

螺旋桨桨毂疲劳试验加载方法

杨 雷, 苏 军, 王洪斌

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为解决螺旋桨桨毂疲劳试验中气动载荷、离心载荷的干涉问题, 基于对桨毂所受载荷及其可测试性的分析, 设计了加载方法. 灵活运用全桥电路测试原理, 通过载荷的动、静态标定等流程环节, 形成以控制应变输出为基础的加载方法. 对载荷标定过程中非标定载荷与标定载荷的相关性及其引起的加载误差进行了分析, 采用应变线性叠加法减小了两种载荷的相互影响, 从而实现气动载荷和离心载荷的准确施加, 加载系统的误差在 5% 以内.

关 键 词: 螺旋桨桨毂; 离心载荷; 气动载荷; 应变; 标定

中图分类号: V216.3

文献标志码: A

Loading method on fatigue test of propeller hub

YANG Lei, SU Jun, WANG Hong-bin

(Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: To resolve the problem of interference between aerodynamic load and centrifugal load in fatigue test of propeller hub, a loading method was designed based on the analysis of load on the propeller hub and its testability. Using the test principle of full bridge circuit flexibly, the loading method was formed on the basis of strain output control with the processes of static and dynamic load calibration. Besides, the correlation between the calibration load and non-calibration load during the processes of load calibration and the loading error resulted from the correlation were analyzed. The interference between these two loads was reduced by means of strain linear superposition. Thus aerodynamic load and centrifugal load are applied accurately with the error of the loading system less than 5%.

Key words: propeller hub; centrifugal load; aerodynamic load; strain; calibration

因经济性的原因, 世界上多数的支线客机、我国的民用飞机及无人机多采用螺旋桨产生拉力^[1-2]. 作为飞行器的关键件, 螺旋桨的结构强度与疲劳寿命直接关系到飞行安全. 国际民用航空规章及我国的国军标规定^[3-5]: 必须通过试验, 或以试验、经验为基础的分析, 对螺旋桨进行疲劳评定, 表明在预定的螺旋桨寿命期间将避免由于疲劳对飞机引起危险性螺旋桨影响.

螺旋桨旋转产生气动载荷形成拉力的同时, 必然产生质量分布载荷——离心载荷. 因两种载

荷产生机理不同, 通过传统的机械和液压的方法, 分别以桨叶的气动中心和桨叶的重心为作用点同时施加两种载荷必然带来两种载荷之间的干涉, 造成实际作用于桨毂的载荷失真, 无法模拟螺旋桨的实际工作状态.

本文针对 JL-5 型民用螺旋桨桨毂适航取证过程中桨毂疲劳试验的加载方法做初步研究, 通过全桥应变测试方法的灵活应用, 解决了气动载荷和离心载荷的干涉问题, 实现了对螺旋桨桨毂的准确加载.

