

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.07.001

直升机传动系统振动预测技术研究

张武林*, 樊征兵, 高文涛

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 基于试飞数据, 分析了传动系统振动量值与旋翼总桨距、涡轮扭矩等参数之间的关系, 采用 BP 神经网络和最小二乘法相结合的方法建立振动预测模型。该模型实现振动预测, 提高了对飞行过程中振动情况的预知能力, 可以有效地降低试飞风险, 保障试飞安全。

关键字: 直升机; 传动系统; 振动预测; BP 神经网络

中图分类号: V 233.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2017) 07-0001-06

直升机传动系统用于汇总发动机输出轴的功率, 并将其按一定的比例和方向传给旋翼、尾桨和安装在主减速器上的有关附件, 使它们获得相应的工作转速和功率, 同时, 将主旋翼升力、尾桨推力及反扭矩传递到机身, 其振动特性直接影响着传动系统乃至整架直升机的性能。直升机飞行过程中, 传动系统除受到发动机传来的动力载荷外, 还要承受直升机飞行过程中的机动载荷以及工作环境中的不同激振力, 因此, 出现振动超限及发生故障的概率相对增加, 加强对传动系统的振动分析成为一个重要研究课题。

艾平贵^[1] 利用有限元对尾传动系统的横向和扭转振动进行了分析; 徐英帅^[2] 采用多种数据分析方法对试验信号进行分析, 实现了对行星齿轮的故障诊断; 王光芦^[3] 通过寻找飞行振动与高度、马赫数、迎角等飞行参数之间的关系, 建立振动预测模型, 实现对飞行振动的预计; 沈献绍^[4] 研究装配参数对整机振动的影响, 进而实现对整机振动参数的预测。上述研究内容在飞机和发动机振动分析及振动预测上取得了一定的进展, 但并未在考虑直升机试飞特点及传动系统振动特性的情况下, 结合试验数据实现对传动系统的振动预测, 也未能将振动预测应用于振动故障分析。

本文基于对试飞数据的分析, 得到传动系统的振动特性及影响参数, 获取传动系统的振动规律, 并采用反向传输 (BP) 神经网络和最小二乘法相结合的方法对振动情况进行

预测, 提高了对飞行过程中传动系统振动情况的预知能力, 有效地降低了试飞风险, 保障试飞安全, 并为后续直升机定型试飞中传动系统的振动分析及故障诊断提供了参考。

1 传动系统振动特性

相对于固定翼飞机, 直升机试飞内容除包含滑跑起飞、爬升、平飞、盘旋、下滑等常规动作外, 还可以执行包括垂直起降、侧飞、后飞等特种飞行动作, 在执行任务过程中, 直升机所承受的载荷类型更为复杂; 另外, 直升机试飞频次高、强度大、试飞环境恶劣, 而且逃生系统薄弱, 所以对直升机的安全性提出了更为严格的要求。

直升机传动系统包括主减速器、中间减速器、尾减速器、动力传动轴、尾传动轴及主减附件等。各组件共同构成了一个振动系统。在直升机飞行过程中, 传动系统零部件会承受较大的载荷, 经过长时间的飞行, 传动轴易出现不平衡、不对中、横向裂纹、与静止件摩擦以及支撑系统连接松动等故障^[5]。由于传动系统零部件一般无冗余备份, 在飞行中一旦发生故障或振动超限极易造成灾难性的后果。因此, 根据已有的试验数据, 对试飞过程中可能出现的振动情况进行判断与预测, 能有效地避免事故的发生, 保障试飞安全。

传动轴故障可以采用不同分析方法从时域和频域两方

投稿日期: 2017-04-24; 退修日期: 2017-05-02; 录用日期: 2017-06-11

* 通讯作者. Tel.: 15829582764 E-mail: 595172061@qq.com

引用格式: ZHANG Wulin, FAN Zhengbing, GAO Wentao. Study on vibration prediction technology of helicopter transmission system [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (07): 01-06. 张武林, 樊征兵, 高文涛. 直升机传动系统振动预测技术研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (07): 01-06.

