

# 旋翼动态升力实验及理论分析

包劲松<sup>1</sup> 刘 强<sup>1</sup> 张晓谷<sup>2</sup>

<sup>1</sup>(南京航空航天大学直升机技术研究所, 南京, 210016)

<sup>2</sup>(北京航空航天大学飞机设计研究所, 北京, 100083)

## EXPERIMENTAL AND THEORETICAL INVESTIGATION OF ROTOR DYNAMIC THRUST

Bao Jinsong<sup>1</sup>, Liu Qiang<sup>1</sup>, Zhang Xiaogu<sup>2</sup>

<sup>1</sup>(Research Institute of Helicopter Technology, Nanjing University  
of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016)

<sup>2</sup>(Institute of Aircraft Design, Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing, 100083)

**摘 要** 建立了计入动力入流的旋翼动载荷分析模型, 在旋翼模型试验台上进行了悬停状态总距激振的铰接式旋翼动态升力实验研究, 理论计算与试验吻合很好。分析表明, 激振频率越小, 动力入流对悬停状态旋翼动升力影响越大; 静态总距越小, 动力入流的影响也越大。

**关键词** 直升机 旋翼 载荷 悬停试验 动力入流

**中图分类号** V 211.73

**Abstract** A new analytical model is developed to analyze rotor dynamic loads. A dynamic inflow model, verified by the experiment of rotor static loads, is included to take unsteady inflow into account. In this analytical model, separation of variables is used to analyze structural response. The flapping displacement of the blade is determined by the flapping generalized displacement and normalized mode shape. Blade bending moment is calculated by force integration method. On the basis of the comprehensive dynamic calibration of a test system, rotor model test stand/rotor balance, rotor dynamic thrust due to collective pitch oscillation is experimentally investigated in hover. During the sine oscillation of collective pitch, signals from the rotor balance are acquired. The dynamic thrust is obtained from the analysis of both the signals and the frequency response function of the test system. Correlation between the prediction of analytical model and the test data is good. From the comparison of calculation with dynamic inflow and quasi-steady model, it is discovered that the influence of dynamic inflow on both magnitude and phase of dynamic thrust is significant in low oscillation frequency and low collective pitch.

**Key words** helicopters, rotors, loads, hover test, dynamic inflow

旋翼桨毂动载荷是直升机严重振动问题的主要根源, 能对这些动载荷进行有效准确的分析一直是直升机界努力的目标。近年来, 简便实用的动力入流非定常气动模型<sup>[1]</sup>, 在直升机研究中得到了越来越广泛的应用。作者自 80 年代开始这方面的研究<sup>[2]</sup>以来, 发现动力入流的引入能明显提高旋翼桨毂静态载荷<sup>[3,4]</sup>及旋翼/机体耦合动稳定性<sup>[5]</sup>的理论计算与试验数据的吻合程度。本文在这些研究基础上, 进一步建立计入动力入流的旋翼桨毂动载荷分析模型。

除了理论分析及试飞实测外, 旋翼模型试验也是研究旋翼动载荷的重要手段, 其中用旋翼天

平直接测量动载荷是一种较理想的方法, 但采用这种方法的关键是需要对旋翼模型试验装置进行动态标定, 即掌握试验台桨头动载荷输入与旋翼天平输出之间准确的传递函数, 这也是主要的难点。文献[6, 7]完成了旋翼模型试验台旋翼天平的动标定, 为旋翼模型动载荷试验提供了前提条件。本文对旋翼施加总距正弦激振进行旋翼动升力的试验研究, 除了为理论计算的验证提供实测值外, 还可检验文献[6, 7]的动标定结果。

### 1 旋翼动载荷分析模型

本文研究的旋翼动态载荷是总距或周期变距操纵输入以一定的频率周期变化时, 旋翼产生的动态升力及动态力矩。在计算旋翼气动载荷时, 叶

1998-05-20 收到, 1998-09-11 收到修改稿

航空科学基金(90A 52001, 93I52006)资助课题

素气动模型采用升力线理论、线性空气动力; 扰动运动时的非定常气动力分析用动力入流模型, 动力入流模型把扰动运动引起的气动力变化与扰动诱导速度由一组线性微分方程联系起来, 用矩阵  $L$  反映扰动诱导速度与扰动气动载荷之间的静态关系, 用矩阵  $M$  反映旋翼周围空气惯性的影响, 体现入流的时间迟滞特性。具体计算时, 本文采用了在悬停静态载荷研究中发现的和试验吻合更好的  $L$  阵和  $M$  阵<sup>[2]</sup>,

$$L = \frac{1}{v_s} \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & -2 & 0 \\ 0 & 0 & -2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$M = \begin{bmatrix} \frac{128}{75\pi} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{-16}{45\pi} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-16}{45\pi} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式(1)中  $v_s$  为平衡状态的诱导速度, 假设其沿桨盘均布。针对研究的主要问题, 在保证足够准确度的前提下, 为简化起见, 不考虑失速、压缩性影响、桨尖损失及桨叶重力。