1 螺旋桨结构及载荷分析

1.1 螺旋桨结构

JL-5 型民用螺旋桨为两叶螺旋桨,桨毂材质为轻质铝合金,螺旋桨桨毂结构如图 1 所示。

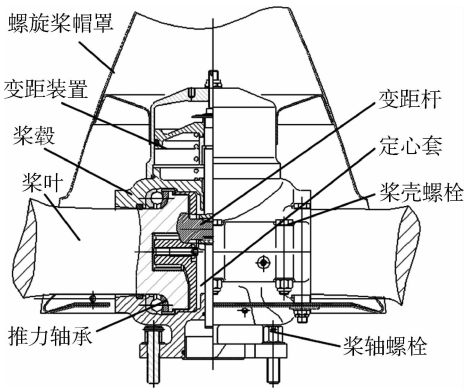


图 1 螺旋桨桨毂结构
Fig. 1 Structure of propeller hub

1.2 螺旋桨载荷分析

螺旋桨飞机在空中飞行过程中,作用在桨叶上的载荷主要有离心载荷 C 、气动载荷 Q 。其中离心载荷 C 为质量分布力,对桨叶产生拉伸、弯曲和扭转,其特点为随转速变化,通常一个起落只变化一次或几次;气动载荷 Q 的轴向稳态分量 R 产生螺旋桨需要的拉力,切向稳态分量 T 和发动机的扭矩相平衡,这两个力在一个飞行起落过程中变化不大;当螺旋桨飞机在转弯、俯冲拉起等机动状态时,气动载荷 Q 就会产生波动,从而产生动态分量。气动载荷 Q 的动态分量为 $1P$ 载荷,发动机旋转一圈, $1P$ 载荷循环一次。 $1P$ 载荷在轴向的分量为 $1P_x$,在两个桨叶上 $1P_x$ 方向相反,形成对桨毂的弯矩即 $1P$ 力矩。 $1P$ 载荷的切向分量为 $1P_y$,在两个桨叶上 $1P_y$ 方向相同^[6-9]。离心载荷、气动载荷均可认为作用于桨叶气动中心并通过桨根作用于本文的考核对象桨毂上。载荷分析见图 2。

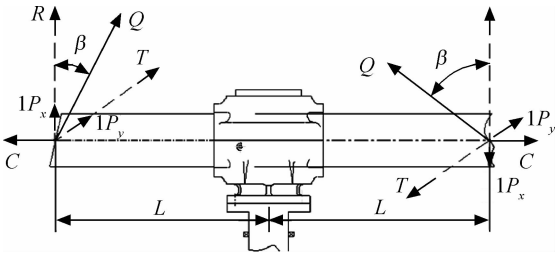


图 2 螺旋桨桨叶及桨毂载荷分析
Fig. 2 Load analysis for propeller blade and hub

2 试验方案

2.1 试验件状态及载荷

试验选取满足适航要求的试验件,对桨叶部分只保留桨根,桨叶叶型根据试验加载需要设计为圆柱型。试验件其余部分按照实际状态装配,将螺旋桨帽罩和变距装置拆除,并将变距杆锁定为大桨距状态。大桨距状态螺旋桨所受疲劳试验载荷如表 1 所示。疲劳试验载荷谱如图 3 所示。

表 1 疲劳试验载荷
Table 1 Load of fatigue test

载荷类别	离心载荷/N	轴向载荷/N	切向载荷/N
数值	252 629	$2\,172\pm 301$	575 ± 153

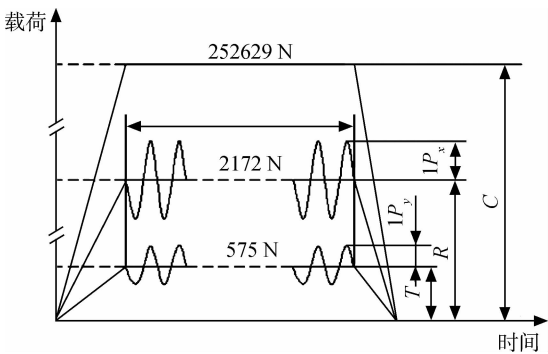


图 3 疲劳试验载荷谱
Fig. 3 Loading spectra of fatigue test

2.2 试验装置及加载方法

试验装置示意图见图 4。桨毂通过模拟桨轴固定于基础平台上,模拟桨轴用于模拟实际桨轴的刚度,安装法兰的几何尺寸与实际桨轴相同。

沿桨叶延展方向对称布置两个大小相同的作动筒施加离心载荷 C ,用一个电液伺服阀控制,以保证载荷大小相等,同步施加。因两路离心载荷大小、相位均相等,故只安装一个测力计。

沿螺旋桨旋转轴线方向布置两个轴向载荷作动筒,施加载荷 R 和 $1P_x$;在螺旋桨旋转平面内垂直于桨叶布置两个切向载荷作动筒,施加载荷 T 和 $1P_y$,轴向载荷和切向载荷分别作用在两片桨叶的气动中心位置。

$1P$ 载荷虽然随桨毂旋转周期性变化,但是它是由桨叶产生的,相对于桨毂的位置是固定不动的,试验时桨毂固定不旋转,采用正弦波,相位相差 180° 来模拟施加两片桨叶上的 $1P$ 载荷。试验装置照片见图 5。

