

高机动无人机机体结构疲劳寿命分析方法研究



邸洪亮,陈亮

航空工业沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035

摘要:高机动无人机具有过载大、机动多变的特性,其过载可以远超出现代有人战斗机的最大过载水平,应根据无人机的用途及需求选取可靠的疲劳分析方法。为满足无人机高可靠度下的使用寿命,并具有良好的经济性,本文对无人机与有人战斗机在结构、使用方式、可靠性等方面进行比较分析,并从无人机机体材料、受载情况及载荷特点出发,利用高机动无人机不同安全系数下的结构疲劳试验寿命研究结果,总结出高机动无人机结构裂纹扩展寿命的特点和结构破坏模式,给出了满足高机动无人机使用条件下的结构寿命分析方法。

关键词:高机动; 无人机; 结构; 寿命; 安全系数; 裂纹扩展

中图分类号:V224

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.06.007

近年来,无人机设计技术的飞速发展,使得人们对无人机结构设计的要求不断提高。无人作战飞机同民用飞机、歼击机等有人机相比,在飞机的使用要求、任务使命等方面都有所不同,重心处法向过载可达20。有人战斗机需要用于飞行员的训练和试飞,因此飞行小时寿命要力求最高。无人作战飞机主要用于执行特定任务,故其设计使用寿命相比有人战斗机较短^[1]。

为提高装备持久战斗力和良好经济性,应根据不同装备的用途及需求选取可靠的疲劳分析方法,对所设计的结构进行疲劳寿命分析和评定,使其满足使用条件下要求的高可靠度寿命指标,并力求延长使用寿命^[2]。高机动无人机具有过载大、机动多变的特性,其过载可以远超现代有人战斗机的最大过载水平,应根据无人机的用途及需求选取可靠的疲劳分析方法^[3]。

对于有人战斗机的疲劳、耐久性及损伤容限分析方法,国内已经有了较为成熟的结构强度设计规范;对于小型无人机机体寿命分析,国内院校也开展了相关研究,并形成了一套无人机强度和刚度规范,但规范仅适用于侦察型小型无人机。对于高机动无人机的结构疲劳寿命分析方法,目前国内并没有相关的结构强度设计规范。美国和欧洲对于

无人机的结构强度设计,也提出了通过降低安全因数(量纲一),提高局部结构的应力水平,以达到降低无人机结构重量(质量)、提高使用性能的目的。本文主要研究了有人战斗机与高机动无人机在不同受载情况下的结构破坏特点,给出了满足高机动无人机使用条件下的结构寿命分析方法,可用于高机动无人机的结构强度设计。

1 飞机结构疲劳寿命分析方法

1.1 疲劳寿命分析方法概述

飞机结构的疲劳破坏是指飞机结构的关键部位发生了疲劳损伤以致破坏。飞机结构的关键部位的疲劳寿命就代表飞机结构的疲劳寿命。常用的疲劳裂纹形成寿命的预测方法很多,按疲劳裂纹形成寿命预测的基本假定和控制参数大致分为名义应力法、应力严重系数法、局部应力—应变变法等。各种疲劳分析方法的基本过程都是首先通过应力分析,将结构所受的载荷谱转变为要分析细节部位的应力谱。然后利用S—N曲线(局部应力—应变变法用 ϵ —N曲线)和等寿命图(曲线)计算出各级交变载荷产生的损伤,最后选用合适的累积损伤理论(至今最常用的仍是Miner线性累积损伤理论)和保证一定可靠度要求的分散系数确定结构的疲劳

收稿日期: 2022-03-15; 退修日期: 2022-04-05; 录用日期: 2022-05-10

引用格式: Di Hongliang, Chen Liang. Study on fatigue life analysis method of high mobility UAV body structure[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(06): 41-45. 邸洪亮, 陈亮. 高机动无人机机体结构疲劳寿命分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(06): 41-45.

寿命^[4-6]。

1.2 名义应力法

名义应力法是最早的也是最通用的一种简单疲劳寿命估算方法,主要用于结构打样设计阶段的快速疲劳估算。基本步骤为:(1)由载荷谱和关键部位细节应力分析获得关键部位的名义应力谱;(2)以与所分析的关键部位应力集中系数 K_t 相同的材料 $S-N$ 曲线为基础,建立结构关键部位的 $S-N$ 曲线;(3)选择等寿命曲线形式;(4)采用线性累积损伤理论估算结构的中值寿命;(5)中值寿命除以分散系数,评定结构的安全寿命。

1.3 应力严重系数(SSF)法

应力严重系数法用于结构连接件寿命估算的一种工程计算方法。它通过有限元细节分析,得到钉孔处的旁路载荷、传递载荷,进而求出孔边的应力严重系数(当量应力集中系数),再利用简单缺口试件的 $S-N$ 曲线来估算结构连接件的寿命。它属于名义应力法范畴,原则上也适用于缺口元件。

