

直升机旋翼 共锥度测量技术

ZHISHENGJI XUANYI GONGZHUIDU CELIANG JISHU

■ 蔡成涛 梁燕华 朱齐丹 著



國防工業出版社

National Defense Industry Press

直升机旋翼共锥度 测量技术

蔡成涛 梁燕华 朱齐丹 著

国防工业出版社

• 北京 •

内 容 简 介

本书重点论述直升机旋翼共锥度测量的相关技术。结合作者课题组多名博士、硕士研究生学位论文,以及科研团队成员多年科研成果和所发表的相关学术论文,并以作者多年从事直升机旋翼共锥度测量技术的研究课题为基础,系统阐述了基于激光技术、单目图像技术、全景视觉技术实现直升机旋翼共锥度测量的基础理论与技术方法,并结合实际应用介绍了系统测量的实施步骤和精度分析。全书共分5章,分别对直升机旋翼共锥度测量技术现状、直升机旋翼气动特性分析、基于激光技术的旋翼共锥度测量、基于单目视觉的旋翼共锥度测量和基于全景视觉的旋翼共锥度测量方面进行了详细论述。

本书可作为从事直升机旋翼动态参数检测技术人员的参考书,同时可供大学高年级学生、研究生阅读,也可作为从事动态测量、视觉检测、机器视觉、模式识别、人工智能等领域研究工作者的参考资料。

图书在版编目(CIP)数据

直升机旋翼共锥度测量技术/蔡成涛,梁燕华,朱齐丹著.

—北京:国防工业出版社,2014.9

ISBN 978-7-118-09708-5

I. ①直… II. ①蔡… ②梁… ③朱… III. ①直升机—旋翼—测量技术 IV. ①V275

中国版本图书馆CIP数据核字(2014)第219989号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 11½ 字数 214 千字

2014年9月第1版第1次印刷 印数 1—2000册 定价 52.00元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010) 88540777

发行邮购:(010) 88540776

发行传真:(010) 88540755

发行业务:(010) 88540717

前 言

直升机旋翼共锥度参数直接关系到飞行安全、飞行性能、驾驶品质、振动与噪声水平、使用寿命及可靠性等各项性能的优劣,是直升机旋翼设计、试验、生产、使用、维护中的重要测量项目。由于直升机旋翼共锥度动态测量必须在直升机旋翼高速旋转情况下进行,要求测量技术必须具有非接触、高精度等特点。本书以旋翼共锥度测量为目标,重点讨论了基于激光技术、单目图像处理技术、全景视觉技术进行直升机旋翼共锥度测量的基本原理及实现方法,对直升机旋翼共锥度动态测量过程中涉及的测量系统误差分析模型、系统高精度一体化标定、旋翼参数实时解算等核心技术进行了详细分析及论述。本书所讨论的基于激光技术的共锥度测量技术,利用不同锥度旋翼在旋转过程中通过两束激光之间的时间不同的原理实现旋翼共锥度检测。由于在桨毂系统施加周期桨距时,旋翼在旋转过程中呈周期性上下挥舞,此测量方法能对旋翼的翼尖部位和旋翼旋转圆周方向某一固定位置上锥度特性进行测量。单目视觉成像共锥度测量技术基于 CCD 图像处理技术,通过图像处理 CCD 靶片上的旋翼图像来分析其动态特性。此技术实现了直升机单片旋翼从桨毂到翼尖范围内均在 CCD 靶片上成像,从而实现整个旋翼平面参数检测。基于单目视觉成像共锥度测量技术进行旋翼动态测量,实现了单片旋翼一维点检测到二维平面检测的转变,大幅提高了旋翼测试技术。采用全景视觉技术实现旋翼动态外形空间参数检测,利用全景视觉系统“成像一体化、360°大视场、旋转不变性”等优点,一次性获取直升机旋翼旋转过程中整个旋转空间内的图像,将全部旋翼同一时刻动态空间旋转姿态真实地包含在一幅高分辨率图像中,真正实现直升机旋翼共锥度参数的全方位、全尺度检测,扩展了旋翼参数的测量范围,具备测量桨毂施加周期桨距情况下的旋翼挥舞姿态参数的能力,具有测量范围广、旋翼型号扩展性强等优点。