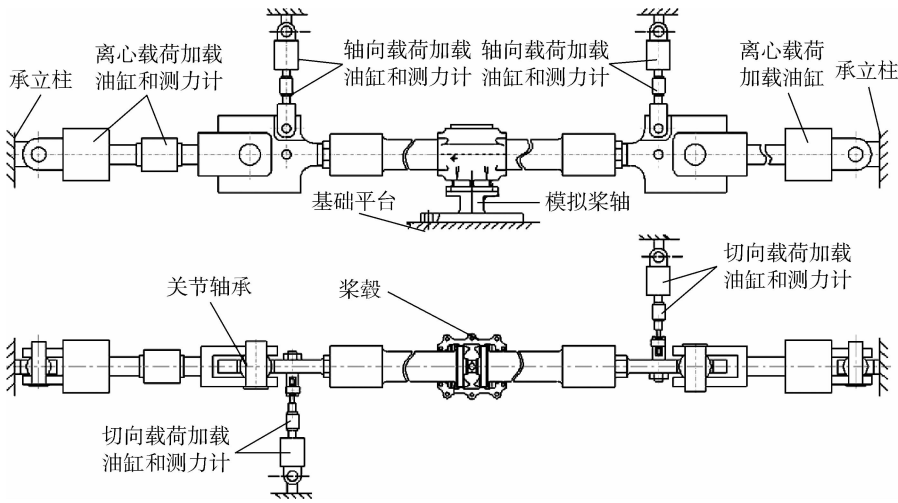


图 4 螺旋桨桨毂疲劳试验装置示意图

Fig. 4 Sketch of fatigue test device of propeller hub

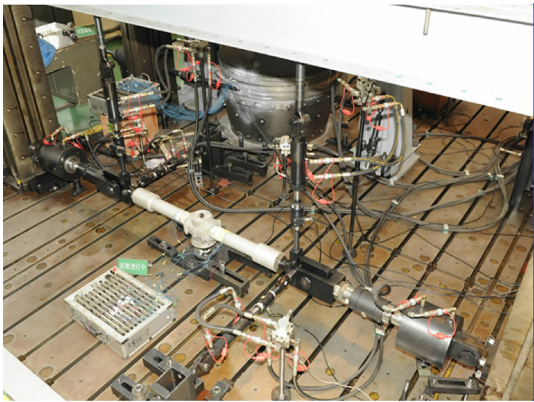


图 5 螺旋桨桨毂疲劳试验装置照片

Fig. 5 Photo of fatigue test device of propeller hub

2.3 应变电桥的应用

按照 2.2 节所述机械和液压的方法在桨叶的气动中心和重心分别施加气动载荷和离心载荷,因离心载荷施加轴线偏离产生的离心载荷轴向分量、切向分量及关节轴承摩擦力矩等因素的影响,造成气动载荷作用于桨毂的效果与实际工作状态误差较大. 同样,气动载荷对离心载荷也有相似的

影响. 本加载方法利用应变全桥测试原理^[10-14],选取桨根适当位置粘贴应变计组成全桥电路,对相应载荷进行应变标定,对各载荷之间的干涉影响进行分析,提出了消除影响的方法,以应变为基础进行载荷准确施加.

2.3.1 应变电桥的组成方法

图 6 中,在 1 号桨根和 2 号桨根 A 截面粘贴应变计,分别组成离心载荷测量桥、轴向载荷测量桥和切向载荷测量桥. 图中 a,b,c,d 为接线柱,R 为电阻. 离心载荷测量桥中,应变计 1'',2''和应变计 3'',4''分别位于桨根同一横截面 45°和 225°对称位置;轴向载荷测量桥中,应变计 1,3 和 2,4 分别位于桨根同一横截面 90°和 270°对称位置;切向载荷测量桥中,应变计 1',3'和 2',4'位于桨根同一横截面 0°和 180°对称位置. 应变计粘贴位置通过划线等工艺手段保证.

