)

通信作者: 何宇廷, heyut666@126.com

引用格式: 何宇廷. 飞行器健康状态的表征方法研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 1-8.

HE Yuting. Study on characterization method of aircraft health status[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 1-8. (in Chinese)

## 0 引言

健康监测技术是提高现代装备使用安全性、战备完好率、快速出动能力,实现视情维修、快捷维修、精准维修、降低维修费用的关键技术。美国国防部要求所有武器装备都应采用健康监控技术,我国在《国家“十二五”科学和技术发展规划》和《国家中长期科学和技术发展规划纲要》中也将发展关键设备装置的健康监控与失效控制技术列为重点攻关技术。

至今,国内外围绕该技术已开展了近 30 年的研究,并取得了很多重要的进展。美国针对 F-16、F-18、F-35 等飞行器,进行了结构健康监测技术的原理演示、验证和应用<sup>[1-4]</sup>,F-35 装备了 PHM 系统<sup>[5]</sup>(预测与健康),该系统采用先进的传感器,借助各种算法和智能模型实现对飞行器状态的管理和预测;欧洲委员会资助了 MONITOR 研究项目,旨在探索并提供飞行器机身结构损伤探测和预测所必须的技术;D. Betz 等<sup>[6]</sup>把 FBG 温度和应变传感器安装在 A340-600 客机的机身,实现了对该型客机结构的载荷标定;德国 Fraunhofer 学院开发了一种用于飞行器结构疲劳损伤监测的振荡压电作动器系统,根据压电陶瓷传感系统对于存在裂纹结构和完好结构部件内产生的振荡频率的不同,确定出飞行器结构的裂纹损伤<sup>[7]</sup>;加拿大 Sherbrooke 大学在加拿大太空署资助下完成了飞行器在线疲劳裂纹监测项目 CRIAQ,采用先进的微机电激励器和传感器,完成了在民用飞行器机身结构上的验证测试<sup>[8]</sup>;澳大利亚国防科学技术组织(DSTO)研制的用于结构疲劳裂纹监测的智能补丁“Smart Patch”已在 F-18 机翼前缘上进行了实验<sup>[9]</sup>。

国内,健康监测研究大量集中在传统机械学科对机械设备(大部分为旋转机械)的故障诊断和建筑(桥梁)结构损伤状况的监控。在航空航天领域开展的研究较晚,但在国家自然科学基金委员会、攀登计划项目等机构的大力支持与资助下,取得了一定的适用性成果,并且形成了一批骨干科研单位<sup>[10]</sup>。南京航空航天大学在裂纹监测方面的研究主要集中在复合材料领域,提出了复合材料构件缺陷及损伤类型的小波分析特性提取和人工神经网络方法等结构健康监控新理论<sup>[11-13]</sup>;国防科技大学和北京航空航天大学开展了液体火箭发动

机系统损伤监测研究<sup>[14-16]</sup>,在传感器技术、故障分析与仿真、故障检测与诊断等方面进行了卓有成效的研究工作;西北工业大学可靠性工程研究所进行了航天运输系统——重复使用运载器(Reusable Launch Vehicle,简称 RLV)疲劳裂纹监测系统的原理及方案的初步研究,完善了结构系统、隔热系统、飞行控制系统和有效载荷释放与回收系统的健康监控和故障检测子系统的初步方案设计,并开展了 RLV 的使用维护技术研究<sup>[17]</sup>;西安交通大学航空航天学院研发了“飞行器结构健康状态原位监测系统”<sup>[18-22]</sup>;空军工程大学开发了物理气相沉积(PVD)薄膜传感器和柔性涡流阵列传感器,研制了配套软硬件系统<sup>[23-26]</sup>。

上述装备健康监控技术的研究,重点关注信号感知与识别方面。对于怎样判定装备的健康状态并利用这些健康状态信息等研究工作相对薄弱,但是这却是健康监控技术在装备上工程应用的落地技术,必须加以解决。因此,本文提出表征飞行器各系统及整机健康程度的度量参数——“健康度”。首先给出飞行器各系统和整机健康度的计算确定方法,其次建立基于“健康度”参量的飞行器各系统/整机健康状态评价方法——健康、亚健康和不健康三级评价法,最后以示例给出基于健康状态的飞行器各系统/整机精准维修保障策略。