本书以直升机旋翼共锥度参数测量为主要研究对象,重点从直升机技术发展,直升机旋翼气动特性分析,基于激光技术、CCD 技术以及全景视觉技术的直升机旋翼共锥度非接触测量技术等方面进行了详细论述。本书共分为 5 章:第 1 章为绪论,对直升机技术、直升机旋翼技术、直升机旋翼动平衡试验台技术以及直升机旋翼共锥度参数技术发展历程进行简要论述;第 2 章重点介绍直升机旋翼的气动特性分析方法,从叶素理论、涡流理论角度出发对旋翼的气动

特性及气动力进行数值计算,此技术为直升机旋翼动平衡试验系统构建提供技术基础;第3章详细论述基于激光技术的直升机旋翼共锥度测量技术,从技术原理、误差分析、系统软/硬件技术实现等方面进行了全面论述;第4章介绍一种基于单目视觉的旋翼共锥度测量手段,从系统测量原理、标定技术、测量精度分析和测量不确定度等方面进行讨论;第5章介绍一种基于全景视觉技术的旋翼共锥度测量方法,对全景视觉测量原理,全景视觉系统空间测量分辨率分析,系统标定以及测量不确定度分析和试验结果处理等方面进行了详细介绍。

本书在出版过程中,先后受到国防基础科研及技术基础项目、国家自然科学基金项目(61203255)、中央高校基本科研项目(HEUCFX41304)、哈尔滨市科技创新项目(RC2103QN011004)的资助。同时,本书论述的相关技术内容,参考了大量科研工作者的科研成果及学术论文,其对本书的出版提供了重要的技术支撑,所借鉴文献在本书参考文献部分均已列出,在此一并表示感谢。

直升机旋翼共锥度测量技术涉及多学科技术知识,具有显著的交叉学科特点。限于作者经验、学识和能力,书中不妥之处在所难免,敬请广大读者批评指正,不吝赐教。

作者

2014年5月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 直升机技术发展历程	2
1.2 直升机旋翼技术发展历程	3
1.3 直升机旋翼测试技术发展现状	5
1.3.1 直升机旋翼动平衡试验台发展现状	6
1.3.2 直升机旋翼共锥度参数测量主要方法	10
第 2 章 直升机旋翼的气动特性分析	15
2.1 基于涡流理论的旋翼空气动力学建模	15
2.2 基于涡流理论的旋翼空气动力学计算	23
第 3 章 基于激光技术的旋翼共锥度测量	26
3.1 基于激光技术的旋翼共锥度测量原理分析	26
3.2 直升机旋翼共锥度测量模拟试验系统设计	29
3.2.1 模拟旋翼的旋翼半径和旋翼转速的确定	30
3.2.2 模拟旋翼其他参数确定	30
3.2.3 旋翼模拟系统结构设计	31
3.3 激光共锥度测量系统光路结构设计	33
3.3.1 测量光路器件选型	33
3.3.2 具体光路设计及实现	35
3.4 共锥度激光测量实时处理系统设计	36
3.4.1 系统计数时钟频率的确定	37
3.4.2 光电接收器输出脉冲信号处理电路	38
3.4.3 同步信号处理电路	39
3.4.4 光路切割计时电路	39
3.4.5 CAN 总线通信电路	40
3.4.6 看门狗电路	40
3.4.7 实时处理电路集成	41

3.4.8	共锥度激光测量实时处理软件设计	45
3.5	共锥度激光测量技术误差分析	47
3.5.1	圆弧因素分析	47
3.5.2	抛物线因素分析	49
3.6	共锥度激光测量技术测量不确定度分析	51
3.6.1	线速度不确定度分析	52
3.6.2	激光不共面不确定度分析	55
3.7	共锥度激光测量试验数据分析	58
第4章	基于单目视觉的旋翼共锥度测量	61
4.1	基于视觉技术的旋翼共锥度测量原理分析	61
4.2	旋翼共锥度测量视觉系统标定技术	66
4.2.1	相机放置位置标定	66
4.2.2	物理距离及像素比例关系标定	67
4.2.3	基于单正方形模板的相机内参数标定	69
4.3	单目旋翼共锥度测量误差精度分析	73
4.4	单目旋翼共锥度测量不确定因素分析	75
4.5	单目旋翼共锥度测量试验数据分析	77
4.6	基于 Zernike 矩的共锥度测量精度提高方法	83
4.6.1	Zernike 矩边缘算子检测原理	83
4.6.2	不同判据对检测效果的影响分析	86
4.7	基于 Zernike 矩的共锥度亚像素测量试验	97
第5章	基于全景视觉的旋翼共锥度测量	100
5.1	全景视觉系统组成及成像原理	101
5.2	折反射式全景视觉系统成像模型及系统参数确定	106
5.3	基于全景视觉的旋翼共锥度测量原理分析	110
5.4	全景视觉系统参数对空间测量分辨率的影响分析	112
5.4.1	双曲面反射镜参数对镜头焦距的影响分析	112
5.4.2	固定参数情况下,对空间垂直距离的分辨能力分析	116
5.4.3	固定参数情况下,对空间水平距离的分辨能力分析	118
5.4.4	双曲面反射镜参数变化对空间距离的分辨能力分析	120
5.4.5	空间物体在全景视觉系统的成像尺度分析	125
5.5	折反射式全景视觉系统标定模型	127
5.5.1	单视点折反射系统的标定模型建模	128

