

旋翼性能与动力学试验技术的现状及发展

Rotor Performance and Dynamic Test Technology

李开成 金坤健 / 中航工业直升机所

摘要:介绍了国内旋翼性能试验与动力学试验技术的进展,对影响旋翼性能试验的一些因素进行初步探讨,并分析了国外旋翼动力学试验的进展,对我国旋翼试验的研究发展具有一定指导意义。

关键词:旋翼性能试验;旋翼动力学试验;旋翼塔

Keywords: rotor performance test; rotor dynamic test; whirl tower

0 引言

旋翼系统是直升机最具特色的系统,其发展经历了铰接式旋翼、无铰式旋翼、球柔性旋翼和无轴承旋翼等过程。旋翼系统的构型也日趋简单化,但是其各种特性的耦合越来越复杂,使得旋翼系统的分析和设计也越来越复杂。旋翼试验对于旋翼预先研究和旋翼设计的验证变得越来越重要。旋翼试验涉及直升机研制全部流程,包括缩比模型旋翼试验、静态旋翼试验、地面旋翼旋转试验、地面铁鸟试验、直升机地面试验和直升机飞行试验等。

旋翼性能试验是在悬停状态下不同转速和不同总距下获得旋翼的悬停性能,包括悬停效率—拉力关系、

拉力—功率关系、拉力—总距关系、功率—总距关系、拉力—拉杆载荷关系,初步验证旋翼的设计指标。动力学试验是识别旋转状态下不同转速下旋翼整体模态的固有频率,获得旋翼旋转状态下的共振图,对旋翼动力学设计指标进行验证。

目前型号旋翼试验在旋翼试验塔上进行。旋翼塔塔高21.5m,能够覆盖13t以下的直升机型号旋翼试验。旋翼塔由动力拖动系统、传动系统、天平测力系统、操纵系统、激振系统、数据采集系统和监控报警系统等组成。旋翼塔外观



图1 旋翼塔外观图

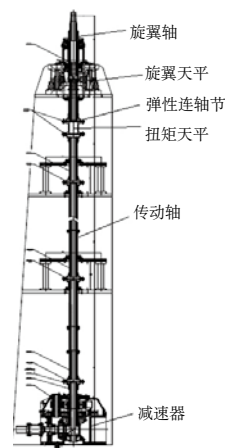


图2 旋翼塔内部结构图

图和内部结构分别为图1和图2。

1 旋翼性能试验技术进展

在旋翼性能试验前,需要对桨距

的噪声在不同总距时都小于抛物线旋翼,平均小1.5dB。

AST

参考文献

- [1] 利奥,“黑鹰”之路[M].李丹,黄毅,程颖,等,译.北京:航空工业出版社,2010.
- [2] 朱自强,吴子牛,李津,等.应用计算流体力学[M].北京:北京航空航

天大学出版社,2006.

- [3] 李万平.计算流体力学[M].武汉:华中科技大学出版社,2004.

- [4] 王适存.直升机空气动力学[M].西安:西北工业大学出版社,1964.

- [5] IVTCHIN V, LISS A. Analytical and experimental studies of two tip-swept blade versions[C]. 25th European Rotorcraft Forum, 1999.

- [6] 招启军.新型桨尖旋翼流场及噪声的数值模拟研究[D].南京:南京航空航天大学博士学位论文,2005.