面判断传动轴故障。传动轴故障主要类型有:(1)不平衡,主要表现为 1Ω 振动偏大(Ω 为传动轴一阶频率);(2)不对中,主要表现为 2Ω 振动偏大;(3)与静止件摩擦,时域波形存在严重削波。当发生横向裂纹时,传动轴受周期性应力作用,裂纹会时开时闭,除引起基频振动响应较大外,还会引起振动非线性。支撑系统松动会影响转子的偏心率,当发生松动时振动会增大,且稳定性较差,尤其在转速增大或减小过程中,振动响应会存在突然增大的跳跃现象。

2 振动预测方法

对于新研制直升机,在试飞初期如果能够根据试验数据及时获取振动规律,将有助于判断试飞过程中结构部件是否出现裂纹、磨损等问题,减少潜在的试飞风险;同时,如果能够基于现有数据对飞行状态的振动情况进行预测,还可以作为制订试飞计划的参考,保障试飞顺利进行。所以,加强对试飞数据的分析与利用,是试飞工作中的重要组成部分,还可以作为直升机改进设计的参考。

结合本型机振动特点及试飞实际情况,选取主减附件齿轮侧向 179Hz 和尾减输出端 79Hz 作为说明对象,其中,主减附件齿轮侧向 179Hz 发生振动异常的频次较高,而 79Hz 为尾桨一阶频率,达到一定速度时会超出振动限值,影响飞行安全,同时是扩包线试飞的主要观测点。对传动系统各位置不同分析频点的振动分析发现,其振动量值随飞行速度呈现出不同的变化特点。可以将分析频点分为两类:(1)类似于主减附件齿轮侧向 179Hz ,振动量值相对稳定,基本不随飞行速度变化;(2)类似于尾减输出端侧向 79Hz ,振动量值随飞行速度增大而增大,如图1所示。

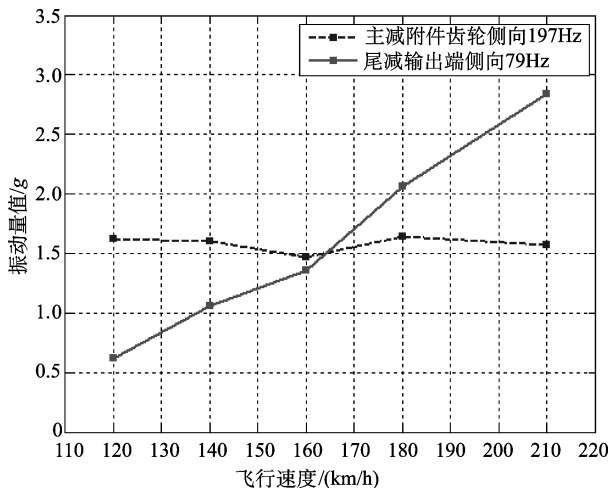


图1 振动量值随飞行速度的变化情况

Fig.1 Vibration value varies with the speed of flight

由于旋翼总桨距、涡轮扭矩等参数的变化才引起飞行高度和速度的变化,所以,振动量值随飞行高度和速度的变化更深层次的原因可能是振动量值随这些参数的变化。

采用式(1)将各位置处的振动量值与飞行参数做相关性分析,可以得到对传动系统振动影响较大的飞行参数。

$$r = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \cdot \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}} \quad (1)$$

对于第一种情况,在不同飞行状态下其振动量值变化区间很小,在预测时,基于同一构型下的大量试验数据及试飞实际情况给出其变化区间,当偏离这一区间时,需对振动信号做进一步分析,根据信号特点寻找振动异常原因,并检查传动系统对应部件,排除安全隐患。图2给出了同一构型下主减附件齿轮侧向 197Hz 振动量值随飞行速度的分布,受直升机重量(质量)、重心、风速、温度等因素影响,同一速度下的振动量值并不相等,在样本量一定的情况下,就可以结合试飞结果得到不同分析频点振动量值的变化区间。