5.5.2	非单视点折反射系统的标定模型建模·····	137
5.6	基于全景视觉系统的旋翼共锥度测量技术实现·····	148
5.6.1	基于多自由平面的测量原理分析·····	148
5.6.2	全景成像系统的标定方法·····	149
5.6.3	旋翼共锥度计算方法·····	154
5.6.4	基于多自由平面的旋翼锥度测量试验·····	156
5.7	基于全景视觉的旋翼共锥度测量系统不确定度分析·····	164
	参考文献·····	167

第 1 章 绪 论

直升机由于可以垂直起飞降落,在现代局部战争、地震/火灾救援、海上急救、缉私缉毒、消防、商务运输、医疗救助、探测资源等领域发挥着重要作用。直升机由驱动系统带动桨毂上安装的旋翼桨叶高速旋转,由于旋转速度的不断提高造成以旋翼桨毂为中心的桨毂上方空气密度急速降低,形成了以旋翼桨毂为圆心的旋翼面上方空气密度低于下方的密度的现象,直升机正是依靠这个压强差产生升力。直升机旋翼的升力随着旋翼桨毂的旋转速度增加而提高,旋翼桨叶通过水平铰调节旋翼的锥度,通过垂直铰调节旋翼的桨距,并通过这两个铰与直升机的桨毂连接。直升机旋翼是直升机最核心的组件,可以说直升机的飞行性能、飞行寿命都依赖于其空气动力学特性、旋翼设计分析方法及制造、试验与测试手段的提高。旋翼的设计经历了从最初的木质结构到钢制结构及目前复合材料结构不断发展创新的过程。直升机产生升力的主旋翼及其位于尾部用于平衡机体发生偏转的尾旋翼是直升机发生故障最多的部件,大约 80% 系统故障都是发生在旋翼系统内,因此国内外都把旋翼系统的设计构造作为直升机的核心技术来研究。直升机旋翼共锥度特性是直升机在制造、使用及后期保养维护中最重要的检测步骤。由于旋翼受到重力及哥氏离心力及升力的共同作用,旋翼在旋转过程中的运动轨迹是一个以桨毂圆心为顶点的倒立圆锥面,以几片旋翼中一片标定好的旋翼作为基准旋翼,如果各个旋翼旋转形成的圆锥面的锥度角一致,即相互间锥面完全重合,那么将旋翼共锥度值定义为零;否则,就有一定的高度差(也就是锥度值),高度差越小越好。桨毂上所安装旋翼之间共锥度特性较差时,将直接导致作用在直升机机身上的惯性力和气动力不平衡,增加直升机的操纵难度和振动水平,严重时可能导致直升机事故。因此对生产出的直升机旋翼进行装机前的共锥度测量,以及对已装机使用旋翼进行定期共锥度检测具有重要意义。直升机旋翼系统的改进有利于提高直升机的速度和机动性、减少振动、减少疲劳应力、降低噪声、避免地面共振和空中共振。当旋翼系统的各片桨叶的锥度不一致时,直升机上方受力不均匀会使机体本身产生横向、纵向及水平面内的摇晃,因此直升机旋翼系统结构的改进设计有利于增加机体的操纵性与灵活性,对于提高旋翼直升机的飞行速度及延长其使用寿命都具有重大意义。直升机旋翼共锥度测试主要是对各片旋翼在旋转状态下的锥度特性进行