作者简介

刘平安,助理研究员,主要从事直升机空气动力学研究工作。

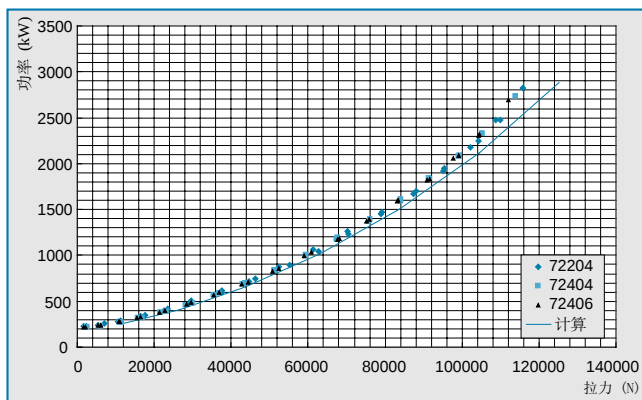


图3 某型号279r/min功率—拉力曲线

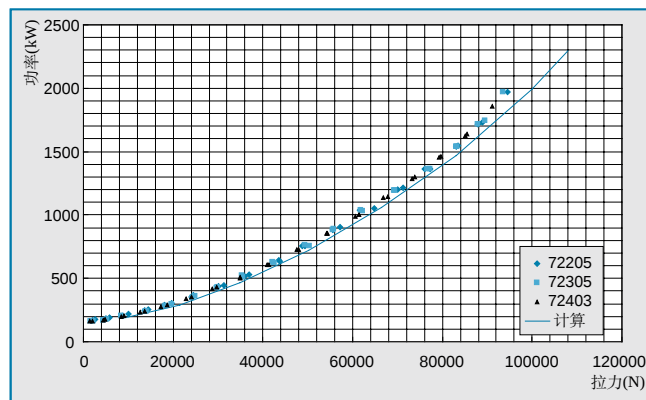


图4 某型号251r/min功率—拉力曲线

和旋翼天平、扭矩天平等进行标定。采集大气温度和压力,得出试验时的大气密度。为了保证不同大气环境下桨尖马赫数相同,需要对标准大气情况下输入旋翼转速进行修正,得出实际输入旋翼转速。试验时,实时采集旋翼升力、阻力、俯仰力矩、滚转力矩、扭矩、拉杆载荷等输出值,总距、周期变距输入值,旋翼转速,风速,大气温度、压力等与试验相关参数。根据升力、扭矩、拉杆载荷和总距等,得出拉力系数、扭矩系数、功率系数等,从而得出悬停效率。直到随着总距的增加,悬停效率达到最大值后出现降低或者电机功率达到上限值或者载荷限制值达到上限值,总距不再增加。

旋翼天平和扭矩天平用于测量桨毂六力素,直接决定着旋翼性能试验的输出精度。旋翼天平标定是利用标定装置按照试验时天平的受力状态,对天平精确地施加载荷,求得各力传感器组合电压分量的输出值与所加载荷的关系,即天平标定公式。在试验中,利用这些公式可以根据天平各分量的输出值求得作用在桨毂上的六力素。由于旋翼塔天平尺寸及重量大,安装在旋翼塔顶部,拆卸困难。同时考虑到与传动系统的连接关系,采用

现场系统标定的方式。标定时,采用单分量加载、多分量校核的方法。单分量标定时,得出单分量主系数及对其他分量的一次干扰系数。在六分量加载完毕后,根据加载关系和天平力传感器组合电压输出关系得出天平工作公式。在得出天平工作公式后,采用多分量加载进行校核,检验天平标定的准确性。旋翼天平标定精度可以达到1.0%。

桨距直接决定旋翼性能试验的输入精度。桨距标定是标定出总距、周期变距和三个作动筒位移之间的关系。在已知旋翼总距、横向周期变距和纵向周期变距的情况下,需要得出三个作动筒的不同变化量。这种关系用矩阵的形式进行表达,如式(1)中的矩阵所示,即叠加器矩阵。实际使用中是采用叠加器矩阵进行旋翼总距、横向周期变距和纵向周期变距的操纵。

$$\begin{bmatrix} \Delta L_1 \\ \Delta L_2 \\ \Delta L_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_c \\ \theta_s \\ \theta_{0.7} \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中 ΔL_1 、 ΔL_2 和 ΔL_3 为三个作动筒变化量, θ_c 、 θ_s 及 $\theta_{0.7}$ 分别为桨叶处横向周期变距角度、纵向周期变距角度和总距。桨距标定分为两大步骤:第一步为叠加器初始矩阵的建模计算。第二