2.3.2 标定过程

为了避免由于离心载荷和气动载荷的相互影响造成的加载不准确,需要获得离心载荷和气动

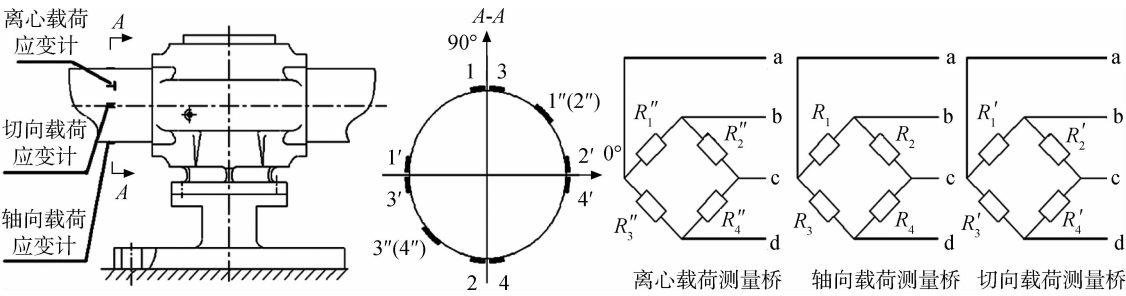


图 6 桨根应变计位置

Fig. 6 Location of strain gauge on root of propeller blade

载荷分别在桨根产生的应变,这一过程为标定过程. 标定过程中的应变采集使用动静态应变仪.

具体标定过程如下:

1) 零点采集

使试验件的桨叶延展方向竖直,在此状态下,桨毂不受轴向力和切向力,重力对离心载荷的影响可以忽略. 在此状态下进行动静态应变仪平衡和零点采集.

2) 单独施加离心载荷进行应变采集

使试验件的桨叶延展方向水平,不安装模拟桨轴,试验件悬空,分 5 级单独施加离心载荷至最大 252 629 N,分别在螺旋桨旋转平面水平和竖直两个状态进行逐级应变采集,消除重力影响后的最大应变值为 ϵ_1 (螺旋桨旋转平面水平时,轴向载荷测量桥受到试验件自身重力的影响,应变输出应不予考虑;同理,螺旋桨旋转平面竖直时,切向载荷测量桥的应变输出亦不考虑).

3) 单独施加轴向载荷进行应变采集

将模拟桨轴和试验件连接,模拟桨轴固定到基础平台,在 1 号桨根和 2 号桨根上分别单独施加轴向载荷 G 消除重力影响,使应变计的输出为

零($G=220\text{ N}$),并分 5 级分别施加轴向峰值载荷 ($2172+G+301$) N,记录此时 3 种应变电桥的最大输出 ϵ_2 .

4) 单独施加切向载荷进行应变采集

将模拟桨轴和试验件连接,模拟桨轴固定到基础平台,在 1 号桨根和 2 号桨根施加轴向载荷 G 的同时分 7 级分别施加切向峰值载荷 ($575+153$) N,记录此时 3 种应变电桥的最大输出 ϵ_3 .

在 3 种载荷分别作用下的应变输出曲线如图 7 所示.

2.3.3 数据分析

1) 相关性分析

根据载荷分析及应变全桥的工作原理,任意一种应变电桥输出应不受其余两路载荷的影响,在非标定载荷作用时,应变电桥输出应为零. 但由表 2 可以看出,试验过程中,因应变计自身分散度、划线位置不精确等因素的存在,3 种应变电桥的输出均受到非标定载荷的影响. 通过标定载荷与非标定载荷电桥输出的相关性分析,可确定非标定载荷应变电桥的受影响情况,其相关系数如表 3 所示.

