航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
May. 25 2019 Vol. 30 No.05 36-41

基于实测载荷的直升机变距拉杆损伤计算方法研究

王泽峰*
中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：变距拉杆作为直升机操纵链系和传力路径上极其重要的关键组件，在飞行过程中受载严重，疲劳问题突出，从试飞安全的角度考虑，有必要对其飞行过程中的结构损伤情况进行监控。本文结合飞行实测得到的变距拉杆载荷，基于结构有限元计算结果，采用名义应力法对直升机不同飞行状态下的变距拉杆疲劳寿命和损伤情况进行计算，得到了较为准确的变距拉杆疲劳损伤计算结果，建立了一种直升机变距拉杆疲劳损伤计算方法，为试飞过程中该部件结构损伤监控提供了方案，同时对于直升机飞行过程中其他动部件的结构完整性监测也有借鉴意义。

关键词：实测载荷；直升机；飞行；变距拉杆；疲劳损伤

中图分类号：V275　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2019.05.007

变距拉杆[1]是直升机自动倾斜器组件中一个非常重要的组成部分，在飞行过程中，可通过变距拉杆来实现桨距角的改变，进而实现旋翼或尾桨相应的操纵力。受旋翼气动环境的影响，变距拉杆在飞行过程中也受交变载荷，疲劳问题突出。严重的交变载荷甚至会造成变距拉杆断裂，旋翼运动紊乱，继而造成严重的飞行事故，国内外多型机出现过类似的问题，因此有必要在飞行试验过程中，对直升机旋翼变距拉杆疲劳损伤展开计算研究。目前，国外在多型直升机上，对变距拉杆飞行过程中的损伤进行了计算研究，但公开的资料文献较少。本文结合有限元计算，建立一种飞行试验过程中基于实测载荷的直升机变距拉杆疲劳损伤计算方法。

1 受力分析

1.1 传力路径分析

图1为直升机旋翼典型的传力路径示意图，可以看出，直升机旋翼典型的传力路径为桨叶–变距摇臂–变距拉杆–自动倾斜器动环等。

飞行过程中作用在桨叶上的铰链力矩为：

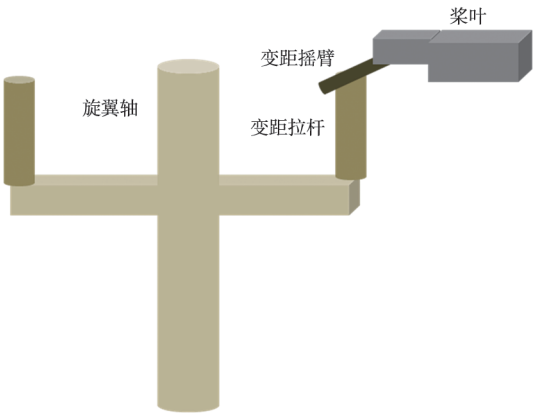

图1　旋翼传力路径示意图

Fig.1　Rotor transmission path sketch map

$$M = M_0 + \sum_{n=1}^{\infty} \left(M_{sn} \sin n\psi + M_{cn} \cos n\psi \right) \tag{1}$$

从式(1)可以看出，受桨叶铰链力矩[2]的影响，作用在直升机变距拉杆上的外载荷必然也呈周期性。具体分析可以看出，变距拉杆在直升机飞行过程中，主要受轴向的交变载荷以及切向的离心力作用。通常离心力的量级远小于轴

收稿日期：2019-03-28；退修日期：2019-04-18；录用日期：2019-04-25
*通信作者.Tel.：18740429371　　E-mail：wangzijun567@163.com
引用格式：Wang Zefeng.Research on damage calculating method of helicopter pitch link based on measured load[J].Aeronautical Science & Technology，2019，30(05)：36-41. 王泽峰.基于实测载荷的直升机变距拉杆损伤计算方法研究[J].航空科学技术，2019，30(05)：36-41.