步为利用初始叠加器矩阵进行总距和周期变距操纵输入,实测总距和周期变距。根据实测的总距和周期变距对初始叠加器矩阵进行修正,直至满足桨距标定精度要求^[1]。现在桨距标定精度可以达到 $\pm 0.1^\circ$ 。

根据不同转速下旋翼旋转频率对总距、拉杆载荷、桨毂六力素等输入输出进行整周期采集,然后依据旋转频率和总距状态对桨毂六力素、拉杆载荷进行若干个整周期平均,得出相应的静态值。最后得出拉力—功率曲线、悬停效率曲线等一系列曲线,如图3和图4所示。从图3和图4可以看出,实测功率—拉力曲线与计算值符合性良好。

2 旋翼动力学试验技术进展

在旋转旋翼动特性试验前,进行台体固有频率的识别。台体的固有频率在进行旋转特性试验时作为干扰频率加以排除。进行静态激振,根据桨叶应变信号和变距拉杆信号确定合适的激励幅值和激励周期数。试验时,对旋翼集合型和周期型不同的整体模态进行不同的周期采集。先进行泛扫频,根据泛扫频频响曲线和干扰频率确定需要精扫频的范围。然后进行精扫频,获得桨叶应变信号为

主的幅频和相频响应曲线。最后根据幅频和相频曲线,采用相位共线性、振型法、排除法和趋势分析法等综合方法确定挥舞、摆振和扭转的频率。旋转旋翼动特性试验原理框图如图5所示^[2]。

旋转动特性试验一般要求在初始低总距状态下进行,而激励时有可能同时引起总距和周期变距。总距和周期变距直接影响到旋翼的不同整体模态。根据桨距的标定结果,选取合适的激振作动筒位置,可以更好地激振出不同整体模态。如果旋翼系统减摆器为叶间减摆器,则旋翼系统整体集合型模态和周期型模态不相同,需要分别测量。如果旋翼系统减摆器不是叶间减摆器,则旋翼系统整体集合型模态和周期型模态相同,只需测量其中一个整体模态即可。根据旋翼系统减摆器类型和桨距标定结果,选取合适激振作动筒的位置激励出不同的整体模态。这样,可以以最小的激振能量激励出旋翼不同的整体模态。

测试系统的集成包括激振系统的频率输出信号、转速码盘信号、桨叶应变和相关传感器采集信号。当激振系统某个频率点达到稳定幅值时,触发DH5922动态信号测试系统进行采集。数采系统同时接受转速码盘信号,根据激振频率和转速信号,采集桨叶应变和相关传感器若干周期数据。然后通过触发,通知激振系统进行下一个频率点的激振。测试系统的集成如图6所示。

旋转动特性试验数据处理有着特殊的综合分析方法。一般气动力谐波项、台体干扰频率以及旋翼系统本身的耦合效应都会表现在测试数据上。根据幅频响应曲线,首先记录所有可能的峰值点,然后记录各峰值点对应桨叶不同剖面的相位。一般气动力谐波项、台体干扰频率以及旋翼系统本身的耦合效应都会表现在测试数据上。因此,还要根据模态分析法、耦合效应法、排除法、趋势分析法等方法综合在一起以确定准确可靠的旋翼旋转状态下固有频率。图7为某型号动特性试验曲线,图8为国外旋翼塔动特性试验曲线。从这两个图可以看出,试验效果是一样的。

