

文章编号: 1000-8055(2002) 02-0217-05

直升机旋翼/机身耦合系统模型导纳的测试研究

顾仲权, 袁胜涛
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 直升机旋翼和机身子系统以及其耦合系统的导纳是用动柔度匹配法确定直升机旋翼/机身耦合系统固有频率必要的数据, 我们已推导了它们的分析表达式, 为验证分析表达式的可用性, 须进行试验测试与研究。由于旋翼的转动, 给实测带来困难, 作为起步, 从模型试验开始。本文介绍旋翼/机身耦合系统模型及其子系统的导纳的测试方案、试验程序, 综述以作者自行设计的旋翼/机身耦合系统模型进行试验所得到的结果及其与理论计算结果的比较。结果表明, 测试方案与试验方法是可行的, 理论分析计算公式是正确的。

关键词: 直升机旋翼; 机身; 耦合系统; 导纳测量

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

Experimental Study on Acceleration Mobility Measurements for Rotor/ Fuselage Coupled Model of Helicopter

GU Zhong-quan, YUAN Sheng-tao

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The acceleration mobilities of rotor and fuselage subsystem and coupled system are key parameters for determining natural frequencies of the rotor/fuselage coupled system by using mobility matching method. We have deduced the analytical expressions. In order to verify the feasibilities of the expressions, it is necessary to measure those mobilities. But it is difficult to measure them because of the rotor rotation effects. Therefore, a model test, as an initial step, is required. In this paper the test approaches and procedures for measuring the acceleration mobilities of rotor and fuselage subsystem and coupled system are introduced. The measured and calculated results for self-designed rotor/fuselage model are summarized and compared. The results show that our test approaches and methods are feasible and analytical expressions are correct.

Key words: helicopter rotor; fuselage; coupled system; admittance measurement

1 前言

防止共振是降低直升机振动水平的最起码要求, 为此, 确定飞行中旋翼/机身耦合系统固有频率的工作是非常必要的, 虽然有相当的难度。文献[1, 2]用动柔度匹配法从理论分析上推导了旋翼/

机身耦合系统固有频率的计算公式, 该方法将直升机旋翼与机身视为在桨毂处单点多通道耦合的两个子系统, 在知道了各子系统在桨毂处的动柔度后, 根据动柔度匹配条件, 可导出确定耦合系统固有频率的特征行列式。对于机身, 可以用有限元法计算所须的在桨毂处的动柔度, 也可通过实验

测得。但对于转动旋翼的动柔度,因旋翼的转动给实测带来很大的困难。在文献[1]中还导出了转动旋翼在桨毂处的动柔度表达式,如果能证实这些表达式的正确性,那就可避免困难的转动旋翼在桨毂处的动柔度的实测工作。为验证推导出的耦合系统固有频率与动柔度计算公式的正确性,我们进行了模型试验测试研究,测定耦合系统及其子系统在交联点处的垂向和水平向加速度导纳(为测试方便,我们不直接测量动柔度,而是测量加速度导纳),以与计算结果进行比较。本文的工作比文献[3]又前进了一步。

2 测试方案设计

飞行中的旋翼/机身耦合系统实质上是旋转变截面柔性梁/变截面自由—自由柔性梁耦合系统,不失一般性,试验中变截面梁由等截面梁代替。

测试方案中的几个关键问题是模型的结构设计、模型的支承和激励。

(1) 试验用 1 根矩形截面的铝梁模拟机身(垂向测量时,使梁处于最小垂向弯曲平面内振动,这时其垂向弯曲固有频率较低;水平向测量时,梁转 90° ,使梁的水平向弯曲频率也处于较低的状态),以 3 片扁铁作为桨叶。3 片扁铁由桨毂连在一起,并用螺钉紧固在 1 个微型电机的输出轴上,构成旋翼模型(无铰式),电机再固定在铝梁上,就构成了旋翼/机身耦合系统模型。2 个模型系统的交联点在铝梁距左端 1300 mm 处的 A 点(见图 1),它不与铝梁的自由—自由状态前四阶弯曲模态节点重合。