测试，并在与标定旋翼对比后进行相应的结构或锥度调整。由于直升机共锥度必须在旋翼高速旋转情况下测量得到，因此测量的难点在于解决测量的快速性和高精度。

1.1 直升机技术发展历程

世界直升机正处于不断技术革新的发展阶段，通过军用和民用市场的需求推动直升机技术的进步。在军事作战中，通常配备多种军事用途的直升机作战群，形成满足各种战术需求的作战能力；在民用领域，直升机的应用几乎涉及了国民经济建设的各个方面。国际先进直升机具有如下技术特征：

(1) 集成化、综合化、精细化的总体气动设计技术，具备面向客户需求的总体技术方案设计能力。

(2) 新型旋翼系统设计技术，包括高效翼型、新型三维变化桨尖、全新气动布局的复合材料桨叶、球柔性或无轴承桨毂，实现了视情维护，桨叶具有无限寿命。

(3) 直升机综合隐身技术，包括雷达、红外、声学 and 目视隐身技术。掌握了新型隐身材料和隐身结构设计技术，使直升机的雷达、红外、声学 and 目视特征大幅减小，提高了直升机的生存性。

(4) 机体的模块化结构设计技术，简化了结构，大大减少了零部件数量，便于维护和维修；部分关键部位开始采用复合材料，提高了直升机的适坠性和抗弹击能力，有效延长直升机的使用寿命。

(5) 高功重比、低油耗的发动机技术，发动机装有先进的全数字控制、状态与使用监控等系统，能够增大直升机有效载重，提高其高温、高原性能。

(6) 先进的综合航电系统和任务设备，特别是数据总线、任务计算机和综合的多功能显示器以及信息数据融合技术，实现了信息共享和多路传输，加上先进的夜视传感器和探测系统，使直升机具备全天候作战能力。

(7) 以高速直升机为代表的新构型直升机设计技术，包括满足高速飞行的旋翼气动和结构设计技术、复合推力系统、新型传动系统等，其性能指标满足多种作战任务需要。

从技术特征上来看，直升机的发展大体上可以分为四代：

20 世纪 30 年代末至 50 年代中末期，是第一代直升机的发展阶段。主要技术特征：安装活塞式发动机；金属木质混合式旋翼桨叶；机体由钢管桁架式或铝合金半硬壳式结构组成；装有简易的仪表和电子设备。最大平飞速度约 200km/h，振动水平约 0.20g，噪声水平约 110dB。典型机型有 Mu-4、Bell-47 等。

60 年代初期到 70 年代中期,发展了第二代直升机。主要技术特征:安装第一代涡轴发动机;全金属桨叶与金属铰接式桨毂构成的旋翼;机体主要为铝合金半硬壳式结构。最大平飞速度达 250km/h, 振动水平约 0.15g, 噪声水平约 100dB。典型机型有 Mu-8、SA321 等。

70 年代中期至 80 年代末,为第三代直升机发展时期。主要技术特征:安装第二代涡轴发动机;全复合材料桨叶及带有弹性元件的桨毂构成的旋翼;机体结构部分使用复合材料;最大平飞速度达 300km/h, 振动水平约 0.10g, 噪声水平约 90dB。典型的机型有 SA365N1、Lynx、UH-60 和 AH-64 等。

自 20 世纪 90 年代以来,直升机技术发展进入第四代。主要技术特征:安装第三代涡轴发动机;装有高性能直升机专用翼型、优化桨尖和先进的复合材料旋翼桨叶、无轴承或弹性铰式等新型桨毂;机体结构大面积采用复合材料;机载电子设备采用数据总线、综合控制显示和任务管理系统、先进的飞行控制、通信导航等系统。最大平飞速度达 315km/h。乘员座椅处的振动水平接近 0.05g。噪声水平接近 80dB。典型的机型有 RAH-66、NH-90 等。

