

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.02.025

某型直升机输入级振动问题研究

高文涛*

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 传动系统是直升机的重要组成部分, 针对某型直升机飞行过程中出现的左输入级重点频率振动量值过大现象, 通过对大量试飞数据进行统计分析, 指出其振动情况随左发动机动力涡轮输出扭矩 (GML) 的变化规律。

关键词: 传动系统; 振动; 飞行试验; 频率; 扭矩

中图分类号: V217+.32

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2017) 02-0025-04

直升机的工作环境非常复杂, 直升机上的旋翼、发动机、尾桨、传动轴、齿轮啮合等旋转部件均是直升机的振源。这些振源对全机振动环境的影响范围不尽相同, 有些影响全机振动环境, 有些只影响局部振动环境, 这些振源激起的直升机振动响应相互交叉叠加, 使得直升机的振动环境非常复杂, 在如此复杂的振动环境之下, 直升机异常振动现象时有发生。

传动系统是直升机的重要组成部分, 直升机发动机产生的动力经过传动系统到达旋翼和尾桨以驱动其旋转, 通过传动系统传递给交流发电机以对全机供电, 通过传动系统传递给液压泵为直升机操纵提供作动力等。传动系统振动过大会缩短其寿命, 易造成传动系统故障甚至失效, 直接影响着飞行安全, 甚至酿成重大事故。某型直升机使用的传动系统为最新研发的传动系统。因此, 在该型机试飞过程中对输入级部位重点频率进行振动安全监控, 以保障飞行安全。在监控中发现左输入级重点频率的振动值在某些状态明显偏大, 但其量值与飞行高度、速度等参数并无直接关系。由于传动系统关乎直升机的飞行安全, 找出输入级重点关注频率振动的规律性显得尤为重要。

1 试飞数据统计分析

在直升机左输入级位置侧向加装振动传感器, 由于该处的主要频率成分为发动机动力轴的工作频率, 即一次每转频率 (348.3Hz), 在该频点下的加速度限制值为8g, 因此, 重点关注该频率下左输入级的振动量值。图1和图2分别为30m

悬停时左输入级侧向振动的加速度响应的时间历程数据和

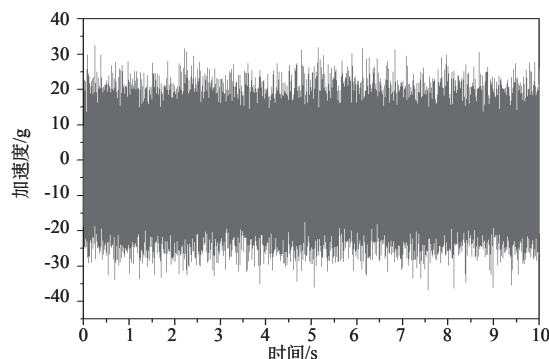


图1 左输入级侧向振动加速度时间历程(悬停, Hr=30m)

Fig.1 Vibration acceleration time history of the left input stage (hover, Hr=30m)

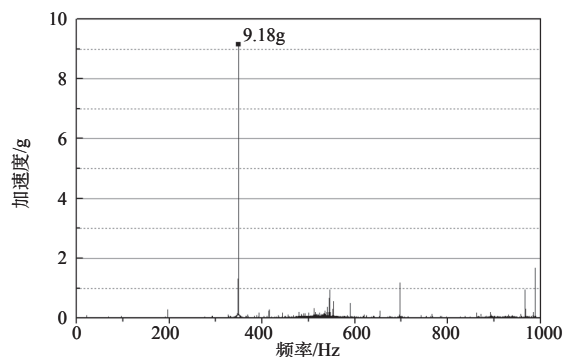


图2 左输入级侧向振动频谱分析结果(悬停, Hr=30m)

Fig.2 Spectrum analysis result of the left input stage vibration (hover, Hr=30m)

收稿日期: 2016-12-20; 退修日期: 2017-01-09; 录用日期: 2017-01-18

*通讯作者. Tel.: 029-86838039 E-mail: nuaagwt@163.com

引用格式: GAO Wentao. Study on the input stage vibration problem for a helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(02): 25-28. 高文涛. 某型直升机输入级振动问题研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(02): 25-28.