向的载荷量级，即轴向力为表征载荷，因此，在变距拉杆载荷测量时，重点关注轴向的载荷。

1.2 载荷规律分析

统计直升机不同飞行动作下的变距拉杆轴向力载荷动态值，如图2所示。

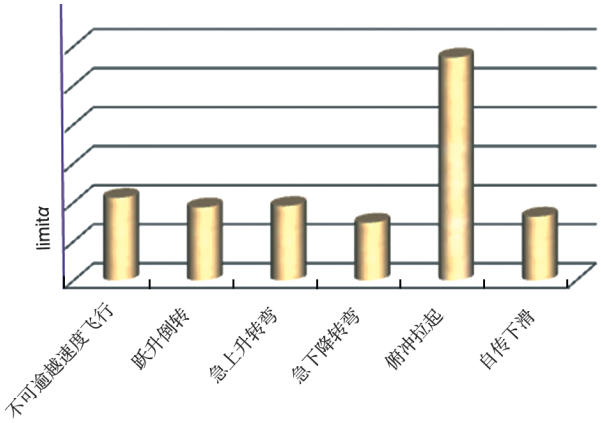

图2 不同飞行状态下变距拉杆轴向力动载荷比较

Fig.2 Rotor transmission path sketch map comparison of axial force dynamic load of pitch link under different flight conditions

图2中limitα为设计给出的安全疲劳极限，可以看出在直升机机动飞行过程中，变距拉杆的轴向载荷均超过了限制值，其中以俯冲拉起状态下超限最多，疲劳损伤问题突出。

图3为直升机俯冲拉起过程中，变距拉杆轴向力动载荷值随过载的变化趋势；图4为直升机不同速度平飞时，变距拉杆轴向力载荷变化趋势；可以看出，其随着过载和速度的增加，其载荷也呈增大趋势。在直升机使用过程中，速度和法向过载又是两个极其重要的包线边界。因此，在试飞过程中，从试飞安全的角度考虑，特别是对于一型新研直升机，非常有必要进行其疲劳损伤计算方法研究。

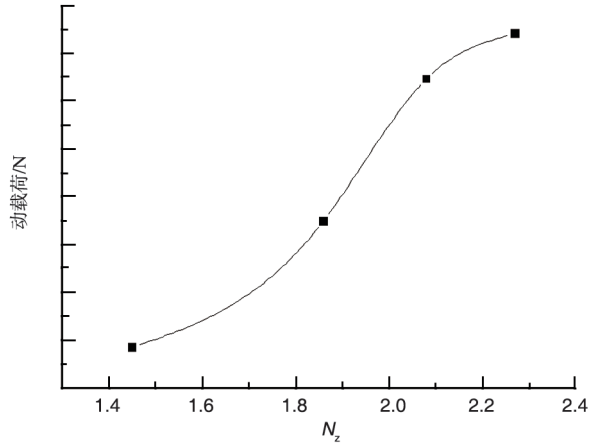

图3 俯冲拉起过程中变距拉杆动载荷值随过载的变化趋势

Fig.3 Dynamic load value of pitch link varies with overload under helicopter dive and pull-up

