

文章编号: 1674-8190(2024)04-010-06

# 全机疲劳试验几个问题的探讨

张立新

(航空工业成都飞机设计研究所, 成都 610091)

**摘要:** 全机疲劳试验是规范要求的保障飞机结构完整性以及满足适航要求的大型、复杂以及持续时间长的地面验证试验。全机疲劳试验的几个重要问题, 例如试验目的、载荷谱、持续时间和分散系数等, 是飞机设计师/工程师非常关注和充分讨论的问题, 其中的分散系数也是研究者研究较多的问题之一。针对近年来完成的多个飞机型号的全机疲劳试验, 本文介绍了对上述几个问题的研究和认识, 对比了国内外 5 种型号战斗机的疲劳设计与全机疲劳试验情况, 提出了关于全机疲劳试验的工程实用的一些建议。本文的研究可以为其他飞机全机疲劳试验提供有益的参考。

**关键词:** 全机疲劳试验; 耐久性; 损伤容限; 载荷谱; 持续时间; 分散系数

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.04.02

## Discussions on some problems of full-scale aircraft fatigue test

ZHANG Lixin

(AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China)

**Abstract:** Full-scale aircraft fatigue test is a large, complex and long-lasting ground verification test required by the specification to sustain aircraft structural integrity program and meet airworthiness requirements. Several important issues of full-scale aircraft fatigue test, such as test objective, load spectrum, duration and scatter factor, are the key concern and widely discussed by aircraft designer/engineer. The scatter factor is also a problem studied by scholars. In recent years, aiming at the full-scale fatigue tests of several aircraft programs, the study and understanding of the above-mentioned issues are introduced in this paper, and the fatigue design and full-scale fatigue tests of five fighter jets in China and abroad are compared. Some practical engineering suggestions for full-scale aircraft fatigue test are put forward. The research in this paper can provide important reference for other aircraft full-scale fatigue tests.

**Key words:** full-scale aircraft fatigue test; durability; damage tolerance; load spectrum; duration; scatter factor

收稿日期: 2023-11-21; 修回日期: 2023-12-06

通信作者: 张立新(1964-), 男, 博士, 研究员。E-mail: zhang\_li\_xin@263.net

引用格式: 张立新. 全机疲劳试验几个问题的探讨[J]. 航空工程进展, 2024, 15(4): 10-15, 26.

ZHANG Lixin. Discussions on some problems of full-scale aircraft fatigue test[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(4): 10-15, 26. (in Chinese)

## 0 引言

全机静力试验与全机疲劳试验是新飞机研制最大型的两项机体地面力学试验,分别各用一架结构完整的飞机机体,施加静力严重设计载荷工况(全机载荷工况和部件载荷工况)和主要疲劳载荷,验证机体结构的设计静强度和疲劳强度。全机疲劳试验是持续时间长、结果不确定度高的试验。

完整的全机疲劳试验包括全机耐久性试验(裂纹形成试验)、损伤容限试验(裂纹扩展试验)、剩余强度试验(含裂纹结构的静强度试验)和拆毁检查。

文献报道的第一型进行疲劳试验的军用飞机是美国的AT-6教练机,1945年,试验在美国俄亥俄州莱特菲尔德完成,对机翼重复施加限制载荷,直到破坏,在时间上早于著名的1954年英国De Havilland飞机公司的“彗星”号飞机因为结构疲劳导致飞机失事的时间<sup>[1]</sup>。

中国飞机的全机疲劳试验开始于20世纪80年代,Y-7飞机(第一型进行疲劳试验的运输机)和J-8飞机(第一型进行疲劳试验的战斗机)的全机疲劳试验,在中国飞机强度研究所完成<sup>[2-3]</sup>。经过了近50年的发展,全机疲劳试验积累了丰富的经验,疲劳设计与试验技术得到了大幅提升<sup>[4-7]</sup>。

