

直升机旋翼载荷飞行测试结果的分析和应用

习娟 吴裕平 陈平剑

(中国直升机设计研究所总体气动室,景德镇,333001)

摘要:针对直升机试飞实测数据量庞大的问题,采用了内存映像方法,大大提高了数据读取速度,比常用的I/O方法快几十倍甚至几百倍。同时针对直升机机动状态试飞数据周期性不是很强这一特点,提出了新的数据处理方法,并与传统方法进行了比较,结果显示了新方法的优越性。文章详细论述了旋翼载荷的测试情况、数据处理方法、旋翼载荷的理论计算方法、载荷的理论计算结果与试飞实测的对比分析,得出了相关状态的修正系数,并进一步应用于同类状态的计算载荷处理上。

关键词:旋翼载荷;飞行实测;理论计算;应用

中图分类号:V211.52

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)03-0419-04

Analysis and Application of Flight Test Results for Helicopter Rotor Systems Loads

Xi Juan, Wu Yuping, Chen Pingjian

(General and Aerodynamic Department, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: To improve the read speed of the voluminous datum, the EMS memory image method is adopted. And a new analytical method of the data is given. It is special for the phenomenon that the periodicity characteristic is not obvious when the helicopter maneuvers. The differences between the new analytical method and the traditional one are analyzed, and the result reveals the superiority of the new method. The test situation, the data processing method, the theoretical computation and the contrast of calculation and test are described in particular. The emphasis is to compare the theoretical calculation and the test results. Some coefficients are obtained and applied to the interrelated calculation results.

Key words: rotor systems loads; flight test; theoretical calculation; application

旋翼作为直升机的升力源和控制面,承受着巨大的载荷作用,是直升机的关键部件,所以旋翼载荷计算一直为直升机设计中的重要内容。对于型号研制,结构设计、载荷计算、强度校核是必不可少的迭代过程,计算的旋翼载荷作为强度校核的依据,其计算精度直接影响强度校核和结构设计。

由于旋翼的非定常和桨尖跨声速运动,伴随直升机高速飞行时的激波、大总距时的失速现象和桨-涡干扰等,给旋翼气动载荷的预估带来困难。气动分析模型从均匀入流、预定尾迹发展到自由尾迹^[1],越来越接近实际情况,载荷计算也越来越精

确,但由于不确定因素在里面,机动飞行等某些状态下的计算精度还是偏低,国外先进的直升机公司通过试验和经验来弥补这方面的不足。

飞行测试能够比较真实地反映直升机在实际飞行中的载荷情况,那么进行飞行测试与理论计算的相关性研究,将对理论分析(无论是在方法上还是在经验上)都有极大的帮助。首先,可以根据飞行结果,分析哪种模型能够比较真实地计算出某种工况下的载荷。其次,可以进一步从经验上来修正理论分析模型,为以后的理论计算建立更精确的分析模型。

1 测试数据分析

1.1 测试情况

测试的直升机安装有先进外形的旋翼系统,测试状态有悬停、平飞、转弯、爬升、下降等,包括不同质量和质心情况下。一般采取布置多组应变花的形式来进行载荷测量,并解耦成单方向的载荷,在地面上对各组传感器进行标定,得到载荷与应变的关系即标定系数,飞行前再进行零位采集。测量系统安装在直升机上,飞行结束后,把原始信号转化为载荷并进行零位修正和滤波处理^[2]。

主旋翼和尾桨都安装有传感器,测量部件包括两片桨叶上的挥舞弯矩、摆振弯矩,旋翼轴上的弯矩(两剖面),两根拉杆的轴向力等,结构和气动载荷以及性能数据都进行了测量。

1.2 数据读取

由于测量参数多采样率高,导致每次的采集数据文件都非常庞大,即使把性能、主旋翼、尾桨数据分开保存,再把一个架次的时间分成多段,这样一个二进制的文件也有三四百兆。所以对飞行数据分析系统(图1)的处理速度提出了很高的要求,能否快速读取和快速显示直接关系到软件的效率。本文采用内存映像方法可以大大提高数据读取速度,比传统的I/O方法快几十倍甚至几百倍。