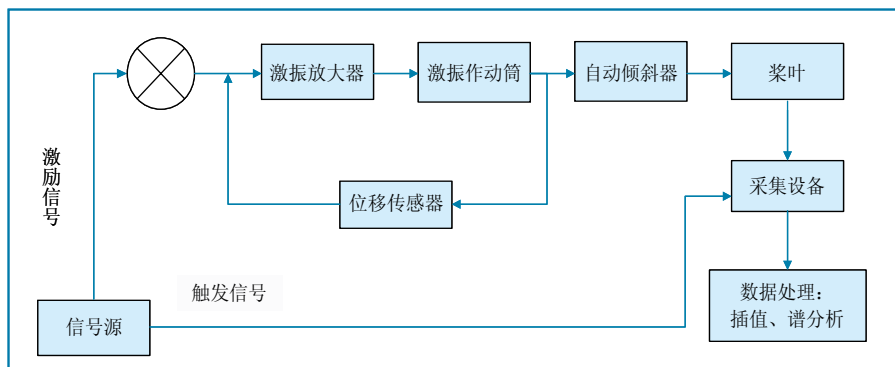


图5 旋转旋翼动特性试验原理框图

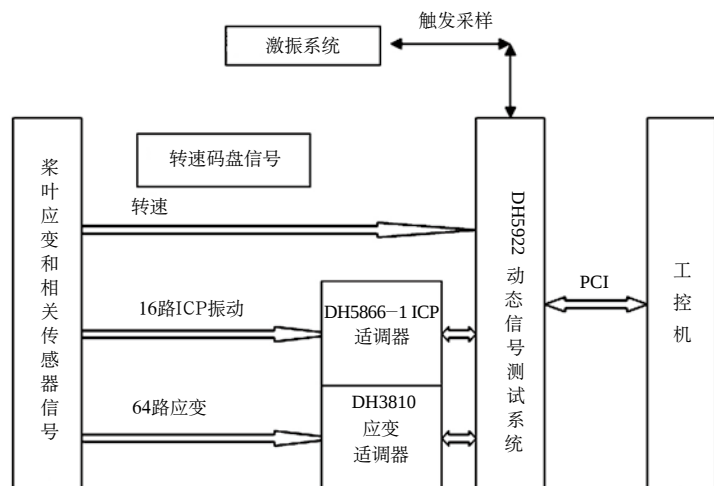


图6 测试系统集成图

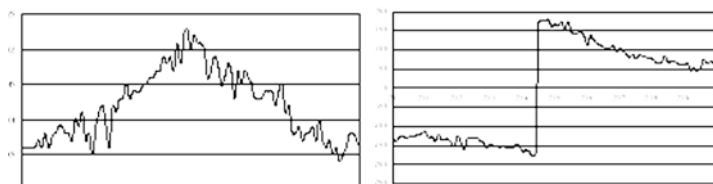


图7 某型号旋翼动特性试验幅频和相频曲线

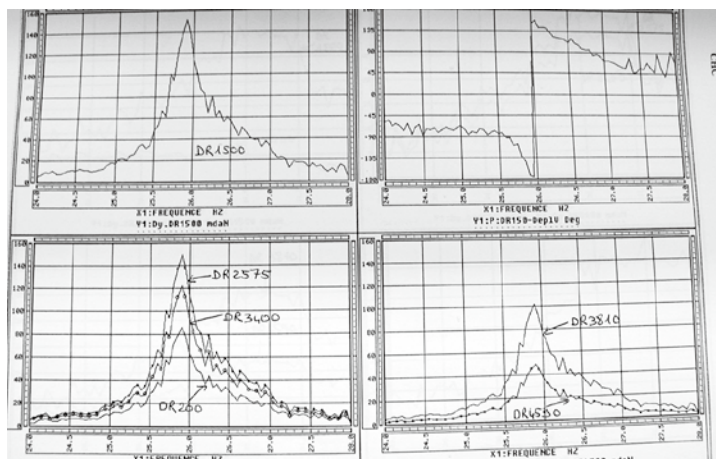


图8 国外旋翼塔动力学试验曲线

3 旋翼试验的一些探讨

3.1 旋翼性能试验的一些探讨

国外对旋翼性能试验进行了大量的研究,对影响旋翼性能试验的因素分别进行了专门的试验和分析。这些因素包括试验台传力路径的影响、试验台构型的影响、风速的影响以及周围试验环境的影响等。

1) 试验台传力路径对性能试验的影响^[3, 4]