一般而言,疲劳设计包括耐久性和损伤容限设计。断裂力学用于飞机金属结构耐久性和损伤容限设计的第一型飞机是美空军F-16战斗机(原型机在1976年首飞)<sup>[8]</sup>,基于线弹性断裂力学的确定性裂纹扩展模型用于耐久性和损伤容限设计的裂纹扩展分析。在确定性断裂力学和数理统计学理论上发展起来的概率断裂力学方法,已在服役飞机的概率损伤容限评估和结构风险分析中得到了应用<sup>[9-10]</sup>。在传统疲劳裂纹形成寿命分析方面,主要采用应力疲劳方法(又称名义应力法)和应变疲劳方法(又称局部应力应变法),两种方法的损伤累计模型都是Miner-Palmgren线性累计损伤理论模型<sup>[11]</sup>,前者主要适用于工作应力较低的高周疲劳分析,后者主要适用于工作应力较高的低周疲劳分析。

航空工业成都飞机设计研究所强度研究部疲劳强度室,近20年来完成的以及正在进行的全机疲劳试验,共计6个飞机型号。本文针对全机疲劳

试验工程实践中的几个重要问题,对比国内外5种型号战斗机的疲劳设计与全机疲劳试验情况,提出关于全机疲劳试验工程实用方面的一些建议。

## 1 全机疲劳试验目的

全机静力试验或全机疲劳试验的飞机支持示意图如图1所示。

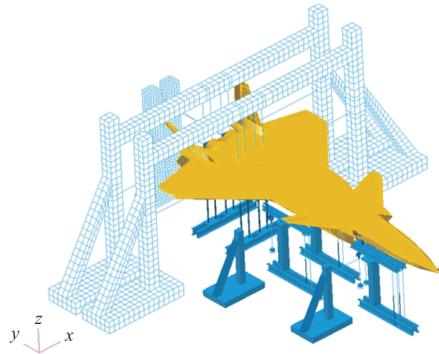


图1 全机疲劳试验的飞机支持示意图

Fig. 1 Schematic view of full-scale fatigue test rig

不同规范和/或不同版本的规范关于全机疲劳试验目的的描述不尽相同<sup>[12-13]</sup>。全机耐久性试验目的<sup>[12]</sup>描述如下(文字略有删减):

- 1) 以试验结果为主要依据,验证机体结构满足规定的使用寿命要求;
- 2) 验证已确定的关键部位,发现未能识别出的关键部位;
- 3) 为制定结构维护大纲提供依据。

本文比较推崇的全机疲劳试验最主要的目的,可简单描述为:

- 1) 确定飞机结构在设计阶段未识别的疲劳薄弱部位;
- 2) 为飞机结构设计改进、工艺改进提供支持;
- 3) 为外场服役飞机结构使用寿命评定提供基础和支持;
- 4) 为外场服役飞机的结构检查、修理提供基础和支持。

此外,全机疲劳试验的目的还有:获取结构在试验载荷谱下的疲劳寿命,验证寿命分析方法,验证修理方法,获取关键部位的裂纹扩展数据,为制定机群检查要求和检查间隔提供依据等。

本文将“确定飞机结构在设计阶段未识别的疲劳薄弱部位”排在全机疲劳试验目的的首位,认为这是全机疲劳试验最重要的成果,符合全机疲劳

试验的普遍现象——“几乎所有的疲劳裂纹都是意外的”<sup>[14-15]</sup>。

由于全机疲劳试验本身的局限性,进气道相关的主结构(主承力结构)等,尚不能在全机疲劳试验中得以较为充分的考核。显然,不应简单地认为全机疲劳试验可以验证全部机体主结构的疲劳寿命。全机疲劳试验是主结构完整性保障的重要基础,但不是全部的或唯一的基础。

机群及单机的服役寿命评估和管理以及结构完整性的保障,是飞机公司(设计所)和部队用户共同的长期任务,美国军用飞机强度规范、中国军用飞机强度规范已有比较明确的规定<sup>[12-13]</sup>。F-16 飞机全球服役机队的结构完整性保障,即是很成功的例子<sup>[16]</sup>。

## 2 疲劳载荷谱

中国战斗机全机疲劳试验已经实践了在疲劳试验机上施加全机平衡、协调的飞—续—飞循环载荷(疲劳载荷谱):空中机动载荷、阵风载荷、抖振载荷、座舱增压载荷、燃油箱增压载荷与地面载荷(发动机载荷、起落架载荷、阻力伞载荷)。目前的全机疲劳试验,试验机的支持多为“全机浮空静定支持”,这种支持形式可以较好地承受试验过程中施加载荷的不平衡误差以及调节飞机姿态。在“全机浮空静定支持”下的试验机,施加进气道载荷(压力与吸力)非常困难,通常在试验时不施加此类载荷。多种载荷类型的飞—续—飞载荷谱如图 2 所示。

