

航空宇航学院

011 系



目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	李建波 高正	博士后 正高	011 011	涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究	南京航空航天大学学报	2004.36.2
2	顾东雷 高正	博士后 正高	011 011	无人直升机飞行控制动态特性的频域辨识建模方法	南京航空航天大学学报	2004.36.6
3	顾东雷 高正	博士后 正高	011 011	无人直升机飞行控制的频域辨识建模方法	第二十届全国直升机年会	2004
4	蒋鸿翔 高正	博士 正高	011 011	直升机纵横谈	航空知识	2004.00.400
5	钟宜兴 高正	博士 正高	外校 011	直升机电载激光指示器发射末制导炮弹射击效能分析	南京航空航天大学学报	2004.36.4
6	王辉 高正	博士 正高	011 011	分布式飞行控制系统组件化思想	第二十届全国直升机年会	2004
7	张呈林	正高	011	对促进我国旋翼技术发展的建议	直升机	2004.00.3
8	蔡杰 张呈林	硕士 正高	011 011	基于遗传算法的倾转旋翼桨叶气动优化设计	第二十届全国直升机年会	2004
9	廖文乔 张呈林 刘勇	硕士 正高 中级	011 011 011	尾桨构型对直升机气动噪声的影响	第二十届全国直升机年会	2004
10	杨铁军 顾仲权	博士后 正高	011 011	Active Control of Structural Vibration with On-line Secondary Path Modeling	Progress in Natural Science	2004.14.6
11	杨铁军 顾仲权	博士后 正高	011 011	基于误差通道在线辨识的结构振动主动控制系统	振动与冲击	2004.23.3
12	杨铁军 顾仲权	博士后 正高	011 011	基于误差通道在线辨识的直升机结构振动主动控制研究	航空学报	2004.25.1
13	鲁民月 顾仲权	博士 正高	011 011	结构振动的自适应反馈预测控制研究	振动工程学报	2004.17.3
14	杨发友 顾仲权	硕士 正高	011 011	飞机机翼颤振自适应抑制研究	南京航空航天大学学报	2004.36.6
15	王鸿斌 顾仲权	硕士 正高	011 011	直升机双线摆式吸振器的动特性研究	南京航空航天大学学报	2004.36.4
16	郭才根 张呈林	正高 正高	011 011	无人驾驶直升机关键技术研究	直升机	2004.00.4
17	徐国华	正高	011	An Experimental and Analytical Investigation of Scissors Rotor Aerodynamics in Hover	The American Helicopter Society 60 th Annual Forum	2004
18	招启军 徐国华	博士 正高	011 011	直升机旋翼流场的初步混合方法研究	中国航空青年科技论坛	2004
19	招启军 徐国华	博士 正高	011 011	直升机旋翼前飞流场的高阶格式数值模拟	第十二届全国计算流体力学会议	2004
20	招启军 徐国华	博士 正高	011 011	记入桨叶运动的旋翼 CFD 网格设计技术	南京航空航天大学学报	2004.36.3
21	夏品奇	正高	011	磁流变阻尼器性能及振动控制研究	航空动力学报	2004.19.3
22	夏品奇	正高	011	Bridge Structural Condition Assessment Using Systematically Validated Finite Element Model	Journal of Bridge Engineering	2004.9.5
23	夏品奇	正高	011	Load-Carrying Capacity Evaluation of Damaged Reinforced Concrete Structures by Dynamic Testing and Finite Element Model Updating	Journal of Testing and Evaluation	2004.32.5
24	陈仁良	正高	011	Flow modeling and Simulation for vacuum assisted resin transfer molding process with	Polymer Composites	2004.25.2