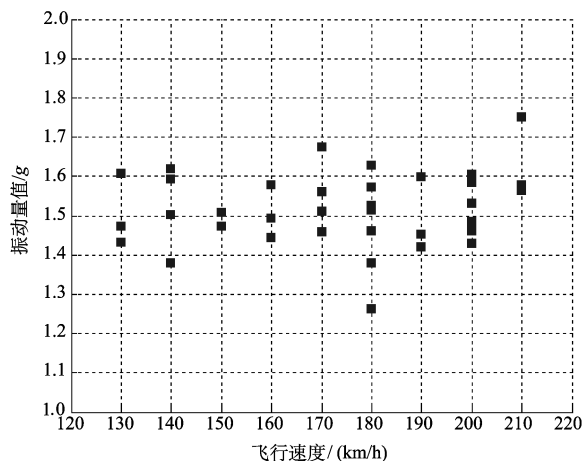


图2 主减附件齿轮侧向 197Hz 振动量值随速度分布

Fig.2 Lateral 197Hz vibration value of main transmission varies with speed

对于第二种情况,通过相关性分析发现,各位置处的振动量值与旋翼总桨距、尾桨距、涡轮扭矩及燃气发生器转速的相关性系数较大,即说明这些参数是振动量值变化的主要因素,并可以用这些参数对振动量值的变化进行工程化表示,在试飞过程中根据这些参数的变化对振动是否异常做出判断。所以,在后续振动分析时,将选取这4个与传动系统振动直接相关的飞行参数来获取振动变化规律及实现对飞行状态振动量值的预测。

2.1 基于 BP 神经网络的振动预测

BP 神经网络是一种按误差逆传播算法训练的多层前馈网络,其能够学习和存储大量的输入-输出模式映射关系,而无须揭示描述这种映射关系的数学方程。通过反向传播不断调整网络的权值和阈值,使误差平方和最小^[6]。

BP 神经网络基本原理如图 3 所示,网络模型拓扑结构包括输入层、隐层和输出层,算法流程如图 4 所示。

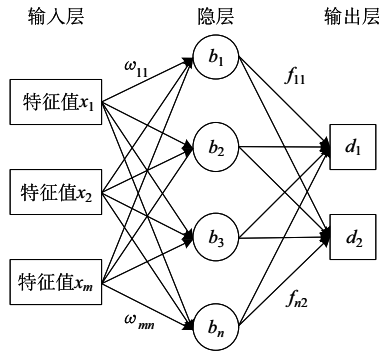


图 3 BP 神经网络原理图

Fig.3 Schematic diagram of BP neural network

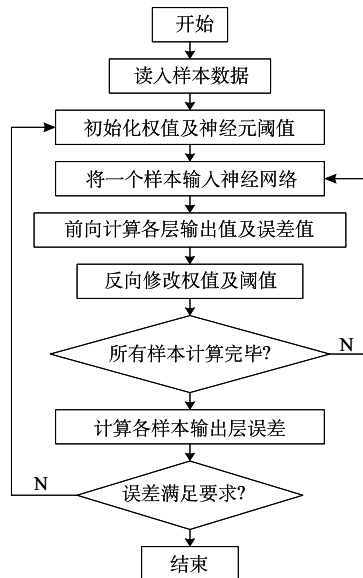


图 4 BP 神经网络算法流程

Fig.4 Arithmetic flow chart of BP neural network

BP 神经网络的优点为：(1) 非线性映射能力,数学理论证明三层神经网络能够以任意精度逼近任何非线性连续函数 (2) 自学习和自适应能力,能够通过学习自动提取输入-输出数据间的“合理规则”,并自适应地将学习内容记忆于网络权值中;(3) 泛化能力,具有将学习成果应用于新知识的能力;(4) 容错能力,部分神经元受损后对全局的训练结果不会造成很大影响。