结构响应分析采用分离变量法, 以桨叶挥舞前 2 阶正交模态作为广义位移, 桨根力和力矩由力积分法得到。

分析计算从平衡状态开始。这里所取的平衡状态是有一定的静态总距  $\theta_0$  (大小不随时间变化), 没有周期变距的状态。定这样一个平衡状态有 2 方面的意义: 一是作为试验的平衡位置, 在旋翼动载荷试验时, 旋翼先以某一  $\theta_0$  和转速  $\Omega$  开车稳定, 然后输入以频率  $\omega$  变化的桨距, 测量旋翼的动态力和力矩; 二是相对于动力入流的扰动状态, 在计算时取个初始平衡状态。将平衡状态桨叶的运动方程与由动量理论所得的气动力和诱导速度的关系联立求解, 得出平衡状态的诱导速度后, 再求解由桨距动态变化(如式(3))所引起的桨叶扰动挥舞位移及扰动诱导速度, 得到旋翼桨毂动载荷。

$$\theta = \theta_0 + \Delta\theta \sin \omega t + (\theta_0 + \Delta\theta \sin \omega t) \sin \Omega t + (\theta_0 + \Delta\theta \sin \omega t) \cos \Omega t \quad (3)$$

## 2 试验及计算分析

本文的总距激振旋翼动态升力实验在南航 2m 量级的旋翼模型试验台上完成。旋翼模型为 4 片桨叶的铰接式旋翼, 旋翼直径 2m, 桨叶翼型 NACA 0012, 弦长 6cm, 无因次化的前 2 阶挥舞固

有频率分别为 1.05 和 2.42。试验主要解决了激振方式、激振频率及旋翼转速的选择等问题。

试验框图如图 1 所示, 旋翼开车以一定的静态总距平衡后, 动态信号分析仪 HP3562 发频率为  $\omega$  的正弦信号输入操纵系统, 通过液压传动系统及自动倾斜器对旋翼施加总距激振, 测量旋翼天平 7 个压电晶体力传感器感受的动态信号, 根据动标定获得的传递函数<sup>[6,7]</sup>反推出同一状态下的桨毂动升力。试验所用仪器及连线乃至各仪器所用的电源都与文献[6,7]动标定时相同。试验时, 首先测量了整个试验系统(包括试验台、旋翼以及处于工作状态的天平)不同方向的固有频率。对各片桨叶作静平衡后, 旋翼开车, 用频闪仪打锥度, 调整桨叶小拉杆。经过多次试车后, 确定试验转速为 720r/min, 考虑的因素主要有 2 个, 一是要尽量减小台体 1 $\Omega$  的振动水平, 如和转速 1000r/min 时相比, 720r/min 时台体的振动水平降低了一半; 另一个就是要避开旋翼模型试验系统的固有频率。

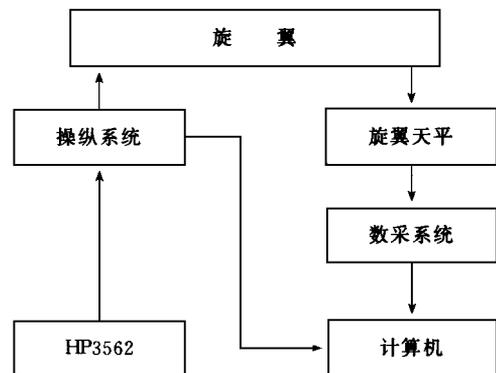


图 1 总距激振旋翼动升力试验框图

根据试验装置动标定的结果<sup>[6,7]</sup>, 为了保证测量精度, 在传递函数较平缓的低频段, 选了 8Hz, 9Hz, 10Hz 和 11Hz 4 个频率进行激振。试验分别在静态总距  $\theta_0$  为 2°、4 及 6° 下, 以 0.5 和 1 的  $\Delta\theta$  幅值进行  $\Delta\theta \sin \omega t$  的总距激振, 测量天平压电晶体力传感器的动态电压信号以及总距激振的反馈信号。下面表 1 所列的是其中天平升力方向 1 号测量通道的一组值, 这个通道的电荷放大器系数是 50V/V。表 1 中的幅值是响应信号频谱中激振频率处对应的值, 相位是相应频率的响应与总距激振的相位差。