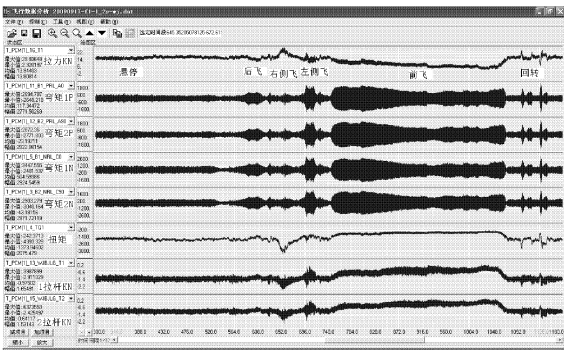


图1 飞行数据分析系统界面

传统的I/O方法是把磁盘上的文件数据一个字节一个字节地载入内存中,而内存映像是将磁盘上指定的文件数据作为虚拟内存映像到内存地址空间,实际上它没有进行数据的读取过程,只是把地址对接了起来。这个过程是由操作系统内核对象来完成的,首先调用Windows API函数指定内存映像文件,然后创建一个文件映像对象,再由系统把文件数据映像到地址空间,就可以通过返回的首地址实现对文件内容的读写了。内存映像后的文件数据可以当作已被载入内存一样去访问处理,大大地节省了数据载入时间。

1.3 数据分析

在原始数据成功导入软件后,首先需要粗略地检查所有的测试数据是否有异常,再根据试飞任务书和飞行性能参数(如起飞质心、飞行高度速度、机身姿态过载、操纵量等),在整个飞行时间内寻找某飞行状态的稳定时间段,最后得到某状态下各传感器(对应参数)载荷的数据(包括最大值、最小值、静态值、动态值和时间历程等)。

如何从时间历程数据得到载荷的静态量和动态量,传统的方法是在这个状态的飞行时间段内找出最大值和最小值,然后静态量就等于最大值和最小值的平均值,而动态量等于最大值减去最小值后的一半。但是,由于测试信号的重复性不是特别强(特别在过渡状态下),传统的方法可能导致载荷处理结果过大。

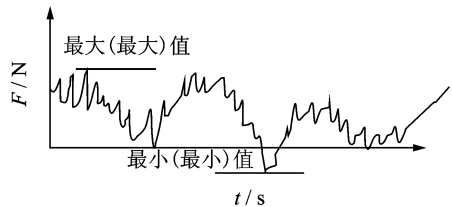
新的计算思路是:

$$\text{每个周期的平均值: } \bar{X}_T = \frac{\sum_{i=1}^{N_T} x_i}{N_T}$$

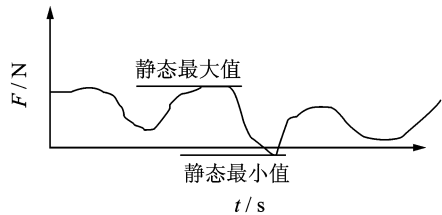
$$\text{每个时刻的波动量: } y_i = x_i - \bar{X}_T$$

$$\text{载荷动态值: } X_{\text{dyn}} = \frac{(y_i)_{\max} - (y_i)_{\min}}{2}$$

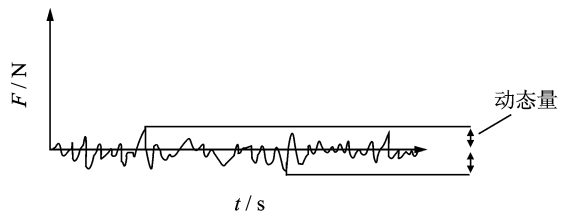
即先计算每个周期的平均值,再根据平均值求出这个周期内各个时间点的波动量,当这个状态的飞行时间段都处理完后,就可以得到最大(最大)值、最小(最小)值、静态最大值、静态最小值和动态值(图2)。由于先处理每个周期的波动量,其动态量更能反映整个时间段的情况,更贴近实际。