设节点 i 和节点 j 之间的权值为 ω_{ij} , 节点 j 的阈值为 b_j , 节点 j 输出值为 d_j , 每个节点的输出值是根据上层所有节点的输出值、当前节点与上一层节点的权值和当前节点的阈值以及激活函数来实现,其正向传递过程可以由式 (2) 和式 (3) 表示:

$$S_j = \sum_{i=1}^m \omega_{ij} x_i + b_j \quad (2)$$

$$d_j = f(S_j) \quad (3)$$

式中: f 为激活函数。

BP 神经网络的误差函数为:

$$E = \frac{1}{2} \sum_{j=0}^n (d_j - y_j)^2 \quad (4)$$

采用 BP 神经网络对尾减输出端侧向 79Hz 的振动量值进行预测,预测结果如图 5、图 6 所示,图中预测源数据为预测模型建立时所用到的试飞数据,预测结果为基于试飞结果对应飞行参数进行预测所得到的预测值, H_p 为试飞数据对应的飞行高度。

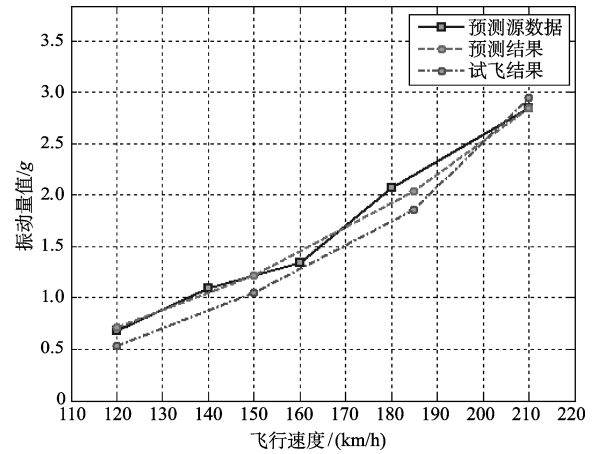


图 5 尾减输出端侧向 79Hz 预测结果 ($H_p=4000\text{m}$)

Fig.5 Lateral 79Hz predicted results of tail reduction ($H_p=4000\text{m}$)

由图 5 和图 6 可以看出,当预测速度点介于预测源数据速度之间时,采用 BP 神经网络进行预测,所得结果和试验数据差别较小;当两个速度差别较大时,BP 神经网络对振动量值的趋势判断误差增大。大速度预测误差较大的原因是 BP 神经网络在预测时无法设定预测结果的变化趋势,所构建的预测模型为基于当前数据所能得到的最佳模型,很难做到向两边大跨度的延伸,模型输入参数变化步长越大,误差也会越大。在试飞时,为保证试飞安全,扩包线飞行时都是逐步增大飞行速度,这也为 BP 神经网络预测方法提供了更好的应用平台,同时也保证了预测准确性。针对本文预测方法的使

用对象,速度步长建议采用 20km/h,以减小预测误差,当接近速度边界或者振动限值时,应进一步缩小速度步长。

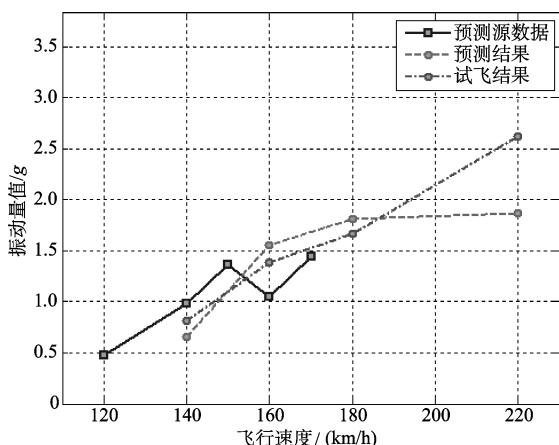


图6 尾减输出端侧向 79Hz 预测结果 ($H_p=2000\text{m}$)

Fig.6 Lateral 79Hz predicted results of tail reduction ($H_p=2000\text{m}$)

2.2 基于最小二乘法的振动预测

在试飞初期,都要对直升机包线进行扩包,即逐步增大试飞速度,而在制订扩包试飞计划时,都要对传动系统各位置处的振动情况进行预估,以降低试飞过程中的潜在风险。为减小 BP 神经网络对振动趋势预测产生的误差,采用最小二乘法进行振动预测。