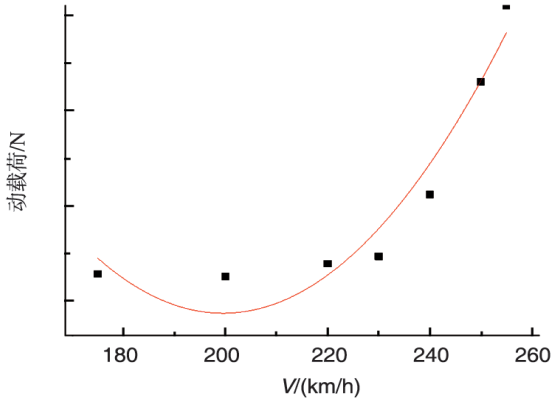

图4 变距拉杆轴向力载荷随速度的变化趋势

Fig.4 Dynamic load value of pitch link varies with inflow velocity

2 疲劳理论分析

根据旋翼动部件使用寿命，我们可知变距拉杆疲劳属于典型的高周疲劳问题，即其在使用过程中，应力循环次数在10^7以上。对于高周疲劳问题，结构承载的应力水平一般低于结构材料的屈服强度。通常采用名义应力法，也叫应力分析法来进行疲劳寿命分析。该方法以试验得到的应力—循环数($\sigma-N$)曲线为基础，采用不同的疲劳损伤累积理论进行计算，如Miner损伤累积理论、非线性及两阶段线性损伤累积理论、修正的寿命曲线法等。工程中应用最多的就是Miner损伤累积理论。

根据$\sigma-N$曲线的定义，在恒幅应力σ_1作用下，结构循环N_1失效，那么结构在应力水平σ_1作用下循环$n_1(n_1<N_1)$次时，产生部分损伤，且在这一循环过程中，每次损伤相同，则在σ_1作用下循环n_1次的总损伤为n_1/N_1，最终，一个包含不同应力水平σ_i作用下的总损伤为：

$$D=\sum_{i=1}^{M}\frac{n_i}{N_i}$$

式中：当$D\geqslant 1$时，结构失效。

在采用应力分析法进行疲劳计算时，由于构件疲劳强度的大小直接决定了疲劳寿命的大小，因此，在进行构件疲劳分析时，需对影响构件疲劳强度的主要因素，如构件的外

形尺寸、表面粗糙度、平均应力等因素进行必要的考虑。不规则的外形尺寸往往会形成应力集中，造成构件本身疲劳强度的下降；相对粗糙的表面坑洼不平，存在缺陷，容易形成一个疲劳源，形成裂纹并不断扩展，从而降低构件的疲劳强度；对于平均应力[3,4]而言，图5为平均应力和应力幅关系图，横坐标σ_m为平均应力值，纵坐标σ_a为罐环应力幅值。

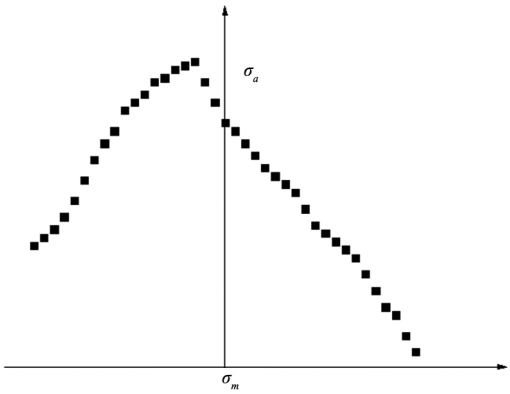

图5 平均应力与应力幅关系图

Fig.5 The relation diagram between mean stress and stress amplitude

可以看出，在给定寿命下，构件能承受的疲劳压应力幅值比疲劳拉应力幅值大，即平均拉应力比平均压应力更容易造成疲劳破坏。关于平均应力的分析模型，工程中主要有Goodman理论、Soderberg理论、Gerber理论等模型，其中，后两者给出的结果偏于保守，工程中应用最多的是Goodman平均应力分析模型。

3 有限元疲劳计算

3.1 有限元建模

本文采用有限元法[5,6]和ANSYS疲劳分析模块进行变距拉杆疲劳损伤的计算分析。该模块进行构件疲劳分析的步骤如图6所示。

根据图6所示，首先进行变距拉杆的实体建模，如图7所示。

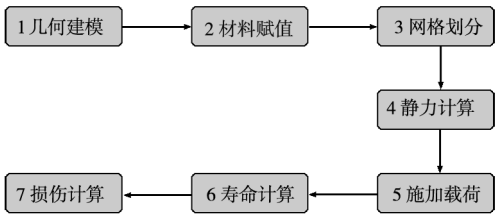

图6 ANSYS疲劳分析流程图

Fig.6 ANSYS fatigue analysis flow chart

选取结构钢为构件材料，完成网格划分，将拉杆一端固定，一端加载，完成静力计算，得到准确的静力计算结果，图8为静力计算结果示意图。可以看出，变距拉杆在轴向加载时，耳片的接头处为应力最大位置，为疲劳薄弱处。