(a) 快速傅里叶信号



(b) 经快速傅里叶变换后的静态信号



(c) 动态量

图2 数据分析方法示意图

1.4 数据分析处理结果比较

这里选取变距拉杆的一段测试数据进行处理,从图3中可以看出,整个数据的周期性非常明显,但各个周期的数据重复性比较差,第二个周期的数据整体向上偏移,第五个周期的载荷数据又整体向下漂移。采用传统方法处理后的结果是:静态值为 -1.42 N ,动态值为 5.86 N ;而本文方法分析的结果是:静态值为 -0.266 N ,动态值为 5.44 N 。显而易见,由于没有考虑各个周期的数据偏移情况,传统方法分析结果偏大,而本文方法能够充分考虑每个周期的数据整体趋势,其分析结果更贴合实际。但传统方法由于只提取最大值、最小值,其方法简单,处理时间短,而本文方法需要对各个周期数据进行再处理后提取其最大值、最小值,处理时间相对较长。

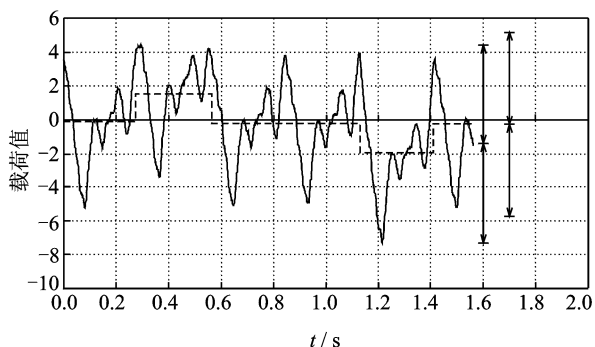


图3 数据分析两种方法示意图

2 理论计算

载荷计算,就是通过分析空气的流动情况和桨叶的受力情况,得出作用于桨叶上交变的气动载荷,然后这些气动力经过桨毂支臂传递到桨毂轴上,同时有一部分载荷通过变距摇臂传递到操纵系统。构建的数学模型和直升机模型,可以对直升机的各种飞行状态进行模拟分析,获得各种飞行条件下的旋翼载荷。

旋翼和尾桨载荷分析是典型的气动/结构耦合分析,需要在气动计算和结构变形计算之间反复迭代,首先通过气动计算,获得旋翼结构的载荷分布,然后通过结构变形和桨毂多体动力学计算,获得在该载荷下桨叶的结构变形和桨毂、拉杆的位置变化,并用变形后的网格重新计算气动力^[3]。

旋翼结构模型采用大变距和大预扭的工程梁理论,气动模型是升力线理论、二维翼型特性和涡尾迹,提供可以选择的3种气动分析模型:均匀入流(桨盘入流线性分布)、带预定尾迹的非均匀入流、带自由尾迹的非均匀入流^[4]。

为了评估相关的敏感性,有些模型参数是可以变化的,包括:桨叶弯曲和扭转模态数目,尾迹形

状,升力面修正与否,以及失速模型等,这样能够对各种模型进行验算。

3 计算载荷与实测数据的相关性分析

为了得到载荷修正系数,计算状态与试飞情况基本一致,包括飞行速度、高度和大气温度等,并把指示空速转化为校准速度。

3.1 模型的敏感性分析

通过相同状态的计算结果^[5]与实测数据的对比分析,发现使用6阶弯曲模态比5阶计算出的桨叶挥舞弯矩能更好地接近实测载荷。摆振弯矩在旋翼前行侧是不好预测的^[6],可能的主要原因是高速压缩性影响,在后行侧,情况就变得相对好一些。