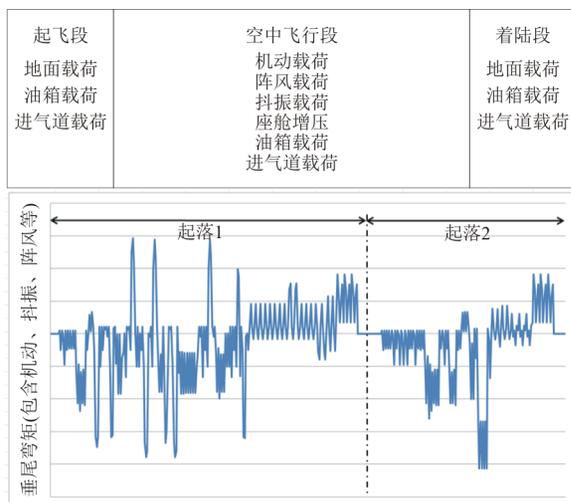


图 2 飞—续—飞载荷谱示意图

Fig. 2 Schematic plot of flight-by-flight load spectrum

新机研制阶段的疲劳载荷谱(设计谱),是根据预计的飞机使用用途和飞机研制经验编制的。欧美国家和地区、中国的战斗机全机疲劳试验,至少第一架全机疲劳试验,施加的是设计谱(F-16 累计做过 3 架全机疲劳试验)。

基准使用谱或基准谱,则是根据服役飞机实际使用信息编制的反映机群实际使用情况的载荷谱。如无特别说明,一般认为基准谱反映机群平均使用情况。基准谱主要用于系列飞机的第二架或第三架全机疲劳试验、类比分析,以及用于跟踪、评估机群寿命的模拟件和/或组合件甚至部件的类比疲劳试验<sup>[17]</sup>。

严重谱是代表机群严重使用情况的载荷谱<sup>[18]</sup>,多用于全机耐久性试验,可以缩短耐久性试验持续时间。如无特别说明,一般理解为严重谱的严重情况涵盖了机群 90% 的使用情况。

## 3 试验持续时间与分散系数

关于全机疲劳试验持续时间,有相应的规范要求;不同类型飞机,规范要求不一样。全机疲劳试验实际实施情况,军用飞机、商用飞机不一样,战斗机、运输机不一样。

欧美国家和地区、中国的不同飞机公司(设计所),全机疲劳试验实际实施情况也不尽相同。

商用运输类飞机,波音公司和麦道公司的机型,或波音公司的各机型间,全机疲劳试验持续时间也不尽相同,一般是设计使用寿命的 2 或 3 倍,甚至更多;3 倍以上持续时间的情况通常是在满足适航条例要求后的进一步试验,旨在获取更多的裂纹扩展数据以及研究和确认广布疲劳损伤的分析方法<sup>[19]</sup>。

全机疲劳试验持续时间,一般要求如下:

- 1) 施加严重谱的全机耐久性试验,持续时间是设计使用寿命的 2 倍或以上;
- 2) 施加平均谱的全机耐久性试验,持续时间是设计使用寿命的 3 倍或以上;
- 3) 全机损伤容限试验施加平均谱,持续时间是设计使用寿命的 0.5~1 倍或以上。

### 3.1 关于耐久性试验和损伤容限试验持续时间的讨论

为什么要求的损伤容限试验持续时间较耐久

性试验持续时间短很多,本文以设计师/工程师视野分析整理的耐久性试验和损伤容限试验,如表1所示,可以在一定程度上解释和理解规范制定者关于损伤容限持续时间要求的考虑。

耐久性要求适用于全部结构,损伤容限要求适用于断裂关键件(飞行安全结构)。即使关键件裂纹缓慢稳定扩展,预期在2倍检查间隔内小于临界尺寸,用户也较难接受继续使用;实际情况多是一旦发现关键件裂纹,就要及时修理或更换。“充