表 1 中响应的幅值和激振的幅度几乎成线性关系, 反映出试验系统具有很好的线性度。

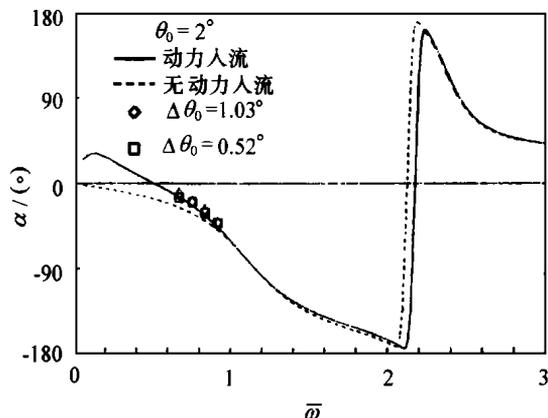
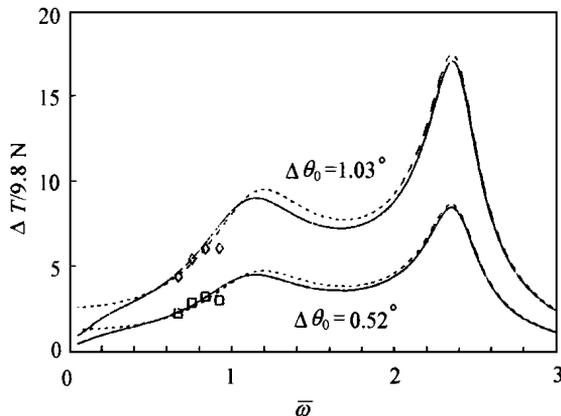
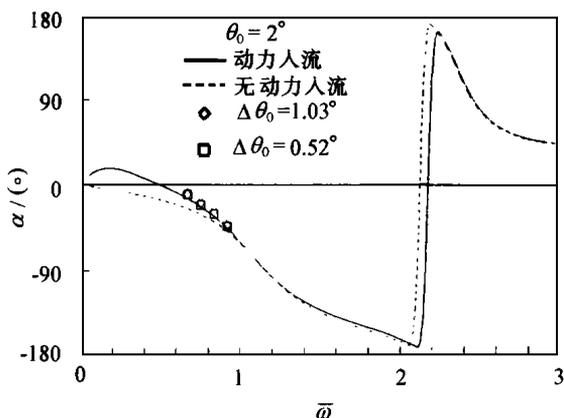
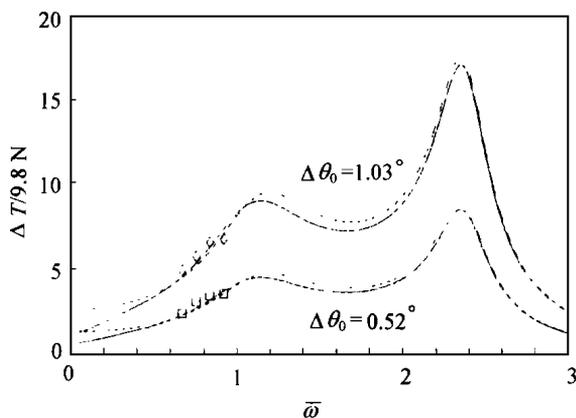
表1 总距激振,天平1号通道响应测量值

操纵/(°)		幅值/v				相位/(°)			
$\theta_0$	$\Delta\theta$	8Hz	9Hz	10Hz	11Hz	8Hz	9Hz	10Hz	11Hz
2.0	0.52	0.1446	0.1812	0.2191	0.2548	-10.6	-15.7	-25.6	-37.3
2.0	1.03	0.2643	0.3405	0.4012	0.4914	-7.9	-15.9	-25.5	-40.1
4.0	0.52	0.1622	0.1952	0.2370	0.2955	-7.5	-14.6	-24.0	-39.2
4.0	1.03	0.2948	0.3581	0.4289	0.5456	-6.1	-14.3	-23.9	-35.5
6.0	0.52	0.1514	0.1917	0.2324	0.2987	-6.2	-17.8	-25.2	-39.4
6.0	1.03	0.2971	0.3605	0.4385	0.5464	-7.1	-15.9	-25.5	-38.9

对应所完成的试验状态,本文用所建立的分析模型计算了旋翼转速 $\Omega$ 为 $720r/min$ ,总距激振频率从0到 $3\Omega$ 的动态升力 $\Delta T \sin(\omega t + \alpha)$ 的幅值 $\Delta T$ 及与激振信号的相位差 $\alpha$ 。图2和图3列举了其中的2个状态,为了对比,还用准定常气动模型分析了不计入动力入流的情形。图中的试验值为旋翼天平测量主通道升力方向的传感器测量值通过传递函数反推得出的动升力值,试验值与理论计算结果吻合很好。