频谱图^[1-3],其中,Hr为无线电高度。

从图2可以看出,348.3Hz频点的振动值为9.18g,超出了8g的振动限制值。若发动机动力轴长期在这种环境下工作,很有可能会导致其结构破坏,威胁飞行安全。

由于发动机动力轴与主减输入轴由3个螺栓连接,经分析怀疑长期工作后轴的动力学特性发生变化,导致动不平衡加剧。如果将发动机动力涡轮输出轴与主减速器输入级轴脱开,对发动机动力轴进行120°相位调整,有一定的几率改善两轴连接后的整体的动平衡特性。因此,对发动机动力轴进行120°相位调整,调整后相同飞行状态下的左输入级侧向振动的加速度响应的时间历程数据和频谱图如图3和图4所示。

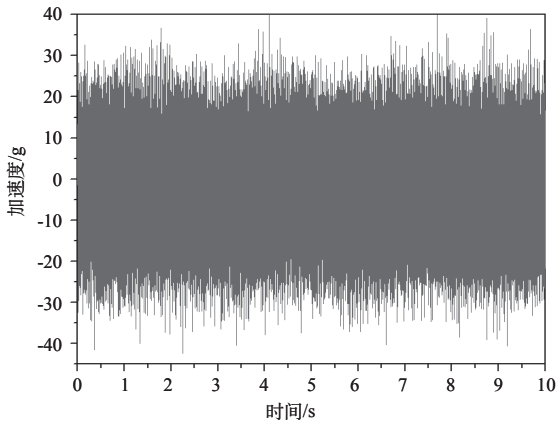


图3 调相后左输入级侧向振动加速度时间历程(悬停,Hr=30m)
Fig.3 Vibration acceleration time history of the left input stage after phase adjustment (hover, Hr=30m)

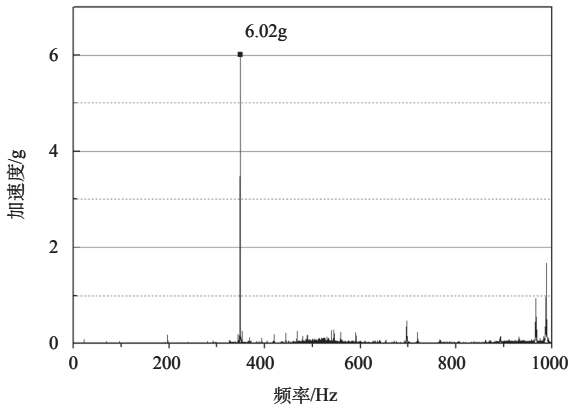


图4 调相后左输入级侧向振动频谱分析结果(悬停,Hr=30m)
Fig.4 Spectrum analysis result of the left input stage vibration after phase adjustment (hover, Hr=30m)

从图中可以看出,动力轴调整相位后,相同状态下左输入级侧向348.3Hz频点振动值由9.18g降为6.02g,在8g以内。但是通过调整相位来降低振动值并非总是有效,其带有一定的不确定性。因为动力轴相位只有两次调整机会,

即120°和240°,而且调整相位后动平衡的变化并不确定,也就是说,调相后很可能导致振动加剧,影响试飞进度,长远来看还会影响交付后的使用。

经验来讲,一般飞行速度越大,振动越大。统计之前多个架次的不同状态的飞行数据,统计的状态如表1所示。

表1 试飞状态表
Table 1 Flight test status table

序号	状态
1	悬停(不同高度)
2	平飞(不同高度、速度)
3	盘旋(不同高度、速度、坡度)
4	爬升(不同表速)