由上述分析可以发现,部分分析频点的振动量值随飞行参数的变化而变化,所以可以考虑采用飞行参数的线性关系式或高次多项式对振动量值进行预测,而关系式的建立可以采用最小二乘法。

基于最小二乘法建立振动预测模型,图 7 给出了尾减输出端侧向 79Hz 的预测结果与试飞结果的对比情况。

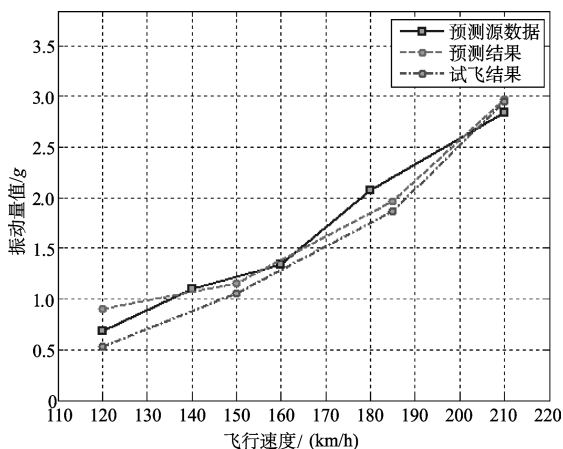


图7 尾减输出端侧向 79Hz 振动预测结果 ($H_p=4000\text{m}$)

Fig.7 Lateral 79Hz predicted results of tail reduction ($H_p=4000\text{m}$)

对比图 5 和图 7 的预测结果可以发现,采用 BP 神经网络进行预测,整体误差更小。

对于尾减输出端侧向 79Hz 的振动量值,其与旋翼总桨距的相关系数最大,所以可以采用式 (5) 所示的线性函数进行工程化表示:

$$V_g = k \cdot x + b \quad (5)$$

式中: x 为预测模型建立时所用到的飞行参数; k, b 是和高度及飞行状态有关的系数,即 $k = f_k(H_p, T)$, $b = f_b(H_p, T)$ 。

当预测速度点在预测源数据速度点之间时,该预测主要是用来判断是否存在异常振动,若振动异常则对相应的结构部件或传感器进行检查,排除安全隐患,保障试飞安全。

由于传动系统各频点的振动都有一定限值,超出限值,会对试飞安全构成威胁,而部分频点的振动量值与飞行速度和飞行状态有关,在一定飞行状态下,就可能超出限值,所以,对大速度点的振动预测,还可以对某些飞行计划提出合理建议,以降低试飞风险。

图 8 给出了预测速度大于预测源数据速度的振动预测结果。

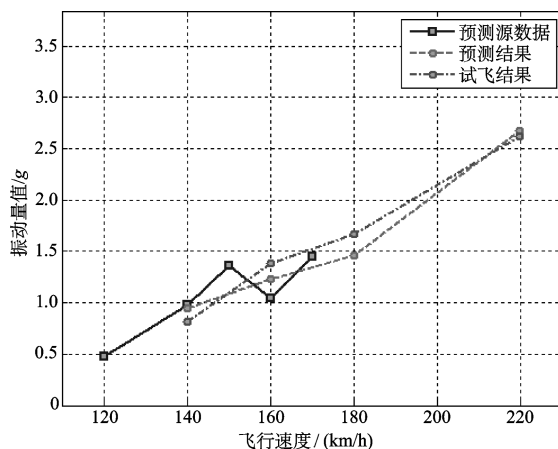


图8 尾减输出端侧向 79Hz 振动预测结果 ($H_p=2000\text{m}$)

Fig.8 Lateral 79Hz predicted results of tail reduction ($H_p=2000\text{m}$)

观察上述结果,采用最小二乘法进行预测,很好地给出了振动变化趋势。

当预测速度大于预测源数据的速度时,建议由小速度到大速度逐步外推进行预测,以进一步减小预测误差。当单点预测且速度远大于预测源数据速度时,尽量使用线性拟合函数或低次函数,以免出现高次函数对趋势判断错误的情况。