应力严重系数法的基本步骤如下:(1)建立关键连接部位的应力谱;(2)计算关键连接部位的应力严重系数(SSF);(3)获取对应于关键部位应力严重系数和应力谱的 $S-N$ 曲线;(4)采用线性累积损伤理论估算中值疲劳寿命;(5)中值寿命除以分散系数,评定结构的安全寿命。

1.4 局部应力—应变法

局部应力—应变法是以等应变—等损伤假设和线性累积损伤理论为依据,以材料的应变疲劳特性曲线为基础,直接考虑了结构细节危险部位局部材料进入塑性变形的影响,适用于载荷谱对应的应力水平较高,结构局部应力达到屈服应力情况下的疲劳分析与寿命估算方法,其基本步骤为:(1)原始数据的准备,包括载荷谱、材料的循环应力—应变曲线、应变—疲劳曲线和危险部位的疲劳缺口系数;(2)通过缺口弹塑性分析,将作用于结构细节的名义应力谱转换为局部应力—应变历程;(3)进行“雨流”计数统计处理,获得局部应力—应变谱所有全循环和半循环;(4)计算当量应变,将所有全循环或半循环的真实应变范围转换为光滑试件对称循环的当量应变范围;(5)通过累积损伤理论计算中值寿命;(6)中值寿命除以分散系数,评定安全寿命。

2 无人作战飞机与有人战斗机的差别研究

无人作战飞机结构强度与有人作战飞机结构强度相比,既有相同之处,又有许多差别,为有针对性地开展高机动无人机结构疲劳寿命研究,对无人机作战飞机相对于有

人战斗机的特点与差别进行了分析比较,以更好地利用和借鉴有人作战飞机结构疲劳寿命分析方法。无人作战飞机在使用用途、方法、结构特点与发展规划等方面均与有人作战飞机存在较大差别,具体体现在以下几点。

(1) 结构重量可有效降低

在有人作战飞机上,与飞行员相关的机载系统占据了飞机相当部分的重量。对于无人作战飞机则不需要这些系统和装备,或可以适当地进行减免。这样,飞机结构就会省出很多空间,结构的布局和机载设备的安排就可以重新考虑,更有利于飞机的总体和结构设计。

(2) 机动性可大幅度提高

由于人的生理原因,新型战斗机的过载一般限制为10,而对于无人作战飞机,其过载可达20或更高,所以,无人作战飞机结构在设计时可以根据需要放宽一些限制,包括速度、高度、过载、航时等,机动性能有较大幅度的提高。

(3) 使用与维护模式发生较大变化

由于无人飞机在使用训练上的差别,使得无人机可以较长时间保存在仓库里面,能够有效减少飞机的使用维护费用。但同时长时间储存后快速出动提出了较高的要求。

(4) 飞机结构安全可靠可适当降低

由于无人机的失效不会导致人员伤亡,同时无人机的全寿命周期的费用相对较少,因此,在保证可接受的任务执行成功率的基础上,可以适当降低飞机结构的安全性,这点可以从无人机结构的安全系数取值较低看出,因此有必要对无人机结构安全系数取值做进一步研究^[7-9]。

(5) 包线防护

对于要飞越人口密集区域时,飞行控制系统必须控制飞机达到与有人战斗机同样的安全水平。

3 高机动无人机机体结构疲劳试验寿命比较

3.1 疲劳试验

为研究高机动无人机不同应力水平对结构寿命的影响,建立无人机结构疲劳寿命分析方法,设计了铝合金和钛合金两种典型结构试验件,试验件如图1所示,每种试验件分为4组,每组10件,分别按4组不同应力水平进行疲劳试验。表1给出了试验件清单,无人作战飞机载荷谱示意图如图2所示^[10]。

试验结束后,借助显微相机,根据试验断口图像,如图3所示,以标线痕迹为依据,计算得到不同裂纹长度以及断裂时对应的飞行小时,在双对数坐标系下进行拟合求解得到1mm裂纹出现时对应的飞行小时。



图1 试验件实物图

Fig.1 Physical drawing of test piece

表1 试验应力水平

Table 1 Test stress level

| 材料 | 应力(1g)/MPa | | | |
|-----|------------|------|------|------|
| | 工况1 | 工况2 | 工况3 | 工况4 |
| 钛合金 | 59.8 | 55.8 | 51.8 | 47.8 |
| 铝合金 | 25 | 23.3 | 21.7 | 20 |