由于扭矩和拉力耦合较大,为了降低扭矩和拉力之间的影响,旋翼性能试验一般采用旋翼天平 and 扭矩天平组合测量。旋翼试验台一般结构示意图如图9所示。旋翼产生的拉力一路通过旋翼轴传递。旋翼轴传递又分两路传递下去,一路传到旋翼天平浮动框,另外一路传到弹性连轴节上。旋翼产生拉力另外一路通过变距拉杆传到自动倾斜器,自动倾斜器传到作动筒,作动筒传动旋翼天平浮动框上。传到旋翼天平浮动框上的力通过弹性连杆上的力传感器组合测得。因此,旋翼产生的拉力包括旋翼天平 and 弹性连轴节两部分。从旋翼塔内部结构图可以看出,为了准确得出旋翼产生的拉力,需要标定弹性连轴节的刚度,通过旋翼天平弹性连杆和弹性连轴节的刚度比较,得出旋翼产生总的拉力。

2) 试验台构型对性能试验的影响^[5]

在1990年NASA的Cahit Kitapiloglu等人研究了两种旋翼台的构型对旋翼性能试验的影响。一种旋翼台构型为OAFR I, 诱导速度

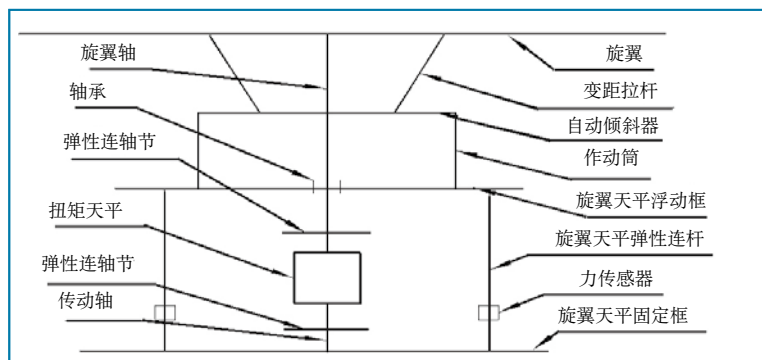


图9 旋翼试验台结构示意图

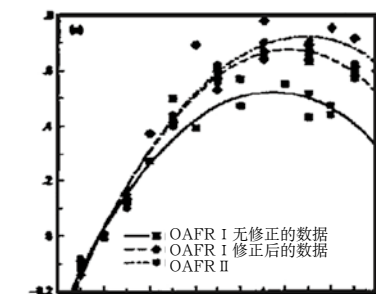


图10 两种试验台构型及修正悬停性能曲线

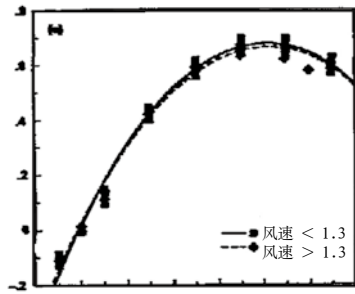


图11 在OAFR II构型中两种风速下悬停效率曲线

向下。另外一种为OAFR II, 诱导速度向上。在OAFR I构型中诱导入流作用在台体上,造成下洗载荷。在OAFR II构型中,诱导入流吹向上空,无任何阻塞。对于OAFR I构型需要修正下洗载荷效应,对拉力系数进行修正。图10给出了两种试验台构型悬停效率曲线,包含了OAFR I测量数据、OAFR I修正数据和OAFR II数据。可以看出修正后的数据比修正前悬停效率要大幅提高。下洗流作用在试验台体上。不同型号的下洗载荷效应不同。因此,在不同型号的旋翼性能试验时,需要确定旋翼塔塔体的阻塞面积和阻力系数。

3) 风速对性能试验的影响^[3,5,6]

1948年Langley气动试验室Paul J Carpenter等人研究了风速对悬停性能的影响。1985年NASA的Fort Felker在全尺寸XV-15悬停性能试验中,研究了小于1.5m/s风速对悬停性能的影响。1990年NASA的Cahit Kitapiloglu在模型旋翼性能试验中,利用OAFR II构型,研究了风速小于1.3m/s和大于1.3m/s的对悬停性能的影响,如图11所示。研究表明当风速较大时对旋翼悬停性能试验有着显著的影响。风速的存在也使得数据波动量较大。旋翼塔旋翼性能试验中应实时采集风速,并将风速对性能试验的影响加以修正。