(2) 模型的支承要保证耦合系统模型处于“悬空”状态,并且能在旋翼旋转状态下测取振动信号。模型的垂直向和水平向加速度导纳是分别测定的,因此分别考虑模型的垂直向和水平向支承。垂向支承采用两根橡皮绳吊在自由—自由梁的一阶弯曲模态节点处,橡皮绳长 70 cm,伸长量大于 50%,以保证橡皮绳支承与梁组成的系统的固有频率小于 1 Hz。水平向支承可考虑悬挂式。悬挂式结构比较简单,但要注意尽量减小刚体摆动模态的影响。本文采用两根细铁丝悬挂形式,铁丝长 140 cm(此时梁的刚体摆动固有频率小于 0.5 Hz),挂点位置与垂直方向测量时相同。另外,2 个方向的悬挂都要能承受旋翼旋转时的反扭矩。在对旋转旋翼测试时用橡皮绳或细钢丝将电机外壳吊起。

(3) 模型的激励有 2 种可选方案:一是正弦稳态扫频激励法,二是锤击法。后者的设备简单,使用方便,但测试精度较低。前者激振能量集中,测试精度高,但测试速度慢。另外,还需注意激振器的支承方式:测试频率较低时用刚性支承;较高时用柔性悬挂,悬挂频率要低于测试试件的第一阶固有频率的 1/5。本文采用前一种方法。垂直方向测量时,低频状态(5~10 Hz),激振器固定在基础上;中高频状态(10~160 Hz),激振器用橡皮绳吊挂,绳长 65 cm,伸长量大于 50%。水平向测量时,激振器用细铁丝悬挂(刚性摆式悬挂),铁丝长 140 cm。

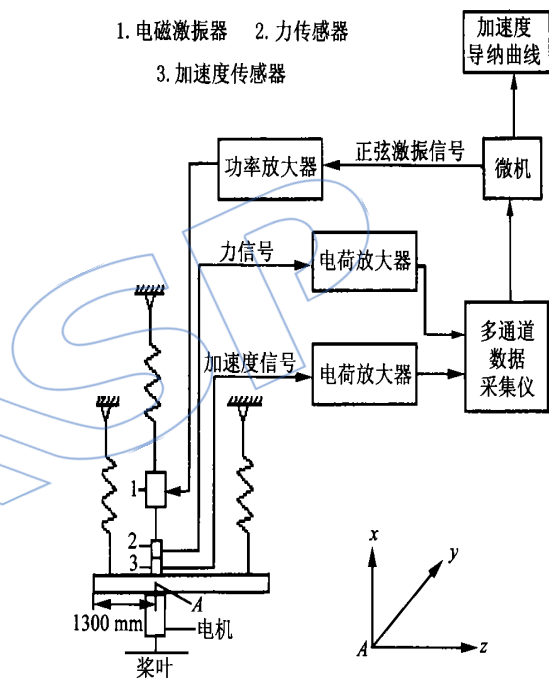


图 1 旋翼/梁耦合模型加速度导纳测量框图

Fig. 1 Block diagram of acceleration mobility measurement for rotor/beam coupled model

(4) 激振和拾振位置在梁与电机连结处 A 点,垂直方向测量时,这个位置与桨毂中心等效;水平向测量时,由于激振器不能处于旋翼旋转的平面内,这个位置与桨毂中心处在高度上略有偏差。

(5) 为了比较与分析旋翼和机身两个子系统耦合后固有频率的变化,我们除测量耦合系统在 A 点的加速度导纳外,还分别测试了转动模型旋翼和自由—自由铝梁在连结点 A 的加速度导纳,包括转动模型旋翼水平方向振动的交叉加速度导纳。

3 测试结果与分析

3.1 垂直方向的测试结果与分析

图 2 为旋翼转速等于 175 r/min 时的旋翼模型自由—自由状态垂直方向加速度导纳的试验曲线和计算曲线, 从中读出曲线特征点频率的试验值和计算值列在表 1。其中峰值频率为旋翼模型自由—自由状态垂直方向的固有频率; 谷值频率等于旋翼模型桨毂固定状态垂直方向的固有频率。由表 1 可以得到 2 个结论: (1) 在旋翼模型 2