## 1 飞行器健康程度的表征参数——健康度

飞行器的健康状态是一种实时状态特性,可用健康度来表征。健康度是指在规定的条件下,执行规定任务时,飞行器(装备)保持功能状态完好的程度,其取值范围为 0~1。健康度公式如式(1)所示。

$$H(t) = \frac{S_a(t)}{S_d(t)} \quad (1)$$

式中: $t$ 为时间变量; $H(t)$ 为飞行器的健康度,是时间的函数; $S_a(t)$ 为飞行器在工作状态时,特征参数的实际值; $S_d(t)$ 为飞行器在功能状态完好时,特征参数的期望值。

飞行器的健康度又可以分为基本健康度和任务健康度。基本健康度反映飞行器整体中各系统部件在执行任务时的实际功能状态完好程度,而

任务健康度反映飞行器在执行任务时针对可完成任务的预期程度所表现出来的功能状态完好程度。一般由于余度等技术的应用,飞行器的任务健康度总是大于或者等于基本健康度。

由于飞行器是由结构系统、机载机电系统、机载电子系统等组成,因此,可以类似地给出飞行器结构健康度、飞行器机电系统/设备健康度、飞行器电子系统/设备健康度。

### 1.1 飞行器结构健康度

对于飞行器结构而言,裂纹损伤是其最主要的失效模式,因此可用裂纹长度作为健康度的参数,定义健康度为

$$H_s(t) = 1 - \frac{L_a(t)}{L_c(t)} \quad (2)$$

式中: $t$ 为时间变量; $H_s(t)$ 为结构件的健康度,是时间的函数; $L_a(t)$ 为结构件在工作状态时的实际裂纹长度; $L_c(t)$ 为结构件在破坏时的临界裂纹长度。对于单个元件的结构件,其基本健康度等于任务健康度。

对于由多个结构元件组成的单路径传力结构系统,设定各元件的健康度为 $H_{s1}$ 、 $H_{s2}$ 、 $H_{s3}$ ... $H_{sn}$ ,则结构系统的任务健康度可以取为系统各元件健康度的最小值:

$$H_s(t) = \min(H_{s1}, H_{s2}, H_{s3}, H_{s4}, \dots) \quad (3)$$

此时,单路径传力结构系统的基本健康度也可以由串联模型计算得到,如图 1 所示。

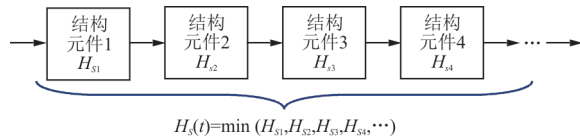


图 1 结构系统的基本健康度串联模型  
Fig. 1 Series model of basic health degree of structural system

对于由多个结构元件组成的多路径传力结构系统,其任务健康度可以取为系统各元件健康度的最大值:

$$H_s(t) = \max(H_{s1}, H_{s2}, H_{s3}, H_{s4}, \dots) \quad (4)$$

此时,多路径传力结构系统的基本健康度仍然可以由串联模型计算得到,如式(3)所示。

对于由多个结构元件组成的既含有单路径传力结构又含有多路径传力结构的复杂结构系统,

基本健康度可以由串联模型计算得到,如式(3)所示。

而此时的任务健康度可以由串并联模型计算得到,只不过并联部分的健康度取各组成部分最大值而串联部分取各组成部分健康度的最小值,如图 2 所示,其中 $H_{Si}(i \in n)$ 为飞行器结构系统各元件的健康度。

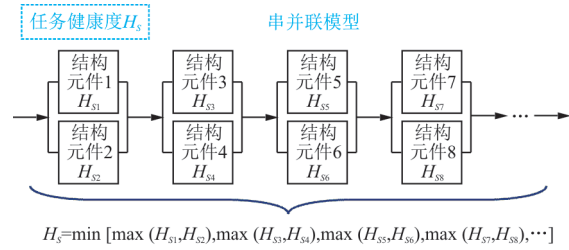


图 2 任务健康度串并联模型  
Fig. 2 Series-parallel model of mission health degree

### 1.2 机载机电设备健康度

飞行器的机电设备很多,不同种类的机电设备可以选用不同的特性参数来表征其健康状态。机载燃油泵是飞行器上典型的机电设备,工作环境恶劣,长期受到振动、冲击、高速、高低温频繁转换等严酷服役环境的影响,导致其发生故障或失效的几率大幅增加<sup>[27]</sup>。本文以燃油泵为例来分析其健康度的表征方法。燃油泵性能的衰减伴随着泵出口压力的下降,因此引入油泵出口稳态压力定义燃油泵的健康度为