				the equivalent permeability method		
25	王辉 徐锦法 高正	博士 正高 正高	011 011 011	基于组件的飞行控制系统软件设计方法	计算机仿真	2004.21.9
26	王辉 徐锦法 高正	博士 正高 正高	011 011 011	Adaptive Neural Network Attitude Control for an Unmanned Helicopter	Transaction of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	2004.21.3
27	王浩文 高正	副高 正高	011 011	Rotor Vibratory Load Prediction Based on Generalized Forces	Chinese Journal of Aeronautics	2004.17.1
28	吴剑 邵松 宋彦国 张呈林	硕士 硕士 中级 正高	011 011 011 011	碟形轴对称无人直升机总体设计技术研究	第二十届全国直升机年会	2004
29	宋彦国 张呈林 陈仁良	中级 正高 正高	011 011 011	Synthesis of Unmanned Helicopter Intelligence Fight Control System and its Real-Time Numerical Simulation	19 th Bristol International UAV Systems Conference	2004
30	宋彦国 张呈林 陈仁良	中级 正高 正高	011 011 011	Synthesis of Helicopter Fuzzy Flight Control System and Its Simulation	AHS International Forum 60	2004
31	陆洋 王浩文 高正	中级 副高 正高	011 011 011	用于电控旋翼的带襟翼翼型关键参考研究	直升机技术	2004.00.3
32	陆洋 王浩文 高正	中级 副高 正高	011 011 011	电控旋翼气弹设计参数研究	南京航空航天大学学报	2004.36.6
33	陆洋 王浩文 高正	中级 副高 正高	011 011 011	原理性电控旋翼系统研制	第二十届全国直升机年会	2004
34	张志林 姚卫星	博士 正高	011 011	飞机座舱有机玻璃结构疲劳寿命估算的局部应力法	南京航空航天大学学报	2004.36.3
35	张志林 姚卫星	博士 正高	011 011	飞机风挡鸟撞响应分析方法研究	航空学报	2004.25.6
36	张志林 姚卫星	博士 正高	011 011	座舱玻璃划伤容限研究	航空学报	2004.25.6
37	王英玉 姚卫星	博士 正高	011 011	双轴加载下缺口疲劳裂纹萌生位置的研究	机械强度	2004.26.S
38	王英玉 姚卫星	博士 正高	011 011	Experimental Investigation on Fatigue Crack Propagation under Tension-torsion	Transaction of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics	2004.21.4
39	王英玉 姚卫星	博士 正高	011 011	Evaluation and comparison of several multiaxial fatigue criteria	International Journal of Fatigue	2004.26.1
40	刘克龙 姚卫星	博士 正高	011 011	复合材料的安全系数统计分析	南京航空航天大学学报	2004.36.1
41	吉凤贤 姚卫星	博士 正高	011 011	Weighted Least Square Method for S-N Curve Fitting	Transaction of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics	2004.21.1
42	郭盛杰 姚卫星	博士 正高	011 011	截尾试验下疲劳寿命分布的极值模型	机械强度	2004.26.S
43	罗成立 姚卫星	硕士 正高	011 011	有机玻璃结构疲劳寿命预测的损伤力学方法	机械强度	2004.26.S
44	吴富强 姚卫星	硕士 正高	011 011	一种复合材料层合板的 S-N 曲线模型	机械强度	2004.26.S