由图上曲线分析,动升力的幅值在桨叶挥舞固有频率(1.05 $\Omega$ 及2.42 $\Omega$ )附近有2个峰,相位

在这2个频率处也接近90°和突变,这是共振响应。在小的激振频率 $\omega$ 处( $\omega < 0.5$ ),无论是动升力的幅值还是相位,不计入动力入流的计算与计入的出入均较大,这反映出入流的时滞特性;而且动升力幅值的这种出入还随着总距激振幅度的变大而加剧,这是因为扰动程度决定于总距激振幅度,幅度加大,动力入流的影响当然变大。动升力的幅值取决于总距激振的幅度,幅度越大,幅值也越大,而静态总距则对动升力的幅值没有什么影响。对比图2和图3可见,小的静态总距下,动力入流对动升力的影响大,主要体现在相位上。

图2  $\theta_0 = 2^\circ$ ;旋翼动升力随总距激振频率的变化图3  $\theta_0 = 6^\circ$ ;旋翼动升力随总距激振频率的变化

### 3 结论

(1) 总距激振旋翼动升力试验方法可行, 试验装置的动标定结果可靠。

(2) 总距激振时, 激振频率越小, 动力入流对悬停状态旋翼动升力影响越大; 激振频振变大, 则接近无动力入流的情况。

(3) 小激振频率下, 激振幅度越大, 动力入流对动升力的影响也越大。

(4) 静态总距越小, 动力入流的影响越大。

### 参 考 文 献

- 1 Pitt D M, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives Proc 6th European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum. England: Paper No. 47, 1980
- 2 张晓谷 动力入流综述及研究大纲 见: 直升机专业分会编 第四届全国直升机年会论文集, 中国航空学会直升机专业分会, 1988 196~ 203
- 3 Zhang Xiaogu, Bao Jinsong Investigation of dynamic inflow's influence on rotor control derivatives Joint Proc on Aero & Astro. Beijing: China Aviation Industry Press, 1993 1~ 10
- 4 包劲松, 孙均, 张晓谷 前飞状态旋翼桨毂载荷实测及计算 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6): 644~ 647
- 5 Bao Jinsong, Zhang Xiaogu Investigation of influence of dynamic inflow on rotor flap/lag stability. Chinese J of Aero, 1996, 9(4): 240~ 246

- 6 刘强, 包劲松, 张晓谷 旋翼动载荷测试技术研究之一. 见: 直升机专业分会编 第九届全国直升机年会论文集 中国航空学会直升机专业分会 1993 143~ 151
- 7 包劲松, 刘强, 张晓谷 旋翼模型试验台频响特性分析 南京大学学报(自然科学), 1997, 33(专辑): 148~ 150

包劲松 1968年5月生, 南京航空航天大学直升机技术研究所副教授, 主要研究兴趣: 直升机动载荷、耦合动稳定性、气弹以及试验技术。联系电话: 025-4892183, E-mail: lqbaoae@nuaa.edu.cn

刘 强 1962年生, 南京航空航天大学直升机技术研究所副教授, 主要研究领域: 直升机气弹、智能材料减振、直升机动载荷以及试验技术。

张晓谷 北京航空航天大学教授, 博士生导师, 飞机设计研究所所长。主要从事直升机动力学、直升机设计及直升机试验技术研究。主要研究成果有: 直升机地面及空中共振研究、复合材料旋翼桨叶设计及试验等。

## 新书简介

### 《飞机地面操纵减摆系统及地面运动力学》已出版

飞机地面运动品质特性和操纵技术直接关系到飞机起降和使用安全, 是军、民用飞机设计和使用中的重要关键技术。该书总结了我国近十余年来引进开发和对外协作中所取得的一些新成果。介绍各种行进分析技术、方法, 及国内外军、民机使用经验? 20余个机种的使用经验。全书共3章: 第1章前轮操纵系统要求; 第2章设计鉴定试验; 第3章飞机地面操纵运动特性; 第4章前轮操纵力矩计算; 第5章典型飞机前轮操纵减摆系统。是一本实用的参考书, 可供从事飞机设计、结构强度分析工程技术人员使用, 亦可作为高等院校本科生和研究生的教学参考书。

该书由我国飞机设计专家高泽迥高级工程师主编, 约28万多字, 16开本, 80克胶版纸胶印, 进口专用封面纸平装, 每册售价50元, (含邮费在内), 已于1998年元月出版, 欲订购者, 请与《航空学报》发行组联系。

(李铁柏)