$$H_p(t) = \frac{E_{pe}(t)}{E_{pa}(t)} \quad (5)$$

式中: $t$ 为工作时间; $E_{pe}(t)$ 指燃油泵实际工作状态时的出口稳态压力; $E_{pa}(t)$ 指燃油泵理想状态的出口稳态压力。

### 1.3 机载电子设备健康度

机载电子设备种类很多,一般由电子芯片和互联结构(焊点)构成,大量的电子芯片和互联结构组成了板卡,各类板卡组合在一起形成了产品。电子芯片失效和互联结构断裂是导致电子设备产生故障的主要原因,本文从电子芯片和互联结构出发确定健康度的表征计算方法,进而确定板卡和电子产品健康度的确定方法。

### (1) 芯 片

正常工作条件下芯片的失效是一个耗损的过程。因此可以通过芯片的当量工作时间定义芯片的基本健康度为

$$H_D(t) = 1 - \frac{L_E(t)}{L_F(t)} \quad (6)$$

式中： $t$ 为工作时间； $L_E(t)$ 为正常工作条件下芯片的总寿命； $L_F(t)$ 为实际工作状态下芯片的当量工作时间。

### (2) 焊 点

板卡中典型互联结构(如焊点)在使用过程中会出现微裂纹萌生与扩展,伴随着等效电阻增加,因此引入焊点的接触电阻值来定义焊点的基本健康度为

$$H_W(t) = 1 - \frac{R_a(t)}{R_f(t)} \quad (7)$$

式中： $t$ 为工作时间； $R_f(t)$ 为失效时板卡焊点的接触电阻值； $R_a(t)$ 为实际工作状态时板卡焊点的接触电阻值。

### (3) 板 卡

芯片及器件等通过典型互联结构(如焊点)串联在一起,形成了电路板卡。因此串联在一起的各部件组成的电子设备板卡的基本健康度等于任务健康度,如图3所示,其中 $H_{D_i}$ ,  $H_{W_i}$  ( $i \in n$ )分别为板卡中各芯片和焊点的基本健康度。

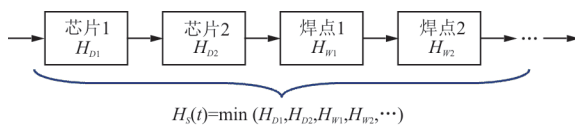


图3 电子设备板卡基本健康度模型

Fig. 3 Basic health degree model of electronic equipment board card

对于采用余度设计的板卡,其基本健康度仍然采用串联模型计算,而任务健康度则应采用串并联模型计算。

### (4) 产 品

不同板卡组合在一起构成了电子产品。在有余度设计的情况下,各板卡之间主要呈现串联结构,因此组成产品的各板卡健康度决定了产品的健康度。此时产品的基本健康度与任务健康度相同,如图4所示,其中 $H_{C_i}$  ( $i \in n$ )为组成产品的各板卡的基本健康度。

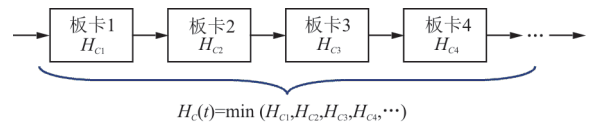


图4 产品基本健康度与任务健康度模型

Fig. 4 Basic health degree and mission health degree model of product

如果电子产品的组成板卡有余度设计,则电子产品的基本健康度仍然采用串联模型求得,而任务健康度则需要采用串并联模型求得,如图5所示。

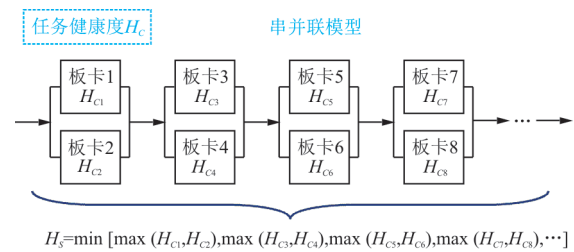


图5 板卡任务健康度模型

Fig. 5 Mission health degree model of card

## 1.4 飞行器整机健康度

对于飞行器整机而言,其健康度也可以分为基本健康度和任务健康度。基本健康度反映飞行器整体各系统部件的实际功能状态完好程度,而任务健康度反映飞行器在执行任务时所表现出来的功能状态完好程度。当飞行器各系统无备份时,任一系统的实效将导致装备的失效,各系统之间表现为串联关系,此时其基本健康度可以采用串联模型求得,如图6所示,其中 $H_{B_i}$  ( $i \in n$ )为军用飞行器各系统的基本健康度。此时,飞行器的任务健康度仍然可以采用串联模型求得,只不过各组成系统的健康度要采用任务健康度。