分”的裂纹扩展试验,会增加后续剩余强度试验通过的风险;鲜见全机损伤容限试验结果符合预期、满足要求的案例。1969年,F-111飞机失事推动了损伤容限设计。此后,耐久性和损伤容限设计理念的变化和主要技术进步是:1)主结构和/或关键件选用那些具有高疲劳/断裂性能的结构材料;2)无损检测能力大幅提升;3)断裂控制计划对保障结构完整性有效。综上所述,全机损伤容限试验持续时间可以短于耐久性试验持续时间。

表1 耐久性和损伤容限试验比较

Table 1 Comparison of durability and damage tolerance tests

特点	耐久性试验(裂纹形成试验)	损伤容限试验(裂纹扩展试验)
耐久性要求更合理 损伤容限要求更严苛	完善的质保体系(材料与制造),可以保障主结构零件客观地具备从完好结构到裂纹形成的寿命 飞机的使用寿命(经济寿命)应是取决于广布疲劳损伤(足够的裂纹尺寸及密集度)	关键件零件“自带”初始缺陷(裂纹)是严苛的假设,是对飞行安全更严格的保障 飞机的使用寿命不取决于一个关键件的损伤容限寿命(裂纹扩展寿命)
耐久性试验更为重要	全机耐久性试验是评定飞机使用寿命的重要基础	损伤容限试验重在获取裂纹扩展信息,是制定关键件维护规程(检查间隔)的基础
耐久性试验分散性更大	耐久性试验结果分散性大	损伤容限试验结果分散性小于耐久性试验结果分散性

### 3.2 关于分散系数2.67的讨论

分散系数2.67首次出现在美国洛马公司F-22、F-35战斗机的耐久性设计与验证中。关于2.67的来源,有不同的解读和猜想,一些研究者尝试从数学角度进行解读。本文比较认同第38届国际航空疲劳与结构完整性会议(ICAF2023)中一位研究者的解读:平均谱下的疲劳分析分散系数为4.0,试验分散系数为3.0;严重谱下的试验分散系数为2.0<sup>[20]</sup>。因此,严重谱下的分析分散系数为:4.0×(2.0/3.0)≈2.67。

实际上,工程设计中的很多系数,都不是源于严谨的科学理论推导,而主要是根据工程实践经验,最“著名”的安全系数(不确定系数)1.5的确定即是如此<sup>[14]</sup>。

相对于全机静力试验,全机疲劳试验风险大,持续时间长(通常持续数年时间,甚至10年以上),很少有飞机的全机疲劳试验是“顺利”完成的。各国飞机结构的设计与验证,除了耐久性和损伤容限设计准则不完全相同之外,由于全机疲劳试验结果的高度不确定性,全机疲劳试验的实际实施

情况(持续时间、修理等)不尽相同,基本上呈现“一机一策”现象。

5种型号战斗机寿命设计及全机疲劳试验如表2所示。

EF-2000战斗机单座全机疲劳试验,是比较典型的并且比较“顺利”完成的全机疲劳试验。128个部位出现了疲劳损伤,所有的疲劳裂纹虽然都是意外但却是可追溯分析和解释的。从分析角度看,试验中出现的疲劳损伤部位,大部分没有在设计过程中被识别。未被识别的原因是应力分析不够充分,而不够充分的应力分析是由于模型不够精细或不够精确或其他原因;另有相当一部分肯定是属于“错误的细节设计”或“装配引入”<sup>[15]</sup>。

为尽早暴露机体结构疲劳薄弱部位,尽快在生产线上实施设计改进,早一些安排全机疲劳试验是非常有益的。规范对全机疲劳试验进度要求是:“在决定批生产前,完成一倍设计使用寿命期的耐久性试验和全面检查;在交付第一架批生产型飞机前,完成两倍设计使用寿命期的试验和全面检查<sup>[12]</sup>。”军用飞机强度规范对进度的要求是合理的,但欧美国家和地区以及中国的军用飞机很

少有做到的。

表 2 5 种型号飞机寿命设计及全机疲劳试验<sup>[14-15, 21-22]</sup>  
Table 2 Fatigue design and verification of five fighter jets<sup>[14-15, 21-22]</sup>