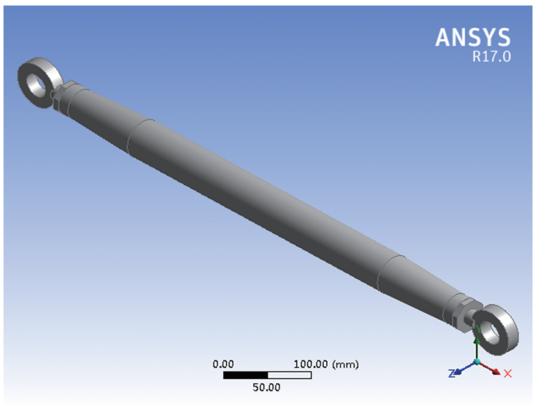

图7 变距拉杆实体建模

Fig.7 Pitch link modeling

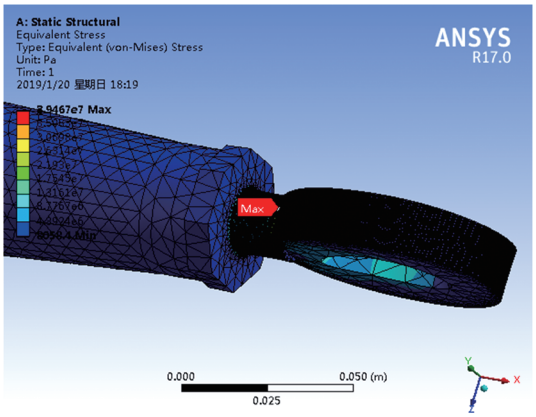

图8 变距拉杆静力计算结果

Fig.8 Static calculation results of pitch link

3.2 疲劳损伤计算

图9、图10为某一平飞过程中，变距拉杆实测载荷动、静载荷分离后并归一化处理后的示意图，可以看出，其轴向力静载水平相对集中，动载水平在一定范围内波动。将分离得到的静态值采用均值处理的方法，可以求得一个动作段内变距拉杆轴向力静力计算的初始值。统计不同循环周期内实测轴向力载荷的极值，与静力计算初始值进行比较，可以得到轴向力载荷的变化范围。表1为同一飞行架次，即直升机起飞重量（质量）、重心位置等构型相同情况下，直升机进行悬停、爬升、平飞、盘旋、俯冲拉起、下滑等典型飞