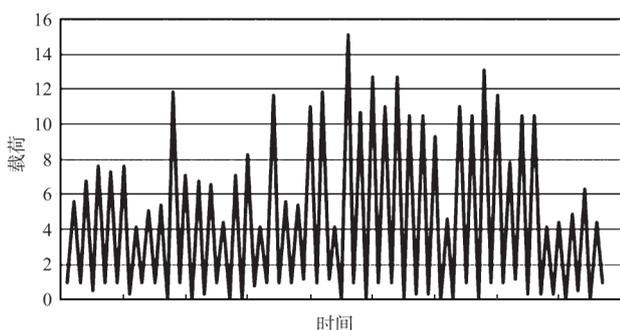


图2 高机动无人机疲劳试验载荷谱示意图

Fig.2 Sketch map of fatigue test load spectrum of high maneuvering UAV

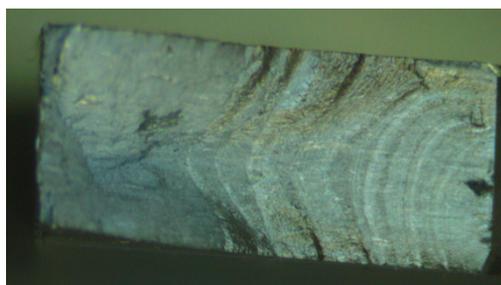


图3 试验件断口

Fig.3 Test part fracture

3.2 疲劳寿命分析与试验结果比较

对真实的疲劳损伤积累的复杂过程按反复塑性的裂纹形成机理进行简化。由单个的第*i*循环引起的损伤 d_i 为

$$d_i = 1/N_i \quad (1)$$

累积损伤 D_B 等于*m*个循环损伤之和

$$D_B = \sum_{i=1}^m d_i \quad (2)$$

根据Miner损伤累积法则,当总的累积损伤达到 $D_B = 1$ 时,就达到了中值裂纹形成寿命。

图4、图5列举了钛合金和铝合金在不同应力情况下,

分别采用名义应力法、局部应力-应变法与试验结果的寿命比较。从比较结果可以看出,在所有工况下,采用局部应力-应变法与试验结果的吻合度较好。

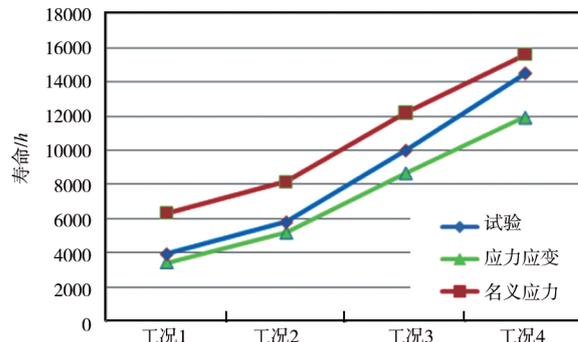


图4 钛合金不同应力寿命对比曲线

Fig.4 Comparison curves between different stress life of titanium alloys

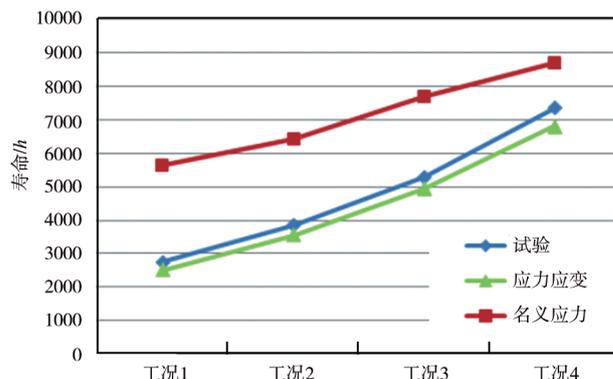


图5 铝合金不同应力寿命对比曲线

Fig.5 Comparison curves between different stress life of aluminum alloy

表2列举了某型有人战斗机其中一个疲劳关键部位的耐久性试验结果。表3列举了高机动无人机铝合金和钛合金不同应力裂纹扩展寿命。

表2 有人战斗机结构裂纹扩展寿命比例

Table 2 Crack growth life ratio of manned fighter aircraft

| 序号 | 裂纹扩展寿命比例 | |
|----|----------|--------|
| | 铝合金 | 钛合金 |
| 1 | 55.65% | 25.38% |
| 2 | 31.08% | 22.89% |
| 3 | 29.19% | 20.42% |
| 4 | 27.64% | 15.71% |
| 5 | 41.13% | 31.45% |
| 6 | 27.51% | 24.70% |
| 均值 | 36.30% | 23.58% |

表3 高机动无人机结构裂纹扩展寿命比例
Table 3 Crack propagation life ratio of high strain unmanned aerial vehicle

| 应力水平 | 裂纹扩展寿命比例 | |
|------|----------|--------|
| | 铝合金 | 钛合金 |
| 工况1 | 67.60% | 27.02% |
| 工况2 | 54.08% | 18.88% |
| 工况3 | 48.91% | 12.46% |
| 工况4 | 42.95% | 9.74% |