飞机	原型机首飞时间	寿命要求(工程制造阶段)/fh	疲劳设计	耐久性设计	损伤容限设计	全机疲劳试验	实施方案
F-16 美国	1976.12	8 000		0.127 mm 至功能性损伤, 2 L	1.27 mm 至破坏, 2 L	2~3 L	F-16安排了3架(A,C,block50)全机疲劳试验及C型后机身疲劳试验
EF-2000 欧洲	1994.03	6 000 (服役不要 求检查)	S-N曲线: 1) 50% 破坏概率和置信度 2) 低周部分, 寿命分散系数 3 3) 高周部分, 强度分散系数 1.4		1) 100% 极限载荷, 2 L 2) 80% 极限载荷, 3 L	3 L	EF-2000单、双座都安排了全机疲劳试验 寿命增益措施(喷丸、冷膨胀孔)应用策略: 1) 初始设计不采用 2) 用于鉴定试验中破坏的结构
F-22 美国	1997.09	8 000		0.254 mm 至功能性损伤, 2 L	1.27 mm 至破坏, 2 L	2.67 L	
J-10 中国	1998.03	5 000	裂纹形成, 4 L	0.127~0.8 mm, 1 L	1.27 mm 至破坏, 2 L	3~4 L	
F-35 美国	2008.12	8 000		0.254 mm 至功能性损伤, 2 L(90% 严重谱)	1.27 mm 至破坏, 2 L(平均谱)	2~3 L	F-35A、B、C 三型都安排了全机疲劳试验 分析分散系数: 1) 损伤容限: 2.0 2) 耐久性: 2.0 或 2.67 3) 应力疲劳: 4.0

注:表中初始缺陷尺寸(0.127、1.270、0.254 mm)指金属结构孔边角裂纹尺寸; fh为飞行小时; L为设计寿命。

## 4 总结与建议

全机疲劳试验最主要目的是确定之前没有被分析识别出来的机体疲劳关键部位或薄弱部位。

全机疲劳试验结果具有高度不确定性,全机疲劳试验的实际实施情况(持续时间、修理等)是不尽相同的,基本上呈现“一机一策”现象。

仅依据全机疲劳试验是不能够评定机体结构服役使用寿命的。全机疲劳试验是保障结构完整性的重要基础,但不是全部的或唯一的基础。

关于全机疲劳试验,一般性建议如下。

1) 全机疲劳试验持续时间长,试验过程中的结构检查、损伤修理等,会涉及翼身脱开、发动机(假件)脱开等,试验台架的设计、布置,务必要考虑这一需求。

2) 用于新机研制的疲劳载荷谱,开始时是设计谱,设计谱尽可能地贴近飞机预期使用用途。为兼顾未来一段时间可能的使用用途的变化,设计谱可以适度“重”一些。如果在全机疲劳试验结束以前,比较早地编制出了基准谱,则可以考虑按当量飞行小时(这里的当量飞行小时是考虑了基

准谱严重程度和试验谱严重程度之间的差异,对试验谱飞行小时修正过的飞行小时)调整试验持续时间,一般是缩短试验持续时间,因为通常试验谱的严重程度超过基准谱。

3) 及时发现疲劳裂纹,对全机疲劳试验的进行非常重要。全机疲劳试验中发现 1.0 mm 左右的裂纹是很困难的,这对无损检测设备和人员的要求都很高。全机疲劳试验,更看重的是不会漏检的最大裂纹尺寸,胜过最小可检测缺陷(裂纹)尺寸<sup>[23]</sup>。根据有限元计算结果布置应变片,全机疲劳试验过程中,跟踪同一疲劳载荷工况应变片的变化情况。如果发现应变片数据有异常(数据量很大,应由计算机程序自动分析、预警),排除应变片和/或粘贴的问题以后,对应变片相关部位、应变片邻近部位和零件进行详细目视检查 and 无损检测。应变片的数据异常,也可能是邻近零件的裂纹导致的。涡流法、渗透法都是很有效的检测孔边裂纹和表面裂纹的无损检测方法,渗透检测可更直观地看出裂纹,但在裂纹闭合情况下,渗透检测很难查出较小的裂纹。因此,在疲劳机保持加载(静载)的情况下进行渗透检测,是一种很好

的选择。

4) 现代飞机丰富的机载数据含有反映飞机服役情况的很多参数,可以用于建立“飞行参数—载荷”模型。飞机公司(设计所)应及时编制基准谱并视情况更新基准谱,例如每5年更新一次。