统计之前的飞行数据,经过对多个架次的数据进行归纳统计,做出调相前左输入级侧向348.3Hz频点振动值随速度的分布图,如图5所示。图中速度为零的点表示悬停状态,从图中可以看出,该频点的振动值与飞行速度并无明显关系,甚至在悬停及速度150km/h附近,出现了极大和极小的振动值,而在速度大于150km/h的区域表现出相对较好的规律性。

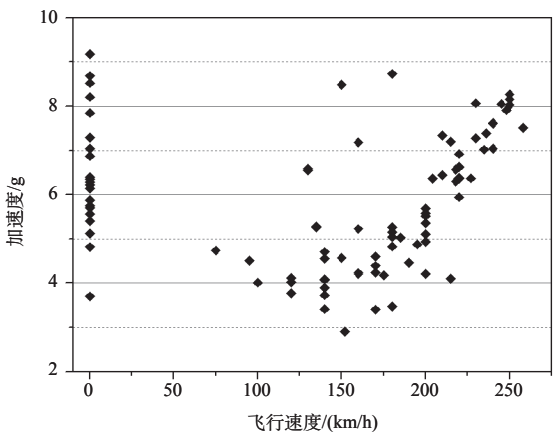
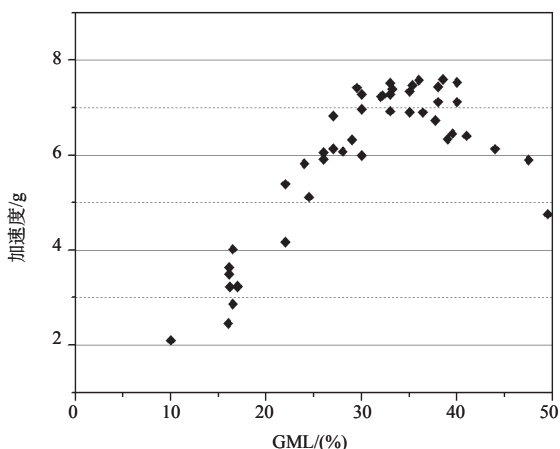


图5 调相前左输入级侧向348.3Hz频点振动值随速度分布
Fig.5 348.3Hz vibration value of the left input stage before phase adjustment along with the velocity

经分析,认为其原因可能是单、双发工作的原因,即150km/h左右的速度点同时包含了单发工作和双发工作的状态,因此,考虑其与GML之间的关系。在相同的GML状态下,对于不同的环境温度、飞机重量、飞机构型、空气密度、飞行高度等环境条件,飞机所能达到的速度也不同。统计多个架次的飞行数据,得出左输入级侧向348.3Hz频点振动值随GML的分布图,如图6所示。



注：双发均达最大扭矩时的发动机动力涡轮输出扭矩记为100%，亦即单发最大扭矩状态记为50%。

图6 调相后左输入级侧向348.3Hz频点振动值随GML分布
Fig.6 348.3Hz Vibration value of the left input stage after phase adjustment along with the GML

图中的状态点以稳定扭矩为标准进行挑选，包含了悬停、平飞、盘旋等状态，具有代表性。统计结果显示，在GML为35%左右时，左输入级侧向348.3Hz频点振动值达到最大。

2 飞行试验

由于试飞时根据安排飞行不同的科目，因此，每个飞行架次的飞行高度、飞机重量、飞机构型、环境温度、环境湿度等互不相同。因此实际上图6中的数据混合了这些因素和GML的影响。为排除这些外部条件的影响，安排飞行试验，试飞状态如表2所示。

表2 试飞状态表
Table 2 Flight test status

气压高度/m	GML状态/%
1500	在18%~46%之间选取不同的稳定的
	GML状态点平飞，保持1min

飞行结束后，按状态提取不同的稳定GML状态的主减左输入级侧向的振动加速度时域数据，做频谱分析后得到左输入级侧向348.3Hz频点振动加速度值随GML的分布图，如图7所示。其中，Hp为气压高度。