根据上述试验结果对比可以看出,由于高机动无人机使用过载明显高于有人战斗机,其结构的裂纹扩展寿命所占总寿命比例明显低于有人战斗机。高机动无人机裂纹扩展寿命随着应力水平降低,裂纹扩展寿命逐渐降低。

通过对有人战斗机与高机动无人机结构失效模式对比,与有人战斗机较长的裂纹扩展寿命相比,高机动无人机结构表现为更短的裂纹扩展寿命,出现微小裂纹后导致结构产生破坏的概率将远远高于有人战斗机。高机动无人机结构寿命指标较低,其破坏模式主要以小裂纹的疲劳破坏为主,该种破坏属于低周疲劳破坏,按疲劳理论,应采取局部应力-应变分析方法进行分析。

4 结束语

本文在有人战斗机结构疲劳寿命分析方法的基础上,从无人机受载情况和载荷特点出发,结合高机动无人机使用环境和结构破坏形式,通过不同疲劳分析方法与试验值的比较,采用局部应力-应变分析法更能够提高疲劳寿命分析的精度,可用于高机动无人机机体结构的使用寿命分析。

AST

参考文献

- [1] 孙智孝,杨晟琦,朴海音,等.未来智能空战发展综述[J].航空学报,2021,42(8):525-799.
Sun Zhixiao, Yang Shengqi, Piao Haiyin, et al. A survey of air combat artificial intelligence[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525-799. (in Chinese)
- [2] 李航航,阎勇,尹航.战斗机新结构应用与新材料需求分析[J].航空科学技术,2020,31(4):8-13.
Li Hanghang, Yan Yong, Yin Hang. New structure application and new material requirement analysis for fighter aircraft[J]. Aeronautical science & Technology, 2020, 31(4): 8-13. (in Chinese)
- [3] 王向明.飞机新概念结构设计与工程应用[J].航空科学技术,2020,31(4):1-7.
Wang Xiangming. New concept structure design and engineering application of aircraft[J]. Aeronautical science & Technology, 2020, 31(4): 1-7. (in Chinese)
- [4] 刘文斑.结构可靠性设计手册[M].北京:国防工业出版社,2008.
Liu Wenting. Structural reliability design manual[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [5] 陈勃,鲍蕊,张建宇.飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析[J].北京航空航天大学学报,2004,30(2):139-142.
Chen Bo, Bao Rui, Zhang Jianyu. Combined design and analysis of durability and damage tolerance for flight structure [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(2): 139-142. (in Chinese)
- [6] 姚卫星.结构疲劳寿命分析[M].北京:国防工业出版社,2003.
Yao Weixing. Structural fatigue life analysis[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [7] 贺小帆,刘文斑.服从不同分布的疲劳寿命分散系数分析[J].北京航空航天大学学报,2002,28(1):47-49.
He Xiaofan, Liu Wenting. On scatter factors of fatigue life obeying different distributions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 47-49. (in Chinese)
- [8] 贺小帆,董彦民,刘文斑.结构和载荷谱分散性分离的疲劳寿命可靠性[J].航空学报,2010,41(4):732-737.
He Xiaofan, Dong Yanmin, Liu Wenting. Reliability analysis on fatigue life with separated structural and load spectrum scatters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 41(4): 732-737. (in Chinese)
- [9] 张福泽.疲劳分散系数的分类及其取值[J].航空学报,1987,8(6):239-243.
Zhang Fuze. The categories and values of fatigue scatter factors [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 8(6): 239-243. (in Chinese)
- [10] 陈亮,洪海明,张音旋.无人作战飞机载荷谱编制方法[J].飞机设计,2018,38(2):37-40.
Chen Liang, Hong Haiming, Zhang Yinxuan. Analysis on technology of load spectrum for unmanned combat aerial vehicle[J]. Aircraft Design, 2018, 38(2): 37-40. (in Chinese)

Study on Fatigue Life Analysis Method of High Mobility UAV Body Structure

Di Hongliang, Chen Liang

AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: High maneuverability UAV has the characteristics of large overload and variable maneuverability, and its overload can far exceed the maximum overload level of modern manned fighter aircraft. Therefore, a reliable fatigue analysis method should be selected according to the use and demand of UAV. To meet the service life of the UAV under high reliability and make it have good economy, in this paper, a comparative analysis is conducted on the structure, operation modes and reliability of the UAV and manned fighter. This paper also summarizes the characteristics of crack propagation life and failure mode of high mobility UAV structure in terms of UAV body material, load conditions and load characteristics and taking use of the research results of structure fatigue test life under the safety coefficient of the high maneuverability UAV. The structure life analysis result is given to satisfy the service conditions of high maneuverability UAV.

Key Words: high mobility; unmanned aerial vehicle; structure; life; safety factor; crack propagation