对于桨叶外段区域载荷的计算,选择不同的尾迹形状会更有意义^[7]。虽然运用非均匀入流的计算结果好于均匀入流的结果,但自由尾迹相对预定尾迹的计算结果只是提高了一点。直升机低速飞行时,旋翼尾迹离开桨叶的速度很慢,就存在很强的桨-涡干扰,一方面需要自由尾迹模型来预估一个详细的尾迹形状,另一方面需要在桨尖附近运用升力面理论来修正桨涡诱导载荷。高速飞行时,可能导致后行桨叶的失速,急剧的周期变距运动引起气流分离,可能导致延迟,一旦桨叶出现失速,桨叶前缘将溢出涡,同时导致大的瞬态载荷,所以对于这种状态就要使用动态失速模型。

3.2 桨叶动载荷对比

通过积分外段的气动和惯性弯矩,计算桨叶的剖面弯矩。采用弹性梁模型来计算桨叶的结构变形,高阶谐波分析载荷的动态量。

图4给出了同一状态、同一时间的两片桨叶静载荷,理论上讲两片桨叶的静载荷应该是基本一样的,但测量值无论从趋势,还是量值上相差都太大。除去不可控因素外,静载荷受零位的影响较大,本文对静载荷不作对比分析,下面只比较动态值。图5为 200 km/h 平飞时摆振弯矩分布的比较图,其桨叶弯矩的测量值与计算值,不论从变化趋势还是数值大小方面来说,都能较好地吻合。

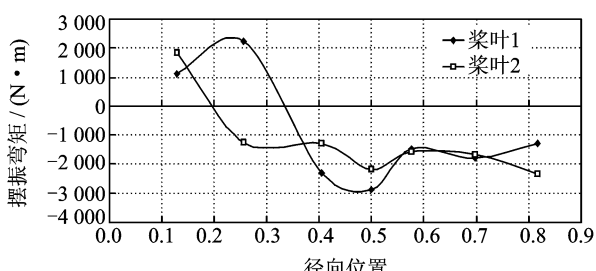


图4 桨叶静载荷分布示意图

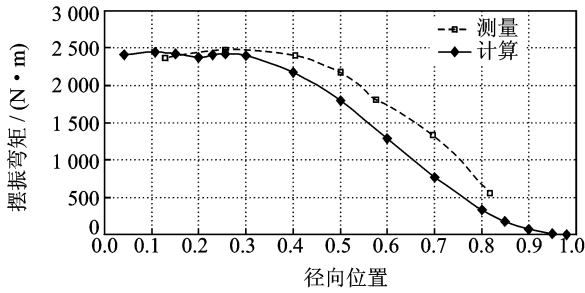


图5 桨叶摆振弯矩分布示意图(平飞状态未修正)

经过对平飞状态测量数据与计算结果进行对比分析,表1给出了对应剖面的修正系数,此系数适用于所有的平飞状态。图6即为190 km/h平飞时根据该系数修正的计算载荷与试飞实测载荷的比较图。可以看出修正效果比较理想。对于不同的状态(平飞、转弯、爬升、自转等),计算模拟的精确度不同,所以修正系数是不同的,此处不一一列举。

表1 桨叶载荷的修正系数(平飞状态)

桨叶径向位置 r/R	0.108	0.15	0.3	0.5	0.7	0.9	0.98
动态摆振弯矩修正系数	0.99	0.98	1.01	1.20	1.59	2.02	2.40

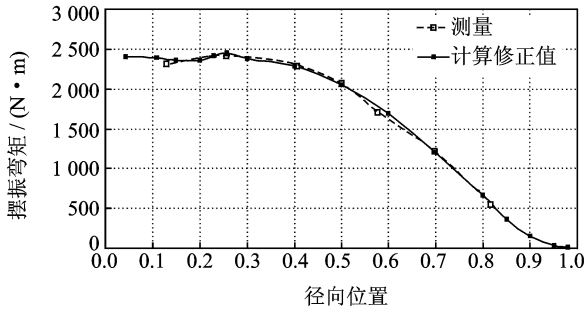


图6 桨叶动态摆振弯矩分布示意图(平飞状态修正后)