图7可以更清楚地反映出左输入级侧向348.3Hz频点振动值随GML的变化规律。

3 结论

通过分析，可以得到以下结论：

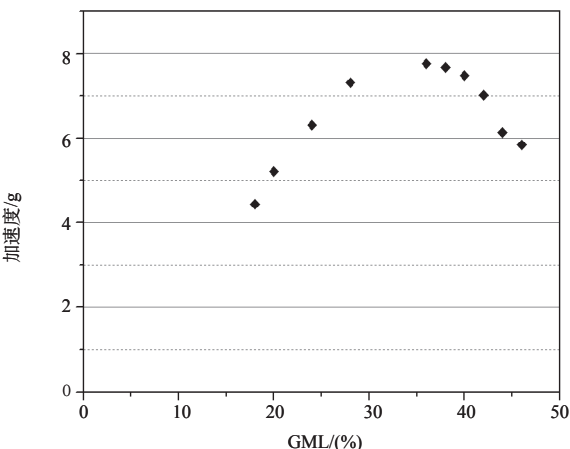


图7 调相后左输入级侧向348.3Hz频点振动值随GML分布
(同一架次，Hp=1500m)
Fig.7 348.3Hz vibration value of the left input stage after phase adjustment along with the GML(the same sortie, Hp=1500m)

(1)调整发动机动力轴相位不能一劳永逸地解决左输入级振动过大问题，甚至可能导致振动加剧，影响试飞进度或正常使用。

(2)主减左输入级侧向348.3Hz频点振动值随GML的增大而增大，并在35%左右时达到峰值，之后随着GML的增大而减小，与飞行速度无直接关系。

以往飞行中，总是摸不准输入级振动的规律性，在监控时，某些时刻其振动值会突然增大并接近限制值，由于不能确定振动突然增大的原因是结构受损还是其他原因，一旦其振动值冲出限制值，需要现场人员当场决定继续执行任务还是返航。如果判断不准，就有可能浪费飞行架次、影响试飞进度，因此这种突发状态会给现场监控的技术人员和指挥员造成一定的压力。找出这种规律会在一定程度上降低工作人员的压力，对试飞任务的向前推进起积极作用。

综上所述，提供建议如下：

(1)短期来看，针对现有情况，建议避免左发动机长期在35%GML状态附近工作；

(2)长期来看，建议设计传动系统输入级时充分仿真计算发动机动力涡轮输出扭矩与轴的动力学特性的关系，并进行实验验证，避免装机后输入级振动过大的情况再次发生。 **AST**

参考文献

[1] 董欣,俞云书,夏益霖,等. 动力学环境数据采集和分析指南[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,2005.
Dong Xin, Yu Yunshu, Xia Yilin, et al. Guidelines for dynamic

- environmental data acquisition and analysis[S]. Beijing: COSTIND, 2005. (in Chinese)
- [2] 程佩青. 数字信号处理教程(第二版)[M].北京:清华大学出版社, 2002.
Cheng Peiqing. Digital signal processing (2nd Edition) [M]. Beijing: Tsinghua Press, 2002. (in Chinese)
- [3] Ronald L A, Duncan W M. Signal analysis: time, frequency, scale and structure[M]. New Jersey: IEEE Press. 2004.
- 作者简介**
高文涛(1987—) 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞机振动环境试飞技术研究。
Tel: 029-86838039
E-mail: nuaagwt@163.com

Study on the Input Stage Vibration Problem for a Helicopter

GAO Wentao*

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Transmission system is an extremely important component for a helicopter. In flight test, the vibration acceleration value of an important frequency of the left input stage became much bigger at some flight states. By analyzing plenty of flight test data, found out the change law of vibration condition along with the left engine power turbine output torque.

Key Words: transmission system; vibration; flight test; frequency; torque