45	昂海松	正高	011	是下决心改革“唯分数”教育模式的时候了	中国教育新理论	2004.00.2
46	昂海松 吴国华 王治先	正高 副高 副高	011 实验 处实 验处	设立专项基金,推进大型仪器设备的开放与维修工作	实验技术与管理	2004.21.2
47	曾锐 昂海松 刘国涛 刘良钢	博士 正高 外校 外校	011 011	柔性扑翼的模型建立及其功率研究	中山大学学报	2004.43.3
48	邱卫国 昂海松	博士 正高	011 011	基于隶属度特征的曲线角点检测方法	重庆大学学报	2004.27.11
49	邱卫国 昂海松	博士 正高	011 011	基于邻域拓扑的工程图纸三维重建	南京航空航天大学学报	2004.36.4
50	胡银彪 昂海松 孙占九	博士 正高 硕士	011 011 011	射线跟踪法的改进及其应用	南京航空航天大学学报	2004.36.4
51	季建 昂海松	博士 正高	011 011	航空序列图像中的特性模型提取和追踪	中国图像图形学报	2004.9.6
52	邱卫国 昂海松	博士 正高	011 011	New Corner Detection Algorithm Based on Multi-Feature Synthesis	Transaction of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics	2004.21.3
53	曾锐 昂海松	博士 正高	011 011	仿鸟扑翼扑动模型及其气动分析	空气动力学研究文集	2004.13
54	罗东明 昂海松	中级 正高	011 011	微型飞行器螺旋桨的气动设计	空气动力学研究文集	2004.13
55	王云 赵晓路 昂海松	博士 正高	011 外地 011	新概念旋转冲压发动机的研究与分析	北京航空航天大学学报	2004.3.8
56	王云 杜建一 祁志国 徐建中 昂海松	博士 正高	011 外地 外地 011 011	漂浮式无坝水电站的研究与分析	工程热物理学报	2004.00.4
57	昂海松	正高	011	微型扑翼飞行器的气动原理与实现技术	中国航空学会总体专业分会第七届学术交流会	2004
58	郑祥明 昂海松	博士 正高	011 011	基于模糊行为的 MAV 自主控制系统研究	系统仿真技术及其应用	2004.6
59	薛彩军 聂宏	博士后 正高	011 011	A peer-to-peer collaborative optimization system	Journal of Scientific Programming	2004.12.2
60	薛彩军 聂宏	博士后 正高	011 011	A Web-based Engineering Optimization System and Its Application	Proceedings of DCABES2004	2004
61	余雄庆 姚卫星 薛飞	正高 正高 薛飞	011 011 011	关于多学科设计优化计算框架的探讨	机械科学与技术	2004.23.3
62	张晓萍 曾会华 余雄庆	硕士 硕士 正高	011 011 011	CFD 方法在联结翼飞机方案设计中的应用	南京航空航天大学学报	2004.36.6
63	薛飞 余雄庆	硕士 正高	011 011	协同优化在机翼气动结构一体化设计中的初步应用	航空计算技术	2004.34.4
64	许峰 苏向辉 昂海松	副高 副高 教授	011 014 011	墙体热湿耦合过程分析中的传递函数解析法	计算物理	2004.21.5

65	陈普会 沈真 聂宏	正高 外地 正高	011 011	复合材料压板冲击后压缩剩余强度的统计分析和可靠性评估	航空学报	2004.25.6
66	陈普会 聂宏	正高 正高	011 011	Green's functions for bending problem of a thin anisotropic plate with an elliptic hole	Mechanics Research Communications	2004.31.3
67	陈普会 聂宏	正高 正高	011 011	Green's functions for bending problem of an unsymmetrical laminated plate with bending-extension coupling an elliptic hole	Archive of Applied Mechanics	2004.73.11-12
68	陈普会 聂宏	正高 正高	011 011	A quasi-three-dimensional approach for homogeneous anisotropic plates undergoing extensional deformations	Archive of Applied Mechanics	2004.74.3-4
69	沈海军 王俊峰	副高 外校	011	体改后新疆民航业面临的机遇与挑战	民航管理	2004.00.7
70	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	电场作用下的 C60 分子的几何构型与电子结构	原子与分子物理学报	2004.21.4
71	沈海军	副高	011	压缩变形对 C20 富勒稀分子电子传输特性的影响	化学物理学报	2004.17.6
72	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	碳原子线的电子传输特性	原子与分子物理学报	2004.21.2
73	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	纳米电子器件与纳米电子技术	微纳电子技术	2004.41.6
74	沈海军	副高	011	纳米碳管几何构型与模型制作	化学教育	2004.4
75	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	飞机除冰防冰若干技术	飞机工程	2004.00.1
76	沈海军	副高	011	美国大学纳米卫星计划	卫星应用	2004.12.4
77	沈海军 穆先才	副高 硕士	011 011	压缩 C60、C180、C60@C180 富勒稀分子的分子动力学研究	纳米科技	2004.00.6
78	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	碳富勒稀 C20、C60、C80、C180 的压缩力学特性	纳米科技	2004.00.2
79	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	NanoXplorer 软件极其分子枪设计	纳米科技	2004.00.5
80	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	针尖力学-原子力显微镜中的纳米力学	纳米科技	2004.00.3
81	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	家用采暖炉水套热应力与寿命分析	节能与环保	2004.00.12
82	沈海军 姚卫星 史友进	副高 正高 硕士	011 011 013	纳米碳管在 HyperChem 中的自动生成及其力学性能探究	计算机与应用化学	2004.21.3
83	沈海军 史友进	副高 硕士	011 013	碳及内嵌金属原子富勒稀分子的压缩力学特性	材料研究学报	2004.18.6

目 次

三维管内激波/湍流附面层干扰流场的数值模拟	梁德旺	王国庆	(139)
雷诺数对轴流风扇/压气机性能和稳定性的影响	王英锋	胡 骏	(145)
一种 S 弯进气道的设计与实验研究	万大为	郭荣伟 艾 清 等	(150)
航空发动机模型参考模糊自学习控制	袁春飞	孙健国 姚 华	(155)
基于遗传算法的连续结构拓扑优化分析	崔海涛	桑 韧 温卫东	(159)
涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究	李建波	高 正 唐正飞 等	(164)
新型热管冷板传热性能的试验研究	马哲树	姚寿广 明 晓	(169)
Euler 方程无网格算法及布点技术	江兴贤	陈红全	(174)
基于曲线合成插补理论的慢走丝线切割反向回退功能设计	赵庆志	刘正坝 汪 炜 等	(179)
基于实值编码遗传算法的起重机伸缩臂结构优化	张东民	廖文和	(185)
基于 holon 思想的生产计划与控制模式研究	王 岩	曹春平 王宁生	(190)
面向可重构制造系统的设备建模	蔡宗琰	王宁生 任守纲	(195)
直升机自动过渡悬停飞行控制系统设计	杨一栋	黄 屹 李林华	(200)
一种基于耦合电感的逆变器并联系统环流抑制方法	陈良亮	肖 岚 胡文斌 等	(205)
一种新型的五自由度磁悬浮电机	王晓琳	邓智泉 严仰光	(210)
电励磁双凸极电机两种电动控制策略的分析和比较	胡勤丰	孟小利 严仰光	(215)
永磁同步伺服系统电流环的设计	陈 荣	邓智泉 严仰光	(220)
两端稳压软开关双向 BUCK/BOOST 变换器研究	朱成花	张方华 严仰光	(226)
低输入电压大功率逆变器技术研究	谢少军	韩 军 张 勇	(231)
基于对极几何约束的景象匹配研究	杨 敏	沈春林	(235)
一种基于逼近信噪比的 SAR 图像质量评估方法	张 弓	张昆辉 朱兆达 等	(240)
基于正交小波变换的噪声下 1/f 类分形信号的恢复	曹坤勇	于盛林	(245)
基于 QR 分解的快速解算初始整周模糊度方法的研究	赵 丽	刘建业 范胜林	(249)
一种基于遗传算法的机器人补偿学习控制方法	王从庆	康迎梅 袁 华	(254)
喷口自由剪切层自激振荡优势频率的预测	张 强	李 启 李 青	(257)
偶联剂对纳米 ZnO 粒子在聚丙烯中的分散性影响	季光明	陶 杰	(262)
灰色系统理论的产生与发展	刘思峰		(267)

涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究

李建波, 高正, 唐正飞, 陆洋

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:近几年出现了许多构形新颖的垂直起降无人飞行器,都以涵道风扇作为升力系统。为了研究涵道风扇系统的气动特性,尤其是在复杂流场中涵道本身的升阻特性,在 $3.4\text{ m} \times 2.4\text{ m}$ 开口风洞中对涵道风扇进行了吹风试验。试验模型由直径 1.50 m 的可变距风扇系统和外径 1.8 m 的圆筒状涵道组成。试验状态变量包括涵道高度、吹风速度、涵道前倾角和风扇桨距。试验结果表明:涵道在前飞状态比悬停状态产生更大的升力,但这一优势却被涵道的较大阻力所排斥,因而涵道风扇如果用作升力系统,仅适用于强调悬停和低速飞行的飞行器。

关键词:涵道风扇;升力;阻力;试验

中图分类号:V212.4

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2004)02-0164-05

Experimental Investigation on Lift and Drag of Ducted Fan System

LI Jian-bo, GAO Zheng, TANG Zheng-Fei, LU Yang

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Some unmanned aerial vehicles can vertically take off and land with the ducted fan system, but there is no valid method to analyze the aerodynamic characteristics of a ducted fan system currently. An experimental research is completed in a $3.4\text{ m} \times 2.4\text{ m}$ wind tunnel, the purpose is to determine the aerodynamic characteristics of a ducted fan system, especially the lift and drag of the duct in the complex airflow. The test model is an annular duct with 1.8 m in diameter, and a 8-bladed fan with 1.50 m in diameter. Test variations include duct length, wind speed, duct angle of attack, and pitch angle of fan blades. Duct lift and drag data are measured under axial and forward flight conditions. Experimental results show that the duct can produce more lift under forward flight conditions than under axial conditions, but the drag of duct is too huge under forward flight conditions. As a kind of lift system, a ducted fan is only suitable to those aircrafts mainly operated at hovering and low speed flying.

Key words: ducted fan; lift; drag; experiment

涵道风扇系统(Ducted fan system)相对于同样直径的孤立风扇,在同样功率消耗的情况下,会产生较大的拉力。这主要是由于涵道抑制了风扇叶尖涡的形成,并降低了尾流能量损失,同时涵道唇口也产生一定的附加升力。另外,由于涵道的保护作用,风扇的气动噪声明显降低,并提高了风扇的使用安全性。因而,涵道风扇系统作为一种推力或升力装置,自20世纪50年代起开始在垂直起降和

短距起降飞行器中得以应用,当时曾有多种该类飞行器试飞成功。

近几年,涵道风扇系统又在小型飞行器中得以应用,出现了许多构形新颖的新概念垂直起降飞行器,例如美国的SOLO TREK^[1]。正在研制试飞的几种小型无人飞行器尤其令人瞩目,例如美国的ISTAR^[2], CYPHER^[3], HELISPY^[4]等,有的已经试飞成功,有的进入了生产型的研制工作。

收稿日期:2003-01-08;修订日期:2003-04-22

作者简介:李建波,男,博士后,1967年10月生,E-mail:ljbl01@nuaa.edu.cn;高正,男,教授,博士生导师,1937年4月生;唐正飞,男,副教授,1957年8月生;陆洋,男,博士研究生,1977年7月生。

在轴流状态下,涵道风扇系统产生拉力的机理已经明确,相应的计算方法也比较成熟^[5]。但是当涵道风扇系统以较小的前倾角前飞时,它处于前方来流和风扇吸流的复合流场当中,由于流态复杂,此时涵道风扇系统的升力、阻力如何计算,涵道体本身会产生多大的升力和阻力,还没有成熟的理论分析和计算方法^[6~9]。

本试验研究的目的在于:在前方来流和风扇吸流的复合流场中,测量出涵道风扇系统的升力和阻力,尤其是涵道本身的升力和阻力,分析其产生的机理,初步评估将涵道风扇系统作为飞行器升力系统的适用性。

1 试验设备和实验方法

本试验研究采用的主要设备有:开口风洞、旋翼试验台、数据采集和处理系统以及涵道风扇试验件,设备布置情况如图1所示。其中涵道风扇试验件由可变高度的圆筒状涵道和可变距风扇系统组成。8片复合材料叶片构成的风扇直径1.50 m,风扇叶片弦长0.25 m,展长0.454 m,翼型为durand3,叶片具后14°负扭转。风扇系统中心为盘毂和变距机构,使得风扇总距在20~34°范围内可调;叶片根部柔性约束,可产生±3°的挥舞。涵道的结构尺寸为内径1.52 m,外径1.80 m,高度为0.44~0.66 m可调,唇口剖面形状为半圆形。

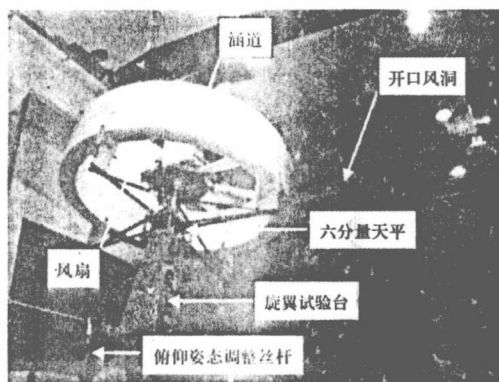


图1 试验设备布置图

本研究的重点在于摸清涵道风扇系统前飞状态下的升阻特性,特别是涵道本身的升阻特性,因此一些公认的增升因素,例如尽可能减小风扇叶尖与涵道内壁的间隙、适当增加涵道扩散角、优化涵道唇口形状等,并不是本试验研究的内容。

利用不同高度的涵道段,可组合成高度在0.44~0.64 m之间,按5 cm间隔调整高度的涵道。涵道高度增加,对风扇的保护作用也增加,但阻力也

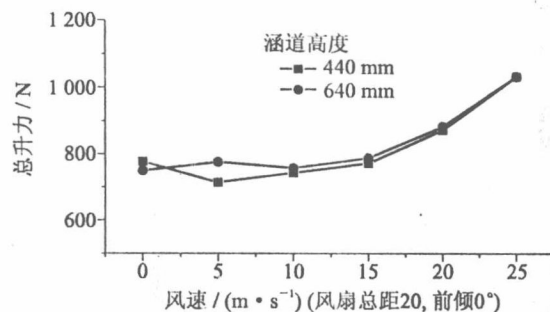
必然增加。本研究将首先通过测力试验确定涵道的升力、阻力与涵道高度的定量关系,从而确定适宜的涵道高度。

为了研究涵道本身的升阻特性,涵道有两种支撑方式:(1)将涵道架在旋翼台的六分量天平上,测到的升力和阻力是涵道风扇组合体的升力和阻力(风扇盘毂始终固联在旋翼台测力天平上);(2)将涵道架在旋翼台的台体上,此时测到仅是风扇的升力和阻力。那么,两组试验数据之差就是涵道体在前方来流和风扇吸流共同作用下的升阻特性。通过调整旋翼台后部的撑杆长度(如图1所示),可以调整涵道风扇系统的前倾角。本试验以不同的涵道高度、不同的前倾状态(0,6和12°)、不同的来流速度(0,5,10,15,20和25 m/s)和不同的风扇总距(20,23,26,30和34°)相组合,构成了整个试验研究的试验状态(风扇转速均为816 r/min)。

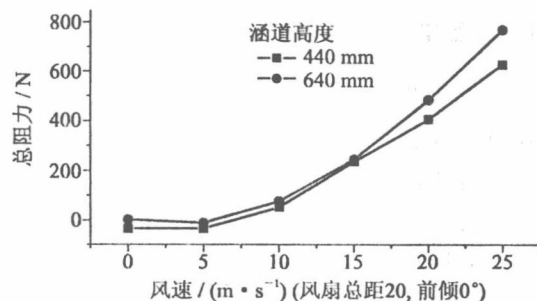
2 典型试验结果及分析

2.1 涵道高度的影响

如图2所示,随着前飞速度的增加,涵道风扇系统的升力和阻力明显增加。适当增加涵道高度,对涵道风扇系统的升力影响并不大,但却使其阻力明显增加。因此,在保证涵道保护作用(风扇基本上不因来流水平分量影响而周期挥舞)的前提下,确定采用尽可能小的涵道高度为0.44 m(涵道高度/



(a)



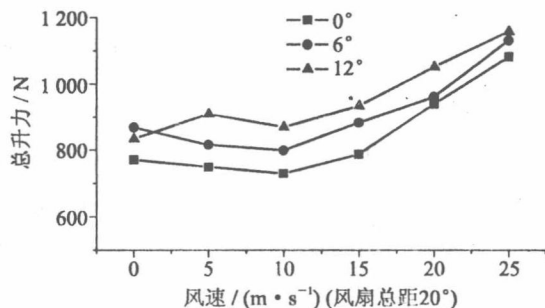
(b)

图2 涵道高度对涵道风扇系统升力和阻力的影响

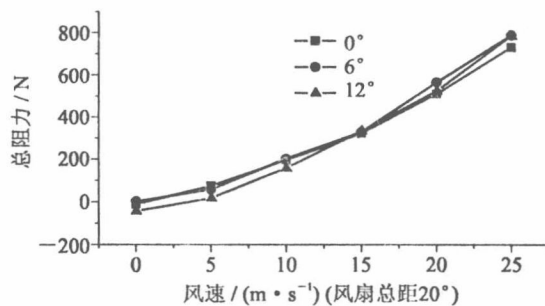
涵道内径=28.9%),图5的试验结果也表明,这样的涵道高度能够对风扇起到保护作用。

2.2 前倾角的影响

如图3所示,随着前倾角的增加,涵道风扇系统的升力明显增加,阻力没有明显变化。增加的升力是涵道产生的,因为随着前倾角增加,风扇叶片来流角会减小,因而风扇拉力会相应减小。



(a)



(b)

图3 前倾角对涵道风扇系统升力和阻力的影响

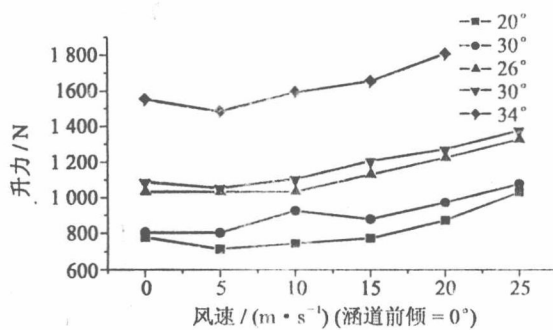
2.3 风扇总距的影响

如图4所示,随着风扇总距的增加,涵道风扇系统的升力明显增加,阻力没有明显变化。风扇总距增加,其拉力必然增加,导致其升力增加。涵道在风扇吸流和前方来流的共同作用下,其升力也有可能增加。

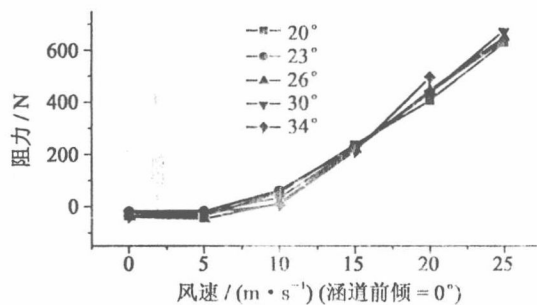
2.4 涵道本身的升阻特性

由图5可以看出,随着前飞速度增大,所增加的升力和阻力几乎全部由涵道产生,风扇几乎不受前方来流的影响(风扇的阻力始终几乎为零,说明涵道高度适当,风扇没有受来流水平分量的影响而产生后倒挥舞,因而风扇拉力没有向后倾斜而产生阻力)。

涵道在悬停状态(风速:0 m/s)就产生一定的升力;在过渡飞行状态(风速:0~15 m/s),其产生