3.3 桨毂弯矩对比

各片桨叶上的载荷^[8]通过桨毂支臂传递到桨毂中心进行合成,旋转桨叶坐标系下的作用力转化成非旋转桨毂主轴系下的载荷,桨叶根部采用单一传力路径结构。而旋翼轴弯矩传感器直接布置在轴上,同时测量两个方向的弯矩,相位相差 90° ,传感器随着轴一起旋转,测得的载荷为旋转坐标系下。由于桨毂弯矩^[9]直接跟旋翼挥舞相关,可以根据飞行速度和机身风洞试验数据,计算得到机身俯仰角和桨盘倾斜角,进而获得桨毂弯矩。一般情况下,悬停、侧飞、后飞时旋翼轴的弯矩较大,而平飞时较小。

图7列举出悬停状态下旋翼轴弯矩时间历程的比较情况,在最大值最小值方面稍有一些差距,测量值与计算值基本一致。

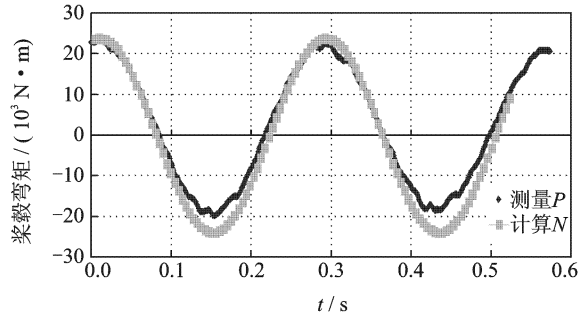


图7 旋翼轴弯矩的时间历程图

4 结束语

本文首次全面系统地进行旋翼载荷飞行测试与理论计算的相关性分析,开发了飞行数据分析系统,采用静态最大和静态最小的分析方法能够比较真实地计算出测试载荷的静态量和动态量。

通过对旋翼载荷飞行测试结果与理论计算的对比分析,完善了理论分析模型,从而可以得到更精确的旋翼载荷数据,工程实用性强,如果可以继续在其他机型中开展类似的研究,则其分析结果将更具代表性、实用性。

参考文献:

- [1] 陈再新,刘福长,鲍国华. 直升机空气动力学[M]. 北京:航空工业出版社,1992.
- [2] 王浩文,高正. 采用综合气弹分析方法的旋翼非定常气动载荷计算[J]. 南京航空航天大学学报,2003,35(3):268-272.
- [3] 马明建. 数据采集与处理技术[M]. 西安:西安交通大学出版社,2005.
- [4] Johnson W. Evaluation of dynamic stall models with UH-60A airloads flight test data[C]//The 54th Annual Forum of the AHS. Washington, DC: AHS, 1998:576-587.
- [5] Yeo H, Johnson W. Assessment of comprehensive analysis calculation of airloads on helicopter rotors [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5):1218-1228.
- [6] Potsdam M, Yeo H, Johnson W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(3):497-518.
- [7] Glockl H. Correlation of SA349/2 helicopter flight test data with a comprehensive rotorcraft model [C]//The Twelfth European Rotorcraft Forum. Garmish, Germany: [s. n.], 1986.
- [8] Ho J C, Yeo H, Ormiston R A. Investigation of rotor blade structural dynamics and modeling based on measured airloads[C]//American Helicopter Society 63rd Annual Forum Proceedings. Virginia Beach: VA, 2007.
- [9] Petot D. Validation of rotor/hub load synthesis techniques[C]//The 32th European Rotorcraft Forum, 2006. The Netherlands: [s. n.], 2006:12-14.