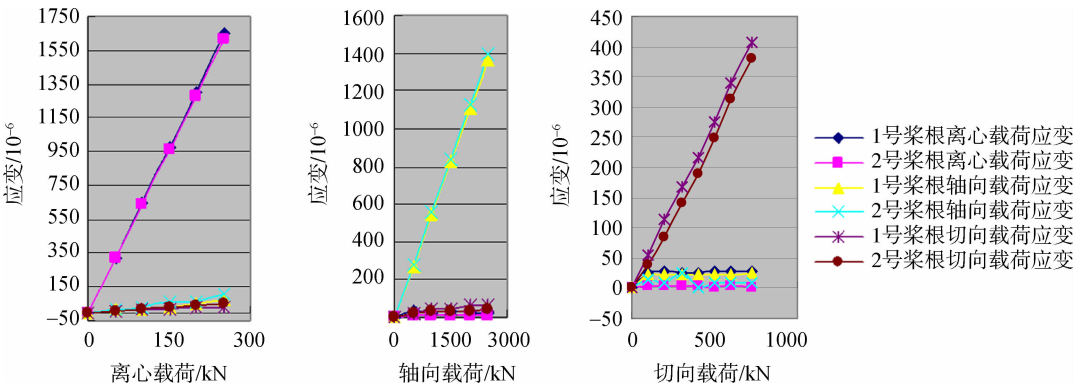


图 7 加载过程应变
Fig. 7 Strain during loading process

表 2 应变采集结果
Table 2 Results of strain collecting

应变	离心载荷		轴向载荷		切向载荷	
	测量桥/ 10^{-6}		测量桥/ 10^{-6}		测量桥/ 10^{-6}	
	1 号	2 号	1 号	2 号	1 号	2 号
	桨根	桨根	桨根	桨根	桨根	桨根
ϵ_1	1644	1615	69	102	33	51
ϵ_2	25	7	1367	1397	65	42
ϵ_3	27	2	26	8	408	380

表 3 标定过程相关系数
Table 3 Coefficient of calibration process

载荷	离心载荷		轴向载荷		切向载荷	
	测量桥		测量桥		测量桥	
	1 号	2 号	1 号	2 号	1 号	2 号
	桨根	桨根	桨根	桨根	桨根	桨根
C	1.000	1.000	0.999	0.991	0.985	0.990
R	0.574	0.657	1.000	1.000	0.976	0.921
T	0.576	0.127	0.652	-0.002	1.000	0.998

由相关系数临界值表^[15]可知,试验点数为 5,显著性水平为 0.05 时的临界值为 0.878.由表 3 可看出,离心载荷与非标定载荷电桥输出的相关系数均大于临界值,存在线性相关;轴向载荷与切向载荷应变电桥输出的相关系数大于临界值,存在线性相关.

2) 载荷相互影响分析

要精确评价非标定载荷对标定载荷的影响^[16-17],需建立传递函数关系式

$$\begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C \\ R \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \epsilon_c \\ \epsilon_r \\ \epsilon_t \end{bmatrix}$$

(1)

式中 $\epsilon_c, \epsilon_r, \epsilon_t$ 分别为离心载荷、轴向载荷、切向载荷在分别加载过程中的应变电桥的响应, S_{ji} 为矩阵中的各元 j 受影响载荷, $j=1,2,3; i$ 为标定载荷, $i=1,2,3$. 令

$$\begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} \end{bmatrix} = \mathbf{A}$$

(2)

当 $i=j$ 时,即 S_{ji} 表示该载荷加载时自身产生的单位力应变值,称主系数;当 $i \neq j$ 时,即 S_{ji} 表示 j 影响载荷产生的单位载荷应变值.由此可以看出系数矩阵 $\mathbf{A}$ 左上方到右下方的对角线上的系数都是主系数,对角线两侧是相互影响产生的系数.倘若对角线两侧系数均为零,则该装置不存在相互影响.此时可将(1)式改写为

$$\begin{bmatrix} C \\ R \\ T \end{bmatrix} = \mathbf{A}^{-1} \begin{bmatrix} \epsilon_c \\ \epsilon_r \\ \epsilon_t \end{bmatrix}$$

(3)