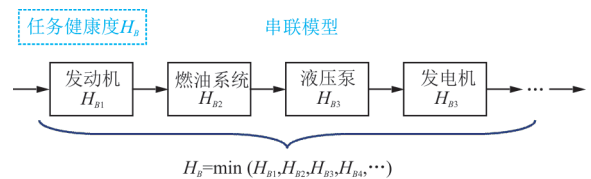


图6 飞机系统串联健康度模型

Fig. 6 Series health degree model of aircraft system

当飞行器的重要系统有备份时,某一系统的失效不一定会导致装备的失效,各系统之间表现

为串并联关系。此时其基本健康度仍然可以采用串联模型求得,但是其任务健康度却应该采用串并联模型求得,如图 7 所示,其中  $H_{Mi}(i \in n)$  为飞行器各系统的任务健康度。

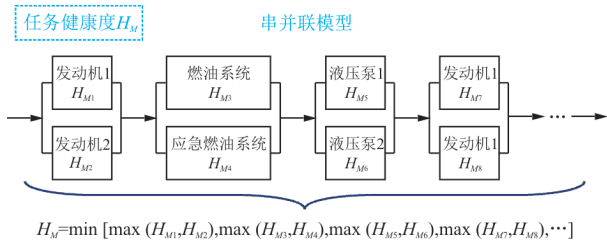


图 7 飞机系统串并联健康度模型  
Fig. 7 Series-parallel health degree model of aircraft system

## 2 飞行器健康状态的评价方法

在给出飞行器结构和系统健康度定义及其计算方法的基础上,可以依据健康度(基本健康度或者任务健康度)数值的不同,将飞行器或者各组成系统、各组成元器件的健康状态划分为健康、亚健康以及不健康三种状态,如图 8 所示。当飞行器或者各组成系统、各组成元器件的健康状态为健康时,则其不需要维修就可以继续服役工作;当其健康状态为亚健康时,其可以继续服役工作,但要求此时需要制定维修计划;当其健康状态为不健康时,则不可以继续服役工作,此时必须按已经制定好的维修计划对飞行器或者各组成系统、各组成元器件进行维修,以恢复其使用完整性(或者军用飞行器的作战完整性)。

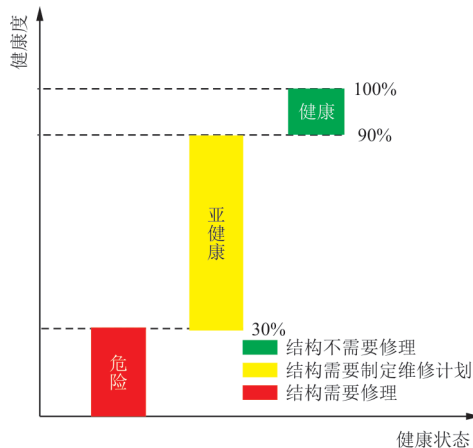


图 8 结构健康状态的划分  
Fig. 8 Expressions of structural health status

以飞行器某结构件为例,根据其重要性和结构特征设定基本健康度为 90%~100% 时,此时结构健康,不需要进行修理;当结构基本健康度为 30%~90% 时,此时结构处于亚健康状态,需要制定维修计划;当结构基本健康度低于 30% 时,此时结构不健康,需要马上进行修理。需要说明的是,结构健康监测(SHM)技术只能监测而不能改变结构的健康状态,只有修理或维护可以提高或者恢复结构的健康状态。