对比两种预测方法发现,基于最小二乘法的振动预测

主要是采用多项式拟合的方式,获取振动量值与飞行参数之间的量化关系,方法简单,易于操作,对振动量值变化趋势的预测也较为准确,能够较好地给出不同飞行状态的振动情况,但只引入了主要的因变量,即预测模型输入参数单一;BP神经网络对振动的预测主要是基于一定样本量的试飞数据,通过训练输入-输出的黑匣子模型,在输入-输出之间关系式未知的情况下获取振动量值,可以综合考虑多个飞行参数的影响,对复杂飞行状态的预测较为准确。但是当预测状态的速度远大于样本速度时,对量值变化趋势的判断误差较大,并且无法得到飞行参数与振动量值的显示表达式,所以不利于在试飞过程中根据飞行参数对振动量值进行实时预估。

试飞过程中,为全面评价直升机各项指标,需要开展正常重心、前重心、后重心、标准重量、大重量、小重量等多种试飞构型,而不同构型同一飞行速度下,旋翼总桨距、涡轮扭矩等参数值并不相等,所以当预测状态对应的速度与模型样本速度差别不大时,建议采用BP神经网络算法,这样建立的预测模型考虑了多个参数的综合变化对振动的影响,预测得到的结果更为准确。当预测状态速度与样本速度差别很大时,建议采用最小二乘法建立预测模型,以实时预估对应试飞状态下可能出现的振动情况,降低潜在的试飞风险。

3 振动预测在振动故障分析中的应用

3.1 偏离预测趋势

图9给出了主减右输入级侧向348Hz振动量值随飞行速度的变化情况。

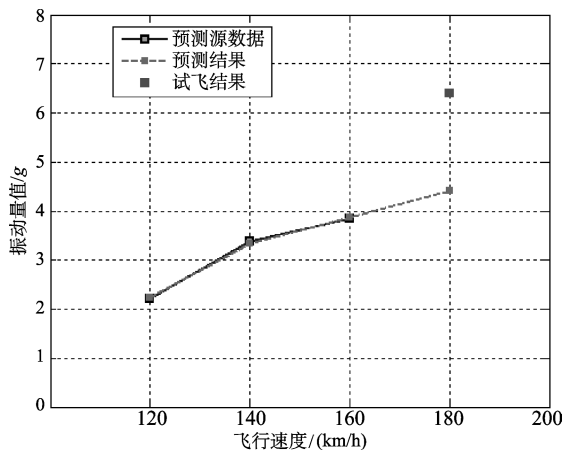


图9 主减右输入级侧向348Hz振动情况

Fig.9 Lateral 348Hz vibration values of main transmission right input stage

从图9中可以看出,该频点振动量值随着飞行速度的增大而增大,在最后一次飞行时,振动量值明显偏离了预测结果,初步判断存在振动异常。对试飞数据进一步分析发现,348Hz的谐频对应的振动量值并未明显变化,如表1所示。检查输入级组件发现,输入级组件上存在轻微磕碰,更换组件后,振动量值恢复正常。

表1 主减右输入级侧向基频及谐频振动量值
Table 1 Lateral fundamental and harmonic frequency vibration values of main reduction right input stage