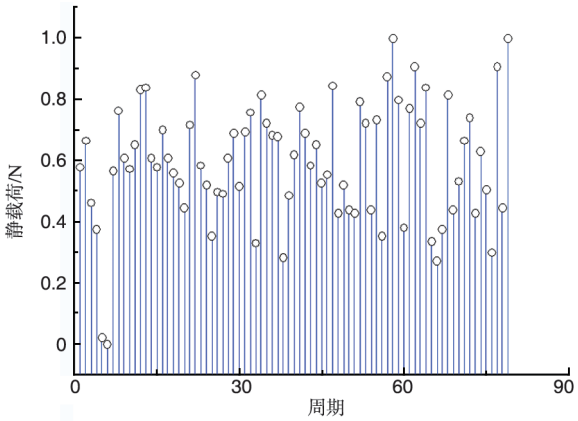

图9 变距拉杆实测载荷静态值

Fig.9 Measured value of pitch link static axial force

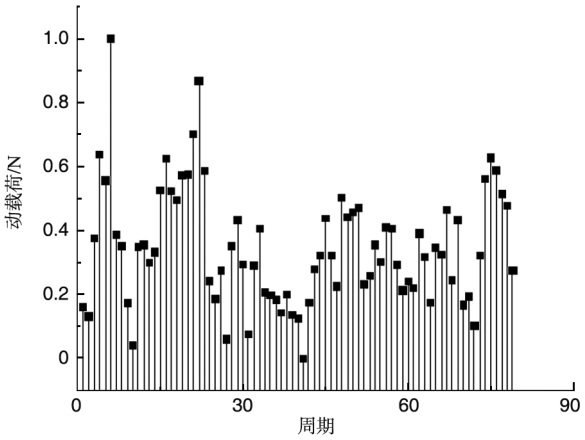

图10 变距拉杆实测载荷动态值

Fig.10 Measured value of pitch link dynamic axial force

表1 不同动作段计算载荷统计结果

Table 1 Statistical results of calculating loads in different action stages

状态	静力计算值/N	向上幅值/%	向下幅值/%	循环数
悬停	1627	33	39	86
爬升	1932	85	79	2581
平飞	1910	74	87	3869
盘旋	1936	64	67	129
俯冲拉起	2212	96	98	21
下滑	1920	97	70	2581

行动作下的计算载荷统计结果。

根据统计结果，将不同飞行状态下的静力计算值带入有限元静力计算模型中，可以得到相应的静力计算结果。在疲劳计算[7~10]时，考虑材料的外形尺寸、表面粗糙度等因素，选取疲劳强度系数K_f为0.8，在加载类型当中，选取比例加载方式，输入相应状态的比例范围，如悬停状态加载比例范围为0.61～1.33。平均应力计算方式上，选取Goodman理论。同时，加载不同动作段的循环数，分别进行不同动作下的变距拉杆疲劳寿命和疲劳损伤计算。

图11为直升机悬停时，变距拉杆疲劳寿命计算云图，由云图可以看出，该状态下变距疲劳损伤为零；图12为直升机爬升状态下，变距拉杆疲劳寿命计算云图，图12中Min位置为该过程中变距拉杆疲劳寿命薄弱的位置。图13为该状态下变距拉杆疲劳损伤计算云图，图13中Max位置即为疲劳损伤最为严重的位置。图14为直升机平飞状态下，变距拉杆疲劳寿命计算云图。图15为直升机俯冲拉起状态下，变距拉杆疲劳寿命计算云图，由图中同样可以得到该两种状态下变距拉杆疲劳寿命薄弱的位置。