对于飞行器整机以及其组成的机电系统和电子系统,可以类似地评价其健康程度,只不过各健康程度之间的门槛值不同而已。

## 3 基于健康状态的飞行器精准维修策略

从上述分析可以看出,依据飞行器各系统设备的健康状态进行维修将可以实现精准维修、快捷维修,提高装备的安全性、完好性和利用率。这也真正地使飞行器的维修活动在经历事后维修、计划维修后跨入到视情维修(CBM)。对维修对象按设备予以分类,依据飞行器各系统设备的健康状态,结合系统设备的安全性、重要度、经济性等因素,制定相应的视情维修策略。三种健康状态的划分以结构安全隐患、正常工作和维修成本等因素为依据。当系统设备处于健康状态时,可以继续使用,不需要维修;当系统设备处于亚健康状态时,需要适时制定维修计划;而当系统设备处于不健康状态时,则需要立即开展维修工作。本文以飞行器结构为例来说明基于健康状态的视情维修应用方法。

某飞机结构使用一段时间后,应用加装的结构健康监测系统监测到机翼前大梁、机翼 2#长桁、机翼 5#长桁、机身 5#隔框和机身起落架接头发现裂纹。根据各裂纹件承受的载荷及相应材料的断裂韧性值求得各构件的临界裂纹长度值,结合监测到的各构件实际裂纹长度,计算得到各构件的基本健康度分别为 65%、50%、53%、100% 和 80%,如表 1 所示。

表1 基于健康状态的飞行器结构视情维修方法  
Table 1 Condition-based maintenance method of aircraft structure based on health status

结构	健康区间	亚健康区间	不健康区间	实际健康度/%	距离不健康状态 剩余工作时间/fh	维修计划
机翼前大梁	[85%,100%]	(30%,85%)	[0%,30%]	65	500	500 fh后修理
机翼 2#长桁	[60%,100%]	(30%,60%)	[0%,30%]	50	210	210 fh后修理
机翼 5#长桁	[70%,100%]	(40%,70%)	[0%,40%]	53	280	210 fh后修理
机翼 5#隔框	[80%,100%]	(50%,80%)	[0%,50%]	100	—	不修理
机身起落架接头	[88%,100%]	(65%,88%)	[0%,65%]	80	530	500 fh后修理

根据结构件健康程度的判据和各结构件的实际健康度可以判断为:除机身 5#隔框的健康状态为健康外,其余结构件均为亚健康状态,需要制定维修计划。根据各结构件的裂纹扩展速率可以计算得知机翼前大梁、机翼 2#长桁、机翼 5#长桁和机身起落架接头裂纹扩展到需要修理的不健康状态(基本健康度 30%)时的工作时间分别为 500、210、280 和 530 fh。再综合考虑飞机的出勤率和经济性要求,最后确定再过 210 fh 时对机翼 2#长桁和机翼 5#长桁进行修理,过 500 fh 后组织对机翼前大梁和机身起落架接头进行修理,对机身 5#隔框不进行修理。根据飞机结构的健康状态制定的维修计划,到时按计划进行精准维修,就可以保持飞机结构的使用完整性。

对于飞行器机载机电设备和机载电子设备,可以用类似的方法依据健康度制定视情维修方

法。只不过对于机载电子设备,虽然芯片和互联结构决定了板卡和产品的健康度,但是考虑到外场一线主要具备“板级”以上维修能力,在外场仅进行板卡和产品的视情维修。

对于飞行器整机,依据功能又可以将各系统划分为结构系统、燃油系统、液压系统、冷气系统、环控系统、电气系统、电子系统、推进系统等,上述系统基本上都是由结构件、机电系统件和电子系统元器件组成。因此,对于飞机整机的视情维修计划也可以按各功能系统给出,最后形成整机的维修计划。基于健康状态的飞行器整机视情维修方法示例如表 2 所示。由于飞行器结构和系统复杂,距离不健康状态剩余工作时间差异较大,结合经济性与出勤率的要求,需要制定梯次维修计划。示例给出了再过 70、220、527 和 1 500 fh 时分别对各系统进行视情维修的方案。

表2 基于健康状态的军用飞行器整机视情维修方法  
Table 2 Condition-based maintenance method of military aircraft based on health status

部件	健康区间	亚健康区间	不健康区间	实际健康度/%	距离不健康状态 剩余工作时间/fh	维修计划
结构系统	[90%,100%]	(30%,90%)	[0%,30%]	60	1 500	1 500 fh后修理
燃油系统	[90%,100%]	(60%,90%)	[0%,60%]	95	—	不修理
液压系统	[97%,100%]	(80%,97%)	[0%,80%]	81	527	527 fh后修理
电气系统	[99%,100%]	(90%,99%)	[0%,90%]	100	—	不修理
冷气系统	[90%,100%]	(65%,90%)	[0%,65%]	70	70	70 fh后修理
环控系统	[90%,100%]	(70%,90%)	[0%,70%]	75	220	220 fh后修理
电子系统	[99%,100%]	(80%,99%)	[0%,80%]	82	95	70 fh后修理
发动机	[90%,100%]	(80%,90%)	[0%,80%]	89	230	220 fh后修理