1.2 直升机旋翼技术发展历程

直升机旋翼是为直升机飞行产生升力和操纵力的直升机核心部件。在传统的直升机桨毂上,一般装有两片或多片桨叶,桨叶靠飞机发动机产生的扭矩带动旋转,通过调节桨叶的桨距角来调节不同的升力。旋翼能够产生直升机飞行所必需的升力、拉力和操纵力,直升机的飞行性能、驾驶品质、振动、噪声水平、寿命及可靠性等问题的解决或改善,都依赖于对旋翼系统的空气动力学特性、旋翼设计分析方法及制造、试验与测试手段的提高。直升机旋翼对改进直升机的性能有巨大的作用。同时,直升机的更新换代也是以旋翼的重大改进为标准的。直升机旋翼系统的改进有利于提高直升机的速度和机动性、减少振动、减少疲劳应力、降低噪声、避免地面共振和空中共振。因此,世界各国都把直升机的旋翼技术当作直升机的关键技术来研制,并且不断提高对旋翼的测试手段和方法,使旋翼的设计达到性能最优。总之,直升机旋翼是直升机的灵魂,是直升机的象征,旋翼性能优劣直接关系到直升机性能的好坏。同时新型的直升机研制初级阶段也是从直升机旋翼的研制开始的,可以说没有直升机旋翼试验的开展,就没有新型直升机的诞生。因此,对生产出的直升机旋翼进行旋翼动平衡试验,对旋翼设计开发以及新型直升机研制发展具有重大意义。

直升机旋翼分为横列式、纵列式及垂列式三种排列结构。旋翼系统主要由传递驱动速度的旋翼桨毂基座、提供直升机升力的旋翼桨叶、连接旋翼桨叶与旋翼桨毂基座的水平绞与垂直绞三部分组成。直升机旋翼的发展是建立在多门

综合学科基础上的,主要包括:桨叶气动特性及外形优化设计;新型旋翼动力学设计;全复合材料结构铺层设计;新原理旋翼设计;工艺制造技术以及试验技术等。直升机旋翼一般是细长的柔性结构,在直升机飞行中高速旋转,并处于左右不对称的非定常气流环境之中,产生比固定机翼复杂得多的气动载荷、惯性载荷、交变内应力、气动-弹性耦合及各种干扰问题。旋翼从概念上分为传统旋翼和新原理旋翼。其中:传统旋翼目前主要有单桨式旋翼和双桨纵列式、横列式、共轴式旋翼;新原理旋翼主要有“前行桨叶概念”旋翼、X旋翼和倾转旋翼。X旋翼是美国西科斯基公司20世纪70年代研究提出的一种新原理旋翼,这种旋翼有4片空心桨叶,内有气室,桨叶前后缘都有喷气缝,可向外吹气,实现环量控制,以保持足够的升力,4片桨叶既是旋翼也是机翼。当直升机起飞、着陆和悬停时,这4片桨叶像直升机旋翼一样工作,直升机向前飞行时则被锁住,变成与机身成 45° 角的前掠和后掠固定机翼。这种旋翼可避免发生后行桨叶的失速现象,旋翼效率比较高。倾转旋翼是将两副旋翼连同驱动它们的发动机一起,分别安装在固定机翼的两端。两副旋翼的旋翼轴均可转动 90° 角。当飞机垂直起飞和着陆时,旋翼轴垂直于地面,呈直升机飞行状态;达到一定飞行速度后,旋翼轴向前倾转 90° ,呈水平状态,旋翼当作拉力螺旋桨使用,能像固定翼飞机那样以较高的速度前飞。

美国在旋翼理论研究、旋翼试验方法及新原理旋翼技术方面处于领先水平,在改进桨叶方面取得不少举世瞩目的成就,特别是研制的轻型攻击直升机RAH-66“科曼奇”采用了有较好隐身性的桨叶设计。桨叶使用复合材料和采用新型弯曲翼型及特殊形状的桨尖,桨尖不仅带有后掠角,而且有下反角,桨叶沿径向按需要的变化配置。这种设计:一方面能显著提高旋翼的气动效率,减少雷达的探测面积;另一方面大大地改善了气动特性,提高了飞行性能,减少了旋翼噪声。美国在直升机理论研究和试验方面一直很重视,一般总是预先研制和试验直升机旋翼系统,这不仅减少了型号研制中的技术风险,而且大大推动了直升机旋翼技术向前发展。20世纪90年代,美国在风洞用激光仪对不同形状模型旋翼进行了大量的测速试验,对很多测点和试验状态进行了测量,为理论计算提供了验证。西欧各国(主要是英、德、法、意)在中轻型直升机旋翼方面各有特色,并走国际合作之路。德国MBB公司为PAH-2直升机研究的新型桨叶采用尖削桨尖和与德国宇航研究院联合研究的新翼型,改善了跨声速性能,并在BO-105直升机上进行了试飞,同装原桨叶的BO-105直升机相比增加13.6%的有效载荷,使用费用减少25%,这种桨叶已应用于BO-105直升机的后继机BO-108上。法国航空公司成功研制了采用抛物线后掠桨尖和OA2或OA3新翼型的旋翼,并为“高速海豚”直升机研制出新的桨叶,使其飞行速度可达370km/h。俄罗斯在共轴式旋翼、重型直升机旋翼方面处于领先地位,在理论和试验方面与美国并驾齐驱。俄罗斯在共轴式旋翼方面可谓一枝独秀,卡