频率 /Hz	348	696	1044	1392
正常振动 /g	3.84	0.80	0.32	0.14
异常振动 /g	6.40	1.03	0.20	0.37

3.2 偏离预测区间

图10给出了尾传动轴支座垂向69Hz振动量值随飞行速度的变化情况。

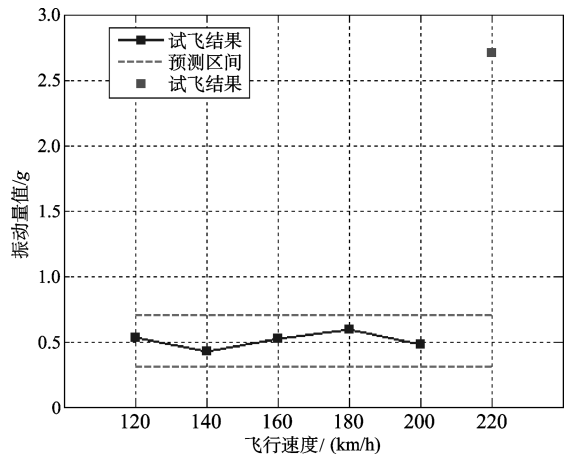


图10 尾传动轴支座垂向69Hz振动情况
Fig.10 Vertical 69Hz vibration values of tail shaft bearing

从图10可以看出,该频点振动量值在整个速度范围内波动较小,在最后一次飞行时,振动量值明显偏离了预测区间。进一步分析发现,69Hz的谐频对应的振动量值同样明显偏大,如表2所示。对传动轴进行检查,发现与中减连接处存在多处划痕。

表2 尾传动轴支座垂向基频及谐频振动量值
Table 2 Fundamental and harmonic frequency vibration values of tail shaft bearing

频率 /Hz	69	138	207	276
正常振动 /g	0.44	0.16		
异常振动 /g	2.68	0.32	0.88	1.20

4 结论

本文通过对试飞数据进行分析得到传动系统的振动规律,并采用 BP 神经网络和最小二乘法相结合的方法对振动情况进行预测,得到以下结论:

(1) 基于试飞数据,采用了 BP 神经网络和最小二乘法两种方法建立了振动预测模型,对传动系统振动量值进行预测,并与试飞数据进行对比,结果显示预测较为准确。

(2) 可以将上述预测方法形成 MATLAB 程序,进而实现对振动信号异常的快速诊断,为直升机的振动故障诊断奠定了基础。

(3) 实现传动系统的振动预测,可以指导制订直升机试飞计划,降低试飞风险,保障试飞安全。

AST

参考文献

- [1] 艾平贵. 直升机尾传动系统的横向振动和扭转振动分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
AI Pinggui. Analysis of lateral vibration and torsional vibration of helicopter tail drive system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [2] 徐英帅. 直升机动力传动系统振动信号分析及故障诊断 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2012.
XU Yingshuai. The vibration analysis and fault diagnosis of helicopter power drive system[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2012. (in Chinese)
- [3] 王光芦, 徐明, 李大鹏. 飞机飞行振动预计技术 [J]. 航空工程进展, 2010, 7 (6): 13-15.

WANG Guanglu, XU Ming, LI Dapeng. Aircraft flight vibration prediction methodology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 7 (6): 13-15. (in Chinese)

- [4] 沈献绍, 范强, 柏树生, 等. 基于 BP 神经网络的航空发动机装配参数对整机振动影响的研究 [J]. 航空维修与工程, 2012 (1): 70-73.
SHEN Xianshao, FAN Qiang, BAI Shusheng, et al. The effect of aeroengine assembly parametera on the whole body vibration based on BP neural network method[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2012 (1): 70-73. (in Chinese)
- [5] 熊毅. 直升机传动系统故障诊断研究及管理系统设计 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2011.
XIONG Yi. Research on fault diagnosis for helicopter transmission system and design of management system[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2011. (in Chinese)
- [6] 李萍, 曾令可, 税安泽. 基于 MATLAB 的 BP 神经网络预测系统的设计 [J]. 计算机应用与软件, 2008 (4): 149-152.
LI Ping, ZENG Lingke, SHUI Anze. Design of forecast system of BP neural netwok based on MATLAB[J]. Computer Applications and Software, 2008 (4): 149-152. (in Chinese)

作者简介

张武林 (1987—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 航空飞行器振动和噪声控制。

Tel: 15829582764

E-mail: 595172061@qq.com

Study on Vibration Prediction Technology of Helicopter Transmission System

ZHANG Wulin*, FAN Zhengbing, GAO Wentao

China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The relation between vibration value of transmission system and rotor pitch, turbine torque was analyzed based on flight test datas, and the vibration prediction model using BP neural network and least square method was built. The model can improve the ability to predict vibration, reduce risk and ensure the safety in flight.

Key Words: helicopter; transmission system; vibration prediction; BP neural network

Received: 2017-04-24; Revised: 2017-05-02; Accepted: 2017-06-11

*Corresponding author. Tel.: 15829582764 E-mail: 595172061@qq.com