式中 $\mathbf{A}^{-1}$ 是系数矩阵 $\mathbf{A}$ 的逆矩阵,通过对三路载

荷对应的应变输出进行处理,可分别得到三路载荷.

$$\begin{bmatrix} C \\ R \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 153.6673 & 0 & 0 \\ -0.1098 & 1.7702 & 0 \\ -0.0502 & -0.0830 & 1.7843 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_c \\ \epsilon_r \\ \epsilon_t \end{bmatrix}$$

(4)

经验证计算可以得到,如简单按照三路载荷标定的应变进行载荷施加,离心载荷几乎不受其他两路载荷的影响,轴向载荷受离心载荷影响产生的加载误差可达到 7.3%,切向载荷受离心载荷、轴向载荷影响产生的加载误差可达 27.3%.

3 应变结果应用及载荷施加效果

为最大限度减小载荷干涉带来的加载误差,考虑到标定过程中的线性关系,采用应变线性叠加的方法,分别将表 2 中每路存在线性相关的应变数据进行代数求和,作为峰值载荷对应的应变值,插值得到谷值载荷对应的应变值,以此作为单路载荷基准应变 ϵ_s .

按照表 1 理论载荷进行三路载荷初步联合加载,同时监测各应变电桥的应变输出.实测结果可以看出,轴向载荷应变电桥、切向载荷应变电桥的应变峰谷值均小于基准应变.对表 1 理论载荷进行修正,使动静态应变仪三路应变电桥的输出在修正载荷的作用下与单路载荷基准应变一致.

单路载荷基准应变 ϵ_s 、理论载荷联合加载实测应变 ϵ_{tu} 、修正载荷联合加载实测应变 ϵ_{cu} 见表 4.经计算,动静态应变仪测试误差 $(\epsilon_{cu} - \epsilon_{tu})/\epsilon_s$ 控制在 2.7% 以内.同时考虑到应变计的自身输出误差为 3%,加载系统总误差在 5% 以内.

表 4 加载结果
Table 4 Results of loading

项目	C		R		T	
	1 号桨根	2 号桨根	1 号桨根	2 号桨根	1 号桨根	2 号桨根
单路载荷基准应变 $\epsilon_s/10^{-6}$	1644	1615	1086~1436	1134~1499	293~506	274~473
理论载荷/N	252629		1871~2473	1871~2473	422~728	422~728
修正载荷/N	252629		5490~8520	4730~7260	2090~3860	2060~3850
理论载荷联合加载实测应变 $\epsilon_{tu}/10^{-6}$	1614	1605	485~643	499~656	180~279	170~270
修正载荷联合加载实测应变 $\epsilon_{cu}/10^{-6}$	1605	1604	1071~1455	1121~1507	285~501	267~476
$((\epsilon_{cu} - \epsilon_{tu})/\epsilon_s)/\%$	<2.4	<1	<1.4	<1.1	<2.7	<2.5

从表 4 可以看出,最终轴向修正载荷约为理论载荷的 2.9~3.4 倍,切向修正载荷约为理论载荷的 5~5.3 倍,离心载荷几乎不受影响,离心修正载荷等于理论载荷.受试验装置 1 号、2 号桨根加载点绕旋转轴线不完全对称等因素的影响,两个桨根的轴向修正载荷有所差别.

4 结 论

1) 通过设计应变电桥,进行应变标定,将离心载荷、气动载荷的作用效果转换为基准应变.同时,通过分析 3 种载荷之间的相互干涉关系,对实际施加的载荷进行了修正,形成了以监测应变输出为基础的加载方法.

2) 基于对标定数据的相关性分析及载荷相互影响性分析,采用线性叠加法减小了载荷间的相互影响,使桨毂受载更加准确,加载系统的总误差在 5% 以内.

参考文献:

[1] 李家树. 航空螺旋桨技术的应用[J]. 航空科学技术,1994(2):18-20.

[2] 陶冶,张强,张永峰. 民用航空螺旋桨应力测量试验与分析[J]. 工程与试验,2013,53(2):24-26.