莫夫设计局的一系列型号采用这种旋翼系统。共轴式旋翼的主要优点：有较高的悬停效率，无需尾桨，功率利用率高，空气动力对称，操纵较简便。米里设计局在重型直升机旋翼系统方面也获得很大成功，其批生产的米-26 直升机是当今世界最重的直升机。

总的来说，直升机桨叶的发展主要是采用新的翼型，改善桨尖形状和平面形状，以达到改善桨叶气动特性的目的。中轻型直升机桨毂的发展趋势是由复杂到简单，采用新材料，逐渐取消铰和轴承；大型直升机仍采用铰接式旋翼，但逐步向着简化结构的方向迈进。

1.3 直升机旋翼测试技术发展现状

直升机旋翼动平衡试验是直升机旋翼试验的重要组成部分，是考核直升机旋翼是否合格的重要手段。为了给旋翼的动平衡试验提供一个高效、实用的试验平台，就必需构建一个能够为旋翼提供驱动力、桨距调节、旋翼参数测量为一体化的多功能动平衡试验台。这是因为，直升机旋翼系统由若干个高速旋转的超大展弦比弹性升力体（桨叶）构成，通过复合材料桨毂、球柔性轴承等部件连接而成。因此，旋翼系统具有异常复杂的空气动力学、流体力学及其相互耦合问题。尽管计算技术已得到很大提高，新型号研制前仍需进行大量的气动、动力学优化设计，且其结果仍不能满足工程需求，这种客观现实严重地影响了新型号旋翼及直升机的研制进程。国内外研究实践表明，旋翼试验在旋翼研制流程中有着无可取代的地位。旋翼试验通常包括模型试验和全尺寸试验。模型旋翼由于试验成本低、周期短，一般用于前期设计选型相关试验；但受相似准则的限制和系统集成后的参数不确定性影响，在工程研制过程中还必须进行全尺寸旋翼试验。进行旋翼试验的主要设备是旋翼动平衡试验台，它是直升机旋翼试验的重要组成部分，是考核直升机旋翼是否合格的重要手段。动平衡试验台为旋翼提供一个高效、实用的试验平台，为此必需构建一个能够为旋翼提供驱动力、桨距调节、旋翼参数测量为一体化的多功能动平衡试验系统。旋翼试验台不仅可以直接进行悬停和垂直飞行模拟试验，通过周期变距操纵产生桨叶周期挥舞和摆振等运动，还可以进行旋翼系统的耐久试验，经过这些试验可以充分暴露新旋翼系统的潜在问题。同时，旋翼试验台还可以通过全尺寸旋翼试验更深入地研究旋翼工作原理，如旋翼运动轨迹测量、下洗流场测量、桨叶挥舞角和摆振角、桨叶压力分布以及旋翼动载荷/旋转动特性等旋翼空气动力学的问题。综合模型试验的悬停、前飞状态及旋翼试验台悬停状态，并对旋翼拉力及扭转特性、旋翼固有频率等旋翼技术指标进行试验后，可基本掌握此型号旋翼系统的气动性能、动力学特性等关键参数，为旋翼研制的成功奠定良好的基础。因此旋翼动平衡试验台的研制是至关重要

要的，也是必不可少的。

由于整个旋翼系统在旋转工程中涉及大量的流体力学、空气动力学及相关自动控制技术，因此在新型号的旋翼系统投入到实际使用安装在直升机前必须在旋翼动平衡台上进行与之相关的试验考察其性能，直升机旋翼系统试验是整个直升机设计过程中最关键的部分。下面简要介绍旋翼动平衡试验台的发展现状，然后论述旋翼共锥度参数的主要测量方法。