4) 周围环境对性能试验的影响^[5,7]

1990年NASA的Cahit Kitapiloglu在模型旋翼性能试验中,研究了试验台在室外和Ames 40ft × 80ft风洞中不同的性能试验。在NASA的Ames风洞中进行了S-76悬停性能试验,比较了旋翼在风洞的方位的影响,图12为旋翼在风洞中的方位示意图。图13为旋翼在不同方位的悬停性能试验曲线。从图13可以发现不同方位悬停效率的差异。当旋翼尾迹作用在风洞洞体上时,形成入流回旋。当入流回旋时可以认为旋翼是在低速度垂直上升。直升机空气动力学表明,在给定的拉力情况下垂直上升需要另外的旋翼功率。因此,当产生入流回旋时悬停效率要低于没有产生入流回旋时。旋翼塔处在周围的山体环境中,需要考虑周围山体环境的影响。但是,此方面的影响难以比较确认,只能发现是否形成尾迹回旋。

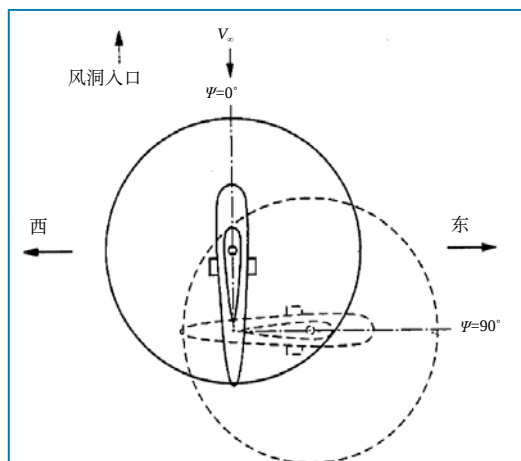


图12 旋翼在风洞中的方位图

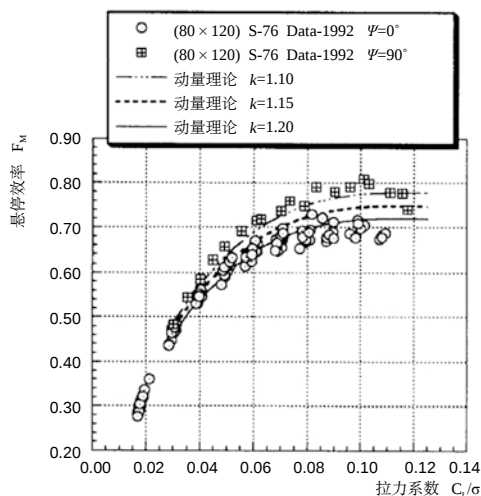


图13 旋翼在不同方位悬停性能曲线

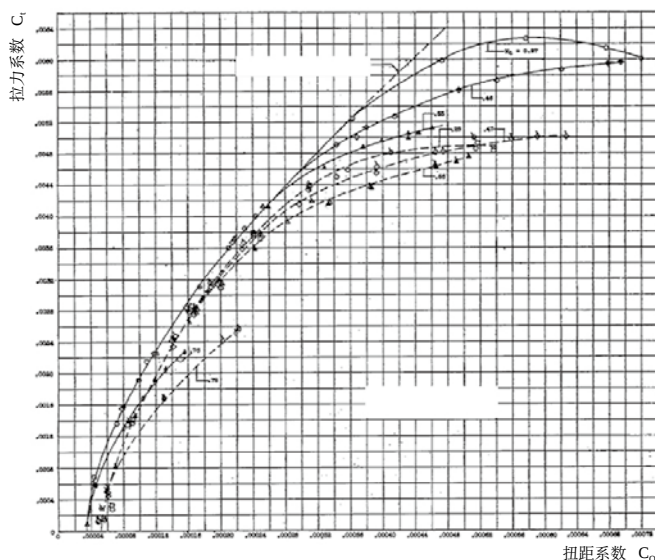


图14 不同马赫数情况下光滑桨叶与粗糙桨叶性能曲线

5) 桨叶粗糙度对性能试验的影响^[8]