5) 如果基准谱严重程度与设计谱(试验谱)有较明显差异,应及时安排类比分析以及类比试验(模拟件和/或组合件甚至部件)。

6) 按单机寿命管理体制,可以更好地保障单机结构使用安全,提高战备完好性以及发挥单机服役寿命潜力。

### 参考文献

- [1] Aerospace Structures Information and Analysis Center. The history of the aircraft structural integrity program[R]. US: Aerospace Structures Information and Analysis Center, 1980.
- [2] 裴连杰,王育鹏,张建锋,等. 战斗机全机疲劳试验技术发展概述[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 136-144.  
PEI Lianjie, WANG Yupeng, ZHANG Jianfeng, et al. Overview of the development of full-scale fatigue test technology for fighter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 136-144. (in Chinese)
- [3] 杨宇,王彬文,祁小凤. 面向全尺寸单机结构疲劳试验的声发射监测技术[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 241-253.  
YANG Yu, WANG Binwen, QI Xiaofeng. Acoustic emission monitoring technology for fatigue test of full-scale civil aircraft structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 241-253. (in Chinese)
- [4] 崔明,冯建民,米征,等. 大型无人机主结构耐久性试验加载技术[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 390-399.  
CUI Ming, FENG Jianmin, MI Zheng, et al. Loading technology for main structure of large UAV durability test[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 390-399. (in Chinese)
- [5] 王育鹏,裴连杰,李秋龙,等. 新一代战斗机全机地面强度试验技术[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 335-347.  
WANG Yupeng, PEI Lianjie, LI Qiulong, et al. Full-scale aircraft strength test technology of next generation fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 335-347. (in Chinese)
- [6] 李玉海,王成波,陈亮,等. 先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 43-69.  
LI Yuhai, WANG Chengbo, CHEN Liang, et al. Overview on development of advanced fighter life design and extension technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 43-69. (in Chinese)
- [7] 张立新,钟顺录,刘小冬,等. 先进战斗机强度设计技术发展与实践[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 102-128.  
ZHANG Lixin, ZHONG Shunlu, LIU Xiaodong, et al. Development and application of strength design technology of high performance fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 102-128. (in Chinese)
- [8] BALL D L, BURT R J. Evolution of the USAF aircraft structural integrity program: an OEM perspective [C] // 2016 USAF ASIP Conference. San Antonio: IEEE, 2016: 1-10.
- [9] 刘文琰,郑旻忠,费斌军,等. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1999.  
LIU Wenting, ZHENG Minzhong, FEI Binjun, et al. Probabilistic fracture mechanics and probabilistic damage tolerance/durability [M]. Beijing: Beihang University Press, 1999. (in Chinese)
- [10] TUEGEL E J, BELL R P, BERENS A P, et al. Aircraft structural reliability and risk analysis handbook: AFRL-RQ-WP-TR-2013-0132[R]. US: AFRL, 2013.
- [11] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.  
YAO Weixing. Fatigue life prediction of structures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [12] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范: 第6部分: 重复载荷、耐久性和损伤容限: GJB 67.6A—2008 [S]. 北京:中国人民解放军总装备部, 2008.  
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Military aircraft strength specification: part 6: repeated load, durability and damage tolerance: GJB 67.6A—2008 [S]. Beijing: General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army, 2008. (in Chinese)
- [13] Department of Defense. Aircraft structural integrity program (ASIP): MIL-STD-1530D [S]. US: Department of Defense, 2016.
- [14] 张立新. 飞机结构强度设计与验证——设计师/工程师指南[M]. 北京:科学出版社, 2022.  
ZHANG Lixin. Aircraft structural design, analysis and verification—guidelines for designer/engineer [M]. Beijing: Science Press, 2022. (in Chinese)
- [15] ROBERT D, HOLGER H, GREENHALGH M D. Eurofighter a safe life aircraft in the age of damage tolerance [C] // First International Conference on Damage Tolerance on Aircraft Structures. The Netherlands: IEEE, 2007: 1-6.
- [16] KEVIN W. The F-16 sustainment ASIP: a 20-year retrospective [C] // 2009 Aircraft Structural Integrity Program Conference. Florida: AIAA, 2009: 1-9.
- [17] DUI H N, LIU X D, DONG J, et al. Assessment of aircraft structural service life using generalized correction methodology [C] // 30th ICAF Symposium. Krakow, Poland: IEEE, 2019: 1-5.