1.3.1 直升机旋翼动平衡试验台发展现状

直升机旋翼动平衡试验作为直升机旋翼试验中最关键的部分，是用来评价直升机旋翼质量最有效的方法。为能够提供进行旋翼共锥度测试条件，必须构建能够满足各种测量需要的试验平台，该试验平台应该不仅能够为旋翼提供不同的升力、自由调整旋翼桨叶的桨距，而且还应结合传感器检测旋翼的参数变化。旋翼共锥度试验平台是一个融合了光电传感器、结构设计、自动控制、机电一体化多方面学科的复杂系统。旋翼共锥度测试包括理论试验与真实试验两个部分。理论试验是指在实验室条件下由相似性准则按照一定比例关系制作模型旋翼锥度平台，在模型平台上进行锥度测试具有造价低、方便研究的优点。在理论研究后还需要在真正的直升机旋翼试验平台上进行论证试验，即真实试验，由试验结果验证理论试验的误差精度。旋翼动平衡试验台是进行桨叶试验的首要设备，通过专用试验台对桨叶进行动态测试，并对桨叶实施部分调整，目的是减少桨叶由于生产制造偏差而引起质量和气动的不平衡，使生产交付的桨叶特性基本一致，实现使用维护过程的单片互换，并有效降低操纵系统载荷的变化，提高操纵系统工作可靠性。旋翼桨叶试验台可以模拟直升机的各种飞行状态，考察旋翼在如悬停或前飞状态下的挥舞与振动参数。另外，通过驾驶舱内的飞行控制系统调整旋翼桨毂的中轴及旋翼桨叶的桨距，检测旋翼桨叶的气动状态、桨叶各部分的受力状态、桨叶顶点的声学振动状态，为充分掌握旋翼的各项性能指标提供理论基础。

由于旋翼共锥度试验台是进行旋翼锥度测试的基本平台，能够提高旋翼性能及使用寿命，节约生产成本，因此世界各国的直升机研究机构与生产企业都将旋翼试验台的建造摆在首位。纵观世界许多国家的直升机公司及研究机构，在 20 世纪 40—60 年代期间先后建造了各自的旋翼试验台。这些试验台尽管建造早，但一直运行至今，其测试手段和测试技术随着技术进步而不断更新换代。可见，旋翼试验台已成为各公司重要的研制验证手段，为各公司和研制机构的旋翼关键技术研究及其型号发展进行了大量试验。少数没有试验台的公司，也借助于其他公司试验台进行试验，如贝尔公司借助美国国家航空航天局（NASA）试验台试验。麦道公司与休斯公司合并后由于公司迁址，在新址“梅斯”于 1985 年又重建了旋翼试验台。1993 年法国宇航院为满

足新旋翼研制需要，建造了一台功能全、测试设备先进的旋翼试验台。例如，法国宇航直升机分部、美国西科斯基飞机公司、莱特航空研究中心（WADC）等各大公司和研究机构均有不同型号的直升机旋翼试验台。图 1-1 为 NASA LaRC 的倾转旋翼试验台。

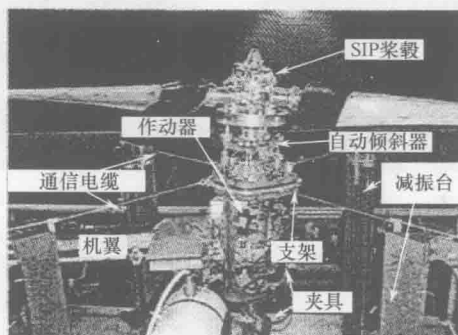


图 1-1 NASA LaRC 的倾转旋翼试验台

另外，美国国家航空航天局，美国联合技术公司旗下的西科斯基公司、法国国家航空宇航公司直升机工业部、美国的天鹅门国际公司及美国莱特航空发展中心等研究结构均建造了能够测量不同型号及飞行条件的旋翼状态的试验台。图 1-2 (a) 为美国 NASA 于 1946 年在美国弗吉尼亚州的汉普顿市最早研制的旋翼试验台，图 1-2 (b) 是美国 NASA 的 AMES 研究中心的倾转旋翼试验台，图 1-2 (c) 为天鹅门国际公司的旋翼试验台，图 1-2 (d) 为位于美国得克萨斯州港口城市科珀斯克里斯蒂的涡流旋翼试验台，图 1-2 (e) 为苏联的米格-26 地面试验台，图 1-2 (f) 为美国 Chant Engineering 公司为 9269 型模型直升机研制的旋翼试验台，其中两片伴随桨叶以主桨叶的技术规格为标准进行调整。其中，图 1-2 (c) ~ 图 1-2 (f) 从安全性方面考虑都在旋翼试验台外围加装了钢丝笼，防止在旋转中桨叶脱落造成危害。



(a)



(b)



(c)



(d)



(e)



(f)