## 4 结 论

(1) 本文提出了表征飞行器各系统及整机健康程度的度量参数——“健康度”,并将其分为基

本健康度和任务健康度,取值在 0~1 之间。

(2) 给出了飞行器各系统和整机健康度的计算确定方法——串联法和并联法,得到了芯片、焊点、板卡、产品的健康度模型。

(3) 建立了基于“健康度”参量的飞行器各系统/整机健康状态评价方法——健康、亚健康和不健康三级评价法,可以用于评价飞行器整机以及其机电系统和电子系统的健康程度。

(4) 以示例给出了基于健康状态的飞行器各系统/整机精准维修保障策略——健康时不用维修、亚健康时制定维修计划、不健康时必须维修的总体策略以及与经济性要求相结合的最终实施策略。健康度的定义与表征、应用方法也可以应用于其他设备系统的健康监控。

### 参考文献

- [1] GARCIA Wirt, BAIR Robert, CARUSO Pete, et al. F-22 force management: overcoming challenges to maintain a robust usage tracking program[C]// 2006 USAF ASIP Conference. San Antonio, USA: USAF, 2006: 1-5.
- [2] CARUSO Pete. Verification of IAT program equations [C]// 2008 USAF ASIP Conference. San Antonio, USA: USAF, 2008: 1-5.
- [3] WOODWARD M R. Structural prognostics and health management for the F-35 lighting II [C]// 2009 USAF ASIP Conference. Jacksonville, USA: USAF, 2009: 1-4.
- [4] FALLON Tim. Structural prognostics and health management[C]// 2007 USAF ASIP Conference. USA: USAF, 2007: 1-5.
- [5] HEBDEN I, DIEHL S, MCFEAT J, et al. Applicability of a UK MASAAG guidance paper to F-35 SPHM evolution process[J]. Structural Health Monitoring, 2015(6): 1-6.
- [6] BETZ D, STAUDIGEL Lothar. Test of a fiber bragg grating sensor network for commercial aircraft structures[C]// Proceedings of Optical Fiber Sensors Conference. [S. l.]: IEEE, 2002: 55-58.
- [7] WILDSCHKE A, STORM S, HERRING M, et al. Design, optimization, testing, verification, and validation of the wingtip active trailing edge[C]// Proceedings of the Final Project Conference. Berlin: Springer, 2015: 219-255.
- [8] BOIVIN Guillaume, VIENS Martin, BELANGER Pierre. Development of a low frequency shear horizontal piezoelectric transducer for the generation of plane SH waves[C]// 6th European-American Workshop on Reliability of NDE. [S. l.]: IEEE, 2016: 1063.
- [9] PAGET C A, ATHERTON K J. Damage assessment in a full scale aircraft wing by modified acoustic emission[C]// Proceedings of the 2nd European Workshop on Structural Health Monitoring. [S. l.]: University of Sheffield, 2004: 1-3.
- [10] 信思金. 基于光纤光栅和小波包分析的智能材料与结构损伤识别研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2004.  
XIN Sijin. Damage identification of intelligent materials and structures based on fiber grating and wavelet packet analysis [D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2004. (in Chinese)
- [11] 赵霞, 袁慎芳, 王帮峰. 用于结构健康监测的实时DSP数据采集及小波分析模块[J]. 测控技术, 2003, 22(4): 16-20.  
ZHAO Xia, YUAN Shenfang, WANG Bangfeng. Real-time data sample and wavelet analysis system based on dsp implementation for structure health monitoring[J]. Measurement & Control Technology, 2003, 22(4): 16-20. (in Chinese)
- [12] 孙亚杰, 袁慎芳, 邱雷, 等. 基于Lamb波相控阵和图像增强方法的损伤监测[J]. 航空学报, 2009, 30(7): 1326-1330.  
SUN Yajie, YUAN Shenfang, QIU Lei, et al. Structural health monitoring based on Lamb wave phased array and image enhancement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(7): 1326-1330. (in Chinese)
- [13] 王强, 袁慎芳. 主动Lamb波结构健康监测中信号增强与损伤成像方法[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 1062-1067.  
WANG Qiang, YUAN Shenfang. Amplifying signal and imaging damage method for active Lamb wave structure health monitoring [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 1062-1067. (in Chinese)
- [14] 李艳军. 新一代大推力液体火箭发动机故障检测与诊断关键技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.  
LI Yanjun. Research on fault detection and diagnosis key technologies of new generation high-thrust liquid-propellant rocket engine [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [15] 程玉强. 可重复使用液体火箭发动机关键部件损伤动力学与减损控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.  
CHENG Yuqiang. Key components' damage dynamics and damage-mitigating control techniques for reusable liquid-propellant rocket engines [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)
- [16] 张振鹏. 液体发动机故障检测与诊断中的基础研究问题[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 353-359.  
ZHANG Zhenpeng. Fundamental study of fault monitoring and diagnostic technology of liquid rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(5): 353-359. (in Chinese)
- [17] 陈启智. 液体火箭推进系统健康监控技术的演变[J]. 推进技术, 1997, 18(1): 1-7.  
CHEN Qizhi. Evolution of health monitoring technique of