1958年Langley气动试验室的James P. Shivers等人研究了桨叶粗糙度对性能的影响。比较了桨尖马赫数为0.27、0.46、0.55和0.76时光滑和粗糙桨叶前缘的性能数据,如图14所示,实线为光滑桨叶数据,虚线为粗糙桨叶数据。图14表明光滑桨叶悬停效率高于粗糙桨叶。桨叶前缘粗糙度增加了零升力型阻系数,同时降低了桨叶最大拉力系数。由于目前桨叶上贴有不同位置的应变片,对旋翼性能试验有影响。以后,应对比贴有应变片和没有贴应变片的旋翼性能试验数据。

3.2 旋翼动力学试验的一些探讨

旋翼动力学试验包括旋转特性试验和旋转稳定性试验。旋转特性试验是为了识别固有频率和振型。由

于旋翼系统阻尼的复杂性,需要旋转稳定性试验进行固有频率下旋翼系统的阻尼的识别。

对于旋转特性试验,国外采用传递函数法识别固有频率。对于传递函数识别法,国内根据试验数据得出某一传递函数曲线如图15所示,与采用桨叶应变响应识别值相同。图15上图为剖面时域数据,左下为幅频响应曲线,中下为相频响应曲线,右下为相关系数曲线。然而激振作动筒激励自动倾斜器不动环,通过自动倾斜器动环、变距拉杆、变距摇臂,最后到桨叶,此传递过程较为复杂。

对于旋转旋翼稳定性试验,要识别旋转旋翼固有特性下的阻尼。美国马里兰大学等研究机构一直从事旋转旋翼模态阻尼的识别研究^[9-12]。对时域和频域进行识别,并分析了优缺点和可行性,得出了时域识别法适合旋转旋翼阻尼识别。分别研究了线性和非线性阻尼的类别识别,小阻尼和大阻尼的识别。目前旋转旋翼阻尼识别方法主要为移动矩形窗法、基于傅里叶级数的移动矩形窗法(FSMB)和希尔伯特变换法(Hilbert)等。移动矩形窗法适合线性小阻尼识别,而基于傅里叶级数的移动矩形窗法和希尔伯特变换法除了线性小阻尼外,还适合非线性大阻尼情况。对于上述方法分别研究了移动矩形窗大小、干扰噪声、激励频率精度和相邻模态干扰等情况对阻尼识别精度的影响。但国外著名直升机公司均有自己的阻尼识别方法。