图 1-2 多种规格旋翼试验台

目前在国际上主要直升机旋翼试验台的技术指标以及性能参数见表 1-1。

表 1-1 世界主要直升机旋翼试验台简表

研 制 机 构	高度/m	功率/kW	转速/(r/min)	最大拉力/N
法国宇航直升机分部	9	2998.8	0~500	147000
美国西科斯基飞机公司	18.3	5880	0~270	245000
莱特航空研究中心 (WADC)	16	2940	150~600	—
美国国家航空和宇航局	11.7	992.25	30~400	—
兰利研究中心 (NASA)	17.5	2205	0~520	—
英国布里斯托尔公司	15	735	50~600	59584
德国 (原 MBB)	5.4	1227.45	0~420	-9800~68600

我国从 20 世纪 90 年代开始也在一些专门从事飞行器控制的研究所及高等院校内开展了对直升机旋翼动平衡试验台研究设计,并在大量试验的基础上取得了可喜的成果。我国最早研制成功的直升机动平衡试验台是由南京航空航天大学于 90 年代初研制的,该试验台能够测量直升机在悬停飞行状态下旋翼的气

动状态，了解旋翼实时的受力状况，用于为直升机旋翼的设计构造提供理论基础。该直升机动平衡试验台主要由电力驱动系统、传感器测量系统、旋翼调节控制系统、监控系统四部分组成。电力驱动系统由安装在旋翼基座台体上面的变频拖动电机系统组成，其中调速电机采用立式结构避免轴向晃动过大带来损伤。传感器测量系统主要通过扭矩天平仪以及一系列应变式传感器实现系统参数测量。旋翼调节控制系统主要用于调节旋翼桨叶的桨距、桨毂旋转轴的倾斜角，用以模仿直升机的飞行状态。监控系统主要通过视觉传感器及其他传感器对旋翼的运行状态进行实时监测，根据采集到的数据对旋翼的各种参数进行判断，如图 1-3 (a) 所示。在此基础上南京航空航天大学又在 1995 年成功制造出能够测量直升机在前飞状态下旋翼运行状态的前飞试验台。由于直升机在前飞状态下旋翼旋转速度很快，而且旋翼桨毂的中轴不与直升机水平面垂直，因此对试验台驱动装置及控制装置的要求极高，该试验台的转速极限达 42r/s，而且在转速精度与驱动功率方面较悬停试验台都有显著的提高，表 1-2 为南京航空航天大学旋翼试验台主要技术参数。

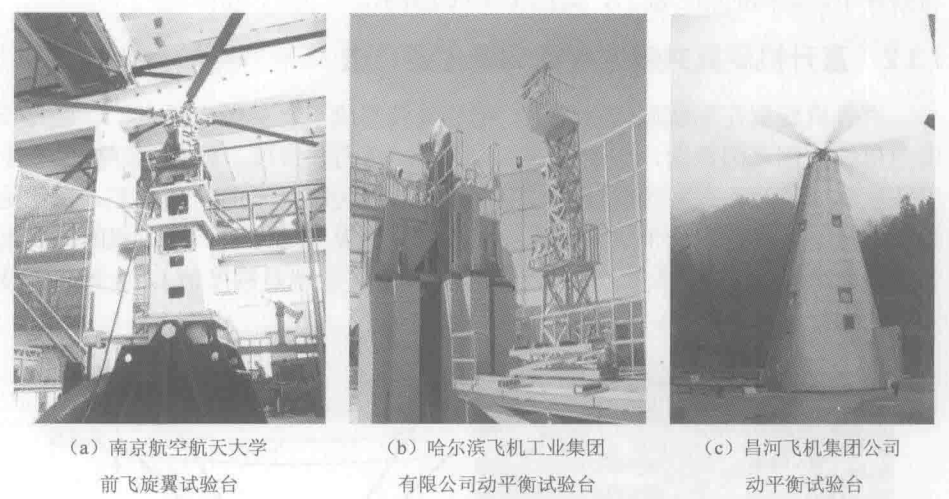


图 1-3 国内直升机旋翼动平衡试验台

表 1-2 南京航空航天大学旋翼试验台技术参数

模拟飞行状态	悬停试验台	前飞试验台
旋翼直径/m	2	2
旋翼转速/(r/min)	0~1400	0~2500
转速控制精度/(r/min)	≤2	≤1
总距变化范围/(°)	±15	±15
周期变距变化范围/(°)	±12	±12