- liquid rocket propulsion system [J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(1): 1-7. (in Chinese)
- [18] 彭云. RLV 健康管理方案及关键系统监控原理[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
- PENG Yun. RLV health management scheme and key system monitoring principle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [19] 孙洋, 王彪, 王巧云, 等. 涂层式裂纹监测系统中基体裂纹穿越行为研究[J]. 力学学报, 2015, 47(5): 772-778.
- SUN Yang, WANG Biao, WANG Qiaoyun, et al. Study of the substrate crack penetration mechanisms in crack-detected coating system [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 47(5): 772-778. (in Chinese)
- [20] 白生宝, 肖迎春, 刘马宝, 等. 智能涂层传感器监测裂纹的工程适用性[J]. 无损检测, 2015, 37(1): 42-44.
- BAI Shengbao, XIAO Yingchun, LIU Mabao, et al. Engineering applicability of monitoring crack by smart coatings sensor [J]. Nondestructive Testing, 2015, 37(1): 42-44. (in Chinese)
- [21] 赵一昭, 柳勇, 白凡, 等. 管道含外表面裂纹时的疲劳寿命预测研究[J]. 石油机械, 2020, 48(8): 129-135.
- ZHAO Yizhao, LIU Yong, BAI Fan, et al. Fatigue life prediction of pipe with cracks on external surface [J]. China Petroleum Machinery, 2020, 48(8): 129-135. (in Chinese)
- [22] 赵一昭, 高鹏飞, 刘德峰, 等. 基于线性极化腐蚀传感器的飞机结构腐蚀监控[J]. 航空科学技术, 2020, 31(7): 80-87.
- ZHAO Yizhao, GAO Pengfei, LIU Defeng, et al. Corrosion monitoring of aircraft structure based on linear polarization resistance sensor [J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(7): 80-87. (in Chinese)
- [23] 崔荣洪. 基于微米传感元的飞机金属结构疲劳损伤监测关键技术研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2010: 85-87.
- CUI Ronghong. Study on aircraft steel structure fatigue damage monitoring key technology based on micron sensing element [D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2010: 85-87. (in Chinese)
- [24] CUI Ronghong, HE Yuting, YU Zhiming, et al. Structural crack monitoring using electrical potential technique and modern surface technology [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2011, 24(4): 601-606.
- [25] CUI Ronghong, HE Yuting. Copper multilayer coating prepared by ultrasonic-electrodeposition [J]. Advanced Materials Research, 2010, 97/101: 1348-1351.
- [26] CUI Ronghong, HE Yuting. Experimental study of the electrical potential technique for crack monitoring of LY12-CZ plate specimen [J]. Advanced Materials Research, 2010, 118/120: 231-235.
- [27] 王赟, 景博, 黄以锋, 等. 基于 DSP+FPGA 架构的 DWT-SVM 机载设备故障诊断方法研究[J]. 电光与控制, 2020, 27(10): 83-87.
- WANG Yun, JING Bo, HUANG Yifeng, et al. Fault diagnosis of DWT-SVM for airborne equipment based on DSP+FPGA architecture platform [J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(10): 83-87. (in Chinese)

#### 作者简介:

何宇廷(1966—),男,博士,教授。主要研究方向:结构作战完整性与健康监控。

(编辑:丛艳娟)