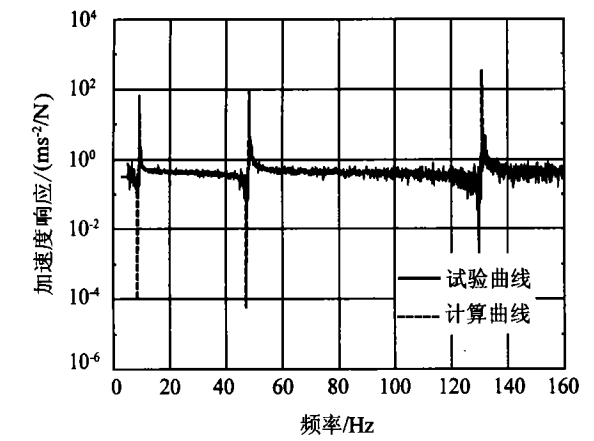


图 2 旋翼模型桨毂处垂直方向的加速度导纳
($\Omega=175\text{ r/min}$)
Fig. 2 Acceleration mobility in vertical direction
at hub of rotor model

种转速下, 试验值和计算值吻合都很好, 误差小于 1.5%; (2) 旋翼模型转速增加, 旋翼的峰值频率和谷值频率增高。

图 3 为旋翼转速等于 175 r/min 分时的旋翼/梁耦合模型桨毂处的垂直方向加速度导纳的试验曲线和计算曲线, 从中读出的峰值点频率为耦合模型的垂直方向固有频率, 列在表 2。由表可知, 对于旋翼/梁耦合模型在 A 处垂直方向的加速度导纳, 在旋翼模型 2 种转速下试验值和计算值吻合非常好, 误差小于 1.5%, 表明文献[1]的计算方法精度很高。

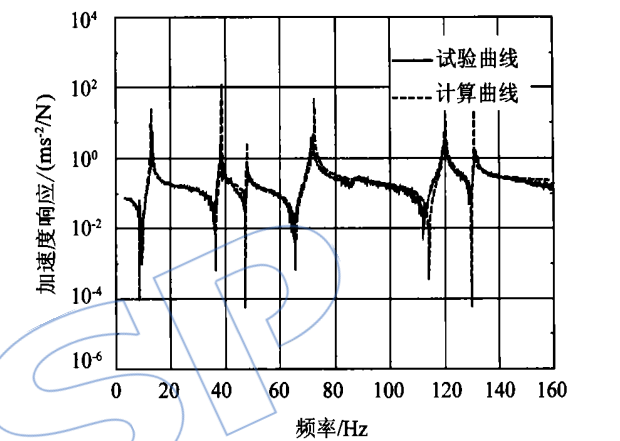


图 3 旋翼/梁耦合模型桨毂处垂直方向加速度导纳
($\Omega=175\text{ r/min}$)
Fig. 3 Acceleration mobility in vertical direction
at hub of rotor/beam coupled model

表 1 旋翼模型垂直方向加速度导纳

转速/(r/min)	$\Omega=0$				$\Omega=175$			
	试验值		计算值		试验值		计算值	
	峰值	谷值	峰值	谷值	峰值	谷值	峰值	谷值
加速度导纳	8.2	7.5	8.2	7.6	9.4	8.7	9.4	8.6
特征点频率	47.8	46.2	47.9	46.3	48.9	47.1	49.0	47.2
/Hz	131.2	128.4	130.3	127.3	132.1	129.8	130.9	128.7

表 2 旋翼/梁耦合模型垂直方向振动固有频率

转速/(r/min)	频率/Hz	A	B	C	D	E	F	G
$\Omega=0$	试验值	7.5	13.2	38.2	47	71.6	119.2	130.8
	计算值	7.5	13.2	38.2	47.5	72.1	120.0	130.8
$\Omega=175$	试验值	8.5	13.3	38.1	48.1	71.4	119.7	131.2
	计算值	8.5	13.1	38.1	48.1	71.9	120.1	131.0

比较表 1 和表 2 可以看出, 旋翼/梁耦合系统的固有频率与旋翼桨毂固定时的固有频率及梁自由—自由弯曲固有频率相比是有变化的。其中, 耦合后以旋翼振动为主的各阶固有频率有升有降, 但变化小于 2.5%。耦合后以梁振动为主的固有频率有些降低, 降低最多约为 7.6%, 这主要是由附加的电机质量引起的。本模型中, 旋翼与铝梁的质量比为 $3.0/10.27=29.2\%$, 对于真实直升机来说, 旋翼与机身的质量比不可能有这么大, 所以, 真实的旋翼/机身耦合系统中, 以机身振动为主的固有频率的降低不会太多。