4 结论

我国在旋翼塔上先后完成了多个型号的功能性试验、性能试验、旋转特性试验和初步耐久性试验,掌握了旋翼试验方法,积累了一些经验,

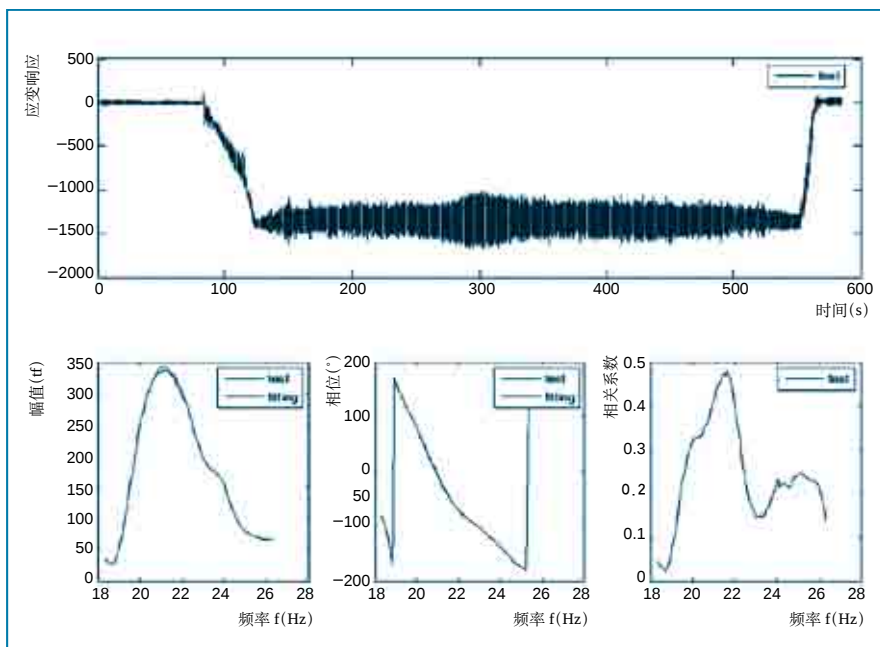


图15 某型号某剖面挥舞频响函数曲线

并成功应用在型号上,为型号设计验证和首飞提供了依据和保障,然而现有的旋翼试验还没有规范标准化,还有一些细节待继续完善,需要开展以下几方面研究。

1) 研究旋翼悬停性能各试验因素影响。需根据现有的试验台和试验环境,研究各因素的影响大小。对于悬停性能试验而言,国外每种旋翼模型及型号试验均研究不同因素的影响,然后得出总的性能数据。

2) 旋翼悬停性能试验向着综合化多类型采集发展。在悬停性能试验时,不仅仅采集悬停性能数据,还采集噪声、尾迹、桨叶运动参数等,分析各类型数据之间的联系。

3) 旋转动特性传递函数物理含义。需要研究总距和周期变距简谐振荡情况下,研究桨叶的气动力和桨叶结构响应,进而理清传递函数的物理含义。

4) 旋转旋翼稳定性试验研究从未止步。由于旋翼的外部大气环境干

扰、试验台频率干扰、旋翼旋转频率、旋翼阻尼的非线性等因素影响,造成旋转旋翼阻尼识别的困难。国外著名直升机研究机构一直在开展此类研究,如美国马里兰大学研究已经有20多年。

参考文献

[1] 李开成,尹春望,等.一种旋翼提前操纵角试验测量方法[C].第26届全国直升机年会,2010.

[2] 尹春望,等.直升机动部件综合系统动力特性试验关键技术[C].第21届全国直升机年会,2005.

[3] Felker F F, Betzina M D, Signor D B. Performance and loads data from a hover test of a full-scale XV-15 rotor[R].NASA TM-86833,1985.

[4] Van Aken J M. Analysis of calibration data for the multi-component rotor balance installed in the NFAC large rotor test apparatus[C].AIAA 2007-146,2007.

[5] Kitapiloglu C. Analysis of

small-scale rotor hover performance data[R].NASA TM-102271,1990.

[6] Carpenter P J. Effect of wind velocity on performance of helicopter rotors as investigated with the langley helicopter apparatus[R]. NACA TN No.1699,1948.

[7] Shinoda P M, Wayne Johnson, Performance results from a test of S-76 rotor in the NASA ames 80-by120-foot wind tunnel [C]. AIAA 93-3414-CP, 1993.

[8] Shivers J P, Carpenter P J. Effects of compressibility on rotor hovering performance and synthesized blade-section characteristic derived from measured rotor performance of blades having NACA 0015 airfoil tip sections[R]. NACA TN 4356,1958.

[9] Tasker F A, Chopra I. Nonlinear damping estimation from rotor stability data using time and frequency domain techniques[C]. AIAA 89-1243-CP,1989.

[10] Smith C B, Wereley N M. Linear and nonlinear damping identification in helicopter rotor systems[C]. AIAA 98-2003,1998.

[11] Smith C B. Damping identification in helicopter rotor systems[D]. Maryland University, 1999.

[12] Zhao Y S, Wereley N M. Time domain damping identification in helicopter rotor systems[C]. AIAA-2001-1536,2001.

作者简介

李开成,硕士,工程师,主要从事旋翼试验研究工作。