TAO Ye, ZHANG Qiang, ZHANG Yongfeng. Test and analysis of stress measurement of civil aero-propeller[J]. Engineering and Test,2013,53(2):24-26. (in Chinese)

[3] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for propellers[S]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency,2006.

[4] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 35. 37-1A; Guidance material for fatigue limit tests and composite blade fatigue substantiation[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration,2001.

[5] 国防科学技术工业委员会. GJB 2232-94 飞机螺旋桨系统通用规范[S]. 北京:空军标准化办公室,1995:48-49.

[6] 屈玉池,张永峰,宋卫岗. 螺旋桨 1P 力矩飞行试验研究[J]. 飞行力学,2007,25(2):68-71.

QU Yuchi, ZHANG Yongfeng, SONG Weigang. Flight test investigation of propeller 1P moment[J]. Flight Dynamics,2007,25(2):68-71. (in Chinese)

[7] 屈玉池,白向丽,张永峰. 空气螺旋桨应力载荷飞行试验研究[J]. 飞行力学,2006,24(4):88-94.

QU Yuchi, BAI Xiangli, ZHANG Yongfeng. Flight test of stress loads for an air propeller[J]. Flight Dynamics,2006,

24(4):88-94. (in Chinese)

[8] 屈玉池,李珊红,苑茂林,等. 螺旋桨桨叶 1P 气动载荷研究[J]. 飞行力学,1999,17(4):91-96.

QU Yuchi, LI Shan hong, YUAN Maolin, et al. Research on the 1P aerodynamic loads of propeller blades[J]. Flight Dynamics,1999,17(4):91-96. (in Chinese)

[9] 张永峰,张强,任瑞冬. 螺旋桨 1P 载荷飞行试验桨轴测试研究[J]. 飞行力学,2011,29(6):84-88.

ZHANG Yongfeng, ZHANG Qiang, REN Ruidong. Measuring research of propeller 1P loads at power shaft in flight test[J]. Flight Dynamics,2011,29(6):84-88. (in Chinese)

[10] 王文斌. 机械设计手册:第 1 卷[M]. 北京:机械工业出版社,2007.

[11] 阎楚良,张鑫,王志,等. 基于肘体结构的载荷标定试验研究[J]. 中国机械工程,2002,13(16):1395-1398.

YAN Chuliang, ZHANG Xin, WANG Zhi, et al. Experimental research on load calibration based on balanced elbow structure[J]. China Mechanical Engineering,2002,13(16):1395-1398. (in Chinese)

[12] 吴伟,张书明,滕启,等. 起落架载荷测量与标定试验研究[J]. 机械强度,2003,25(1):48-51.

WU Wei, ZHANG Shuming, TENG Qi, et al. Study on load measurement and calibration test for airplane landing gear[J]. Journal of Mechanical Strength,2003,25(1):48-51. (in Chinese)

[13] 张书明,高建民,冯炳元,等. 大型结构部件载荷标定试验方法研究[J]. 农业机械学报,2000,31(4):85-88.

ZHANG Shuming, GAO Jianmin, FENG Bingyuan, et al. Study on load calibration test for large-sized structural components[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery,2000,31(4):85-88. (in Chinese)

[14] 曹高峰,原博,郭斌. 应变计法测量螺旋桨拉力[J]. 工程与试验,2013,53(2):12-15.

CAO Gaofeng, YUAN Bo, GUO Bin. Using strain gauge to measure the pull force of propeller[J]. Engineering and Test,2013,53(2):12-15. (in Chinese)

[15] 高镇同. 疲劳可靠性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2000.

[16] 方开泰. 实用多元分析[M]. 上海:华东师范大学出版社,1989.

[17] 阎楚良,张书明,卓宁生. 飞机机翼结构载荷测量试验力学模型与数据处理[J]. 航空学报,2000,21(1):56-59.

YAN Chuliang, ZHANG Shuming, ZHUO Ningsheng. Mechanical model and data processing of load measurement test for the airplanes wing structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2000,21(1):56-59. (in Chinese)