3.2 水平方向的测试结果与分析

图 4 和图 5 给出了旋翼模型自由—自由状态水平方向加速度导纳的试验曲线和计算曲线, 从中读出曲线特征点频率的试验值和计算值列在表 3。其中在旋翼转速 $\Omega=175\text{ r/min}$ 时, 列出了直接加速度导纳和交叉加速度导纳。直接加速度导纳是在一定的频率下 y 向加速度“复振幅”与 y 向激振力幅之比; 交叉加速度导纳是 x 向加速度“复振幅”与 y 向激振力幅之比, 它是转动旋翼所特有的。

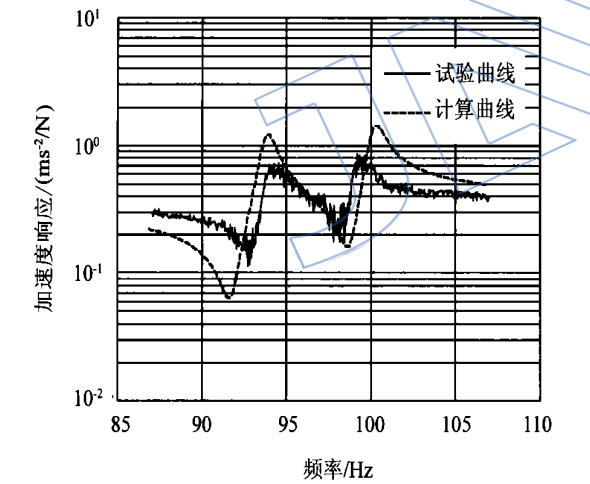


图 4 旋翼模型桨毂处水平方向加速度导纳
($\Omega=175\text{ r/min}$)
Fig. 4 Acceleration mobility in horizontal direction at hub of rotor model

表 3 中峰值频率为旋翼模型自由—自由状态水平方向的固有频率; 谷值频率等于旋翼模型桨毂固定状态水平方向的固有频率。由表可以得到: (1) 在旋翼模型两种转速下, 试验值和计算值吻合都很好, 误差小于 2.2%; (2) 旋翼模型转动时, 在 70~130 Hz 范围内, 自由—自由状态水平方向的固有频率由静止时的一个变为两个。由于交叉加

速度导纳的存在, 这两个频率不等于旋翼静止时固有频率 $\pm\Omega$ 不过差别不大, 约为 1%。

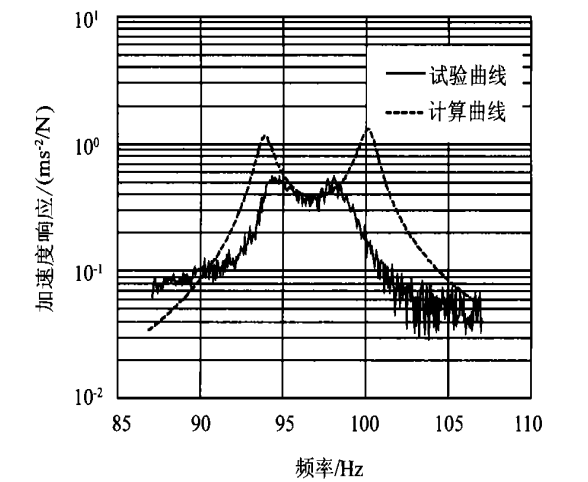


图 5 旋翼模型桨毂处水平方向交叉加速度导纳
($\Omega=175\text{ r/min}$)
Fig. 5 Cross acceleration mobility in horizontal direction at hub of rotor model

图 6 为旋翼转速等于 175 r/min 时的旋翼/梁耦合模型桨毂处的水平方向加速度导纳的试验曲线和计算曲线, 从中读出的峰值点频率为耦合模型的水平方向固有频率, 列在表 4。由表可知, 对于旋翼/梁耦合模型水平方向的振动, 在旋翼模型两种转速下试验值和计算值吻合非常好, 误差小于 2%, 表明文献[1]的计算方法精度也很高。