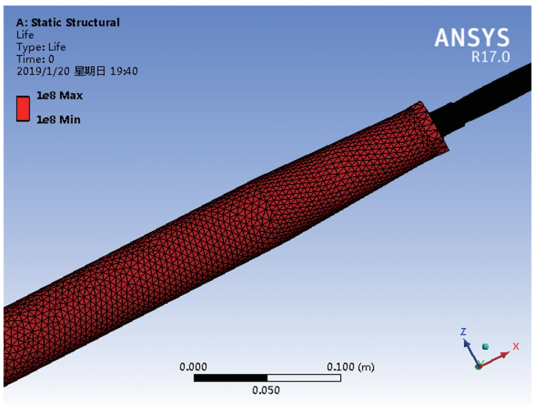

图11 悬停状态变距拉杆疲劳寿命计算结果

Fig.11 Calculation result of fatigue life of pitch link while helicopter hover

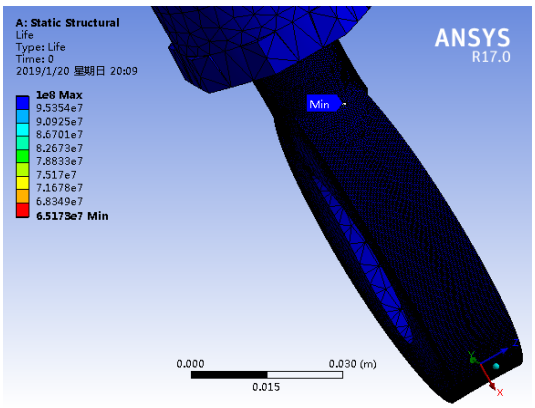

图12 爬升状态变距拉杆疲劳寿命计算结果

Fig.12 Calculation result of fatigue life of pitch link while helicopter climb

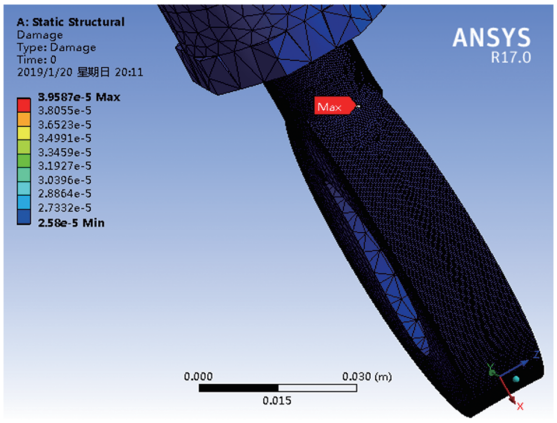

图13 爬升状态变距拉杆疲劳损伤计算结果

Fig.13 Calculation result of fatigue damage of pitch link while helicopter climb

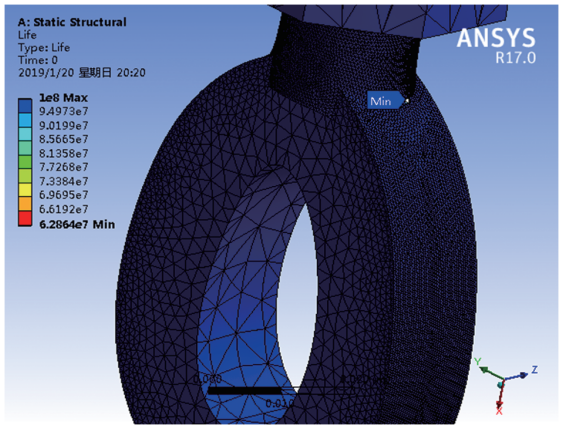

图14 平飞状态变距拉杆疲劳寿命计算结果

Fig.14 Calculation result of fatigue life of pitch link while helicopter level flight

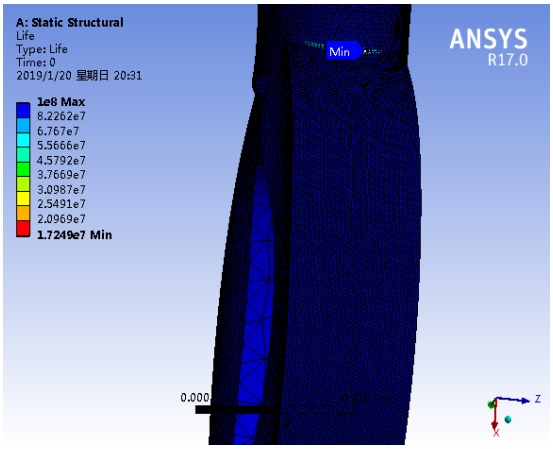

图15 俯冲拉起状态变距拉杆疲劳寿命计算结果

Fig.15 Calculation result of fatigue life of pitch link while helicopter dive and pull-up

表2为该整个飞行架次过程中，不同飞行状态下的疲劳损伤计算结果，可以看出，变距拉杆在直升机悬停、盘旋动作下疲劳损伤为零。在直升机俯冲拉起机动动作中，虽然其承载水平较高，但是由于循环次数较少，所以其损伤结果也较小；在直升机爬升段、平飞段及下滑段，变距拉杆损伤相对较大，整个飞行架次下，变距拉杆的疲劳损伤结果约为8.81e−5。该计算结果与变距拉杆地面疲劳试验给出的损伤预估结果相当。

表2 不同飞行状态下的疲劳损伤计算结果

Table 2 Calculation results of fatigue damage of pitch link under different flight conditions

状态	循环数	损伤结果
悬停	86	0
爬升	2581	2.580e−5
平飞	3869	3.869e−5
盘旋	129	0
俯冲拉起	21	2.2e−7
下滑	2581	2.350e−5

4 结束语

本文通过有限元计算法，结合变距拉杆飞行实测载荷，采用名义应力疲劳分析法，计算得到了直升机不同飞行状态下，变距拉杆疲劳寿命和疲劳损伤结果，建立了一种较为可靠的直升机变距拉杆疲劳损伤计算方法。该疲劳损伤计算结果可以为直升机在试飞过程中，该部件的定检维护及安全使用，提供一种监控手段；同时，该疲劳损伤计算方法对于直升机、固定翼飞机部件疲劳损伤计算同样具有重要的借鉴意义。

参考文献

[1] 路录祥，王新洲. 直升机结构与设计[M]. 北京：航空工业出版社，2009.

Lu Luxiang, Wang Xinzhou. Helicopter structure and design [M].Beijing: Aviation Industry Press,2009. (in Chinese)

[2] 杨俊严，张雅铭. 直升机载荷手册[M]. 北京：航空工业出版社，1991.

Yang Junyan, Zhang Yaming. Helicopter load manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press,1991. (in Chinese)

[3] Honggang Lei. The testing research on equal-amplitude fatigue behavior of large-span grid structures[C]// Proceeding of Sixth Pacific Structure Steel Conference. Beijing: Seismological Press, 2001.

[4] Wendy B L. Modal and impact dynamics analysis of an aluminum cylinder[R]. NASA / TM-2002-211964, Virginia, Langly Research Center,2002.

[5] 赵志彬. 飞机炮舱结构有限元静力分析及疲劳寿命估算[D]. 西安：西北工业大学,2007.
Zhao Zhibin. Finite element static analysis and fatigue life estimation of aircraft gun cabin structure.[D].Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2007. (in Chinese)

[6] 曾攀. 有限元分析及其应用[M]. 北京. 清华大学出版社,2004.
Zeng Pan. Finite element analysis and application [M].Beijing: Tsinghua University Press,2004. (in Chinese)

[7] 付稣升. ANSYS workbench数值模拟与实例精解[M]. 北京：人民邮电出版社,2017.
Fu Susheng. ANSYS Workbench numerical simulation and example definition [M]. Beijing: People Post and Telecommunications Press,2017. (in Chinese)

[8] 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 analysis of structures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)

[9] 王国军. MSC.fatigue疲劳分析实例指导教程[M]. 北京：机械工业出版社，2009.
Wang Guojun. MSC.fatigue fatigue analysis example guidance course[M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2009. (in Chinese)

[10] 王智，刘文婷. 单机结构疲劳分散系数研究[J]. 机械强度，2009,31(1)：132-140.
Wang Zhi, Liu Wenting. Study on fatigue dispersion coefficient of single machine structure[J].Journal of Mechanical Strength, 2009,31(1):132-140. (in Chinese)

(责任编辑 陈东晓)

作者简介

王泽峰(1985—) 男，硕士，工程师。主要研究方向：直升机结构强度飞行试验技术研究。

Tel:18740429371 E-mail: wangzijun567@163.com

Research on Damage Calculating Method of Helicopter Pitch Link Based on Measured Load

Wang Zefeng*

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: As a key component of helicopter control chain and force path, pitch link bears severe alternating load during flight. Considering flight safety, it is necessary to calculate and monitor structural damage during flight. In this paper, the fatigue life and fatigue damage of pitch link under different flight conditions are calculated by nominal stress method, based on the results of structural finite element analysis and miner fatigue damage criterion. The more accurate fatigue damage calculation results of pitch links are obtained, and a fatigue damage meter for helicopter pitch link is established. The calculation method provides a method for the structural integrity monitoring of the component during flight test.

Key Words: measured load; helicopter; flight; pitch link; fatigue damage

Received: 2019-03-28； **Revised:** 2019-04-18； **Accepted:** 2019-04-25

***Corresponding author.Tel. :** 18740429371 **E-mail:** wangzijun567@163.com