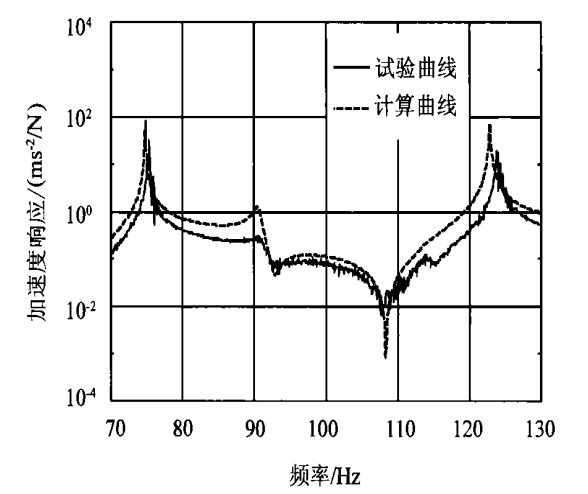


图 6 旋翼/梁耦合模型桨毂处水平方向加速度导纳
($\Omega=175\text{ r/min}$)
Fig. 6 Acceleration mobility in horizontal direction at hub of rotor/heam coupled model

比较表 3 和表 4 可以看出, 旋翼/梁耦合系统的水平方向固有频率与旋翼桨毂固定时的水平方

表 3 旋翼模型水平方向加速度导纳

转速/(r/min)	导纳特征点频率/Hz		试验值		计算值	
$\Omega=0$	直接导纳	峰值	96.4		98.1	
		谷值	94.8		94.2	
$\Omega=175$	直接导纳	峰值	94.5	99.3	93.9	100.2
		谷值	92.7	98.2	91.6	98.5
	交叉导纳	峰值	94.4	98.1	93.9	100.2
		谷值	97.1		97.0	

向固有频率及梁自由—自由弯曲固有频率相比也有变化。其中,耦合后以旋翼振动为主的固有频率降低,降低小于 2.5%。耦合后以梁振动为主的固有频率也有些降低,降低最多约为 4%。

表 4 旋翼/梁耦合模型水平方向振动固有频率

转速/(r/min)	频率/Hz	H	I	K
$\Omega=0$	试验值	75.3	91.5	123.8
	计算值	75.0	91.4	123.3
$\Omega=175$	试验值	75.3	90.7	123.7
	计算值	75.0	90.3	123.2

在旋翼转速 $\Omega=175$ r/min 时,旋翼/梁模型水平方向的固有频率在 70~130 Hz 范围内应有 4 个,而图 6 显示耦合模型在此范围只有 3 个频率。也就是说,耦合模型有一个固有频率没测出。图 6 中的计算曲线(设桨叶摆振阻尼为 0.5% 临界模态阻尼)也只有 3 个峰值,说明由于旋翼摆振阻尼的作用,耦合模型以旋翼振动为主的振动响应太小,未能测出。

4 结 论

(1) 比较理论计算与试验测试的结果,可知试验方案与方法是可行的,文献[1]中理论推导的旋转旋翼加速度导纳与旋翼/机身耦合系统固有频率计算公式是正确的。这样在采用动柔度匹配法确定旋翼/机身耦合系统固有频率时就有可信

的理论计算公式,避免不必要的试验测试工作。由于所试验的系统模型的弹性体特征与真实的旋翼/机身耦合系统是一致的,因此,所导出的理论计算公式具有普遍性。

(2) 当旋翼以 Ω 转速转动,对固定坐标系来说,其旋转面振动的固有频率(如 ω) 由一个变为两个。但由于阻抗矩阵中副对角元素(交叉阻抗)的影响,其频率并不像众所公认的那样严格等于 $\omega \pm \Omega$ 而是有个差值,对于真实旋翼来说,此差值一般不大。

(3) 对于本试验模型来说,旋翼/梁耦合对以旋翼振动为主的固有频率的影响小于 2.5%;而由于旋翼模型与铝梁的质量比较大,耦合对以梁振动为主的固有频率影响约为 7.6%。由此可推论:旋翼/机身耦合系统固有频率与孤立的旋翼系统和孤立的机身的固有频率是不同的,其差值可正可负,取决于这两个子系统在交联点处的加速度导纳曲线的相互关系。

参考文献:

[1] 袁胜涛. 旋翼/机身耦合系统的固有特性及旋翼隔振研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2000.

[2] 袁胜涛,顾仲权. 旋翼/机身耦合系统的固有特性研究[J]. 南京航空航天大学学报,2001; 33(1): 17- 21.

[3] 彭福军,马扣根,顾仲权. 转动旋译模型动柔度的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报,1994; 26(2): 237- 241.

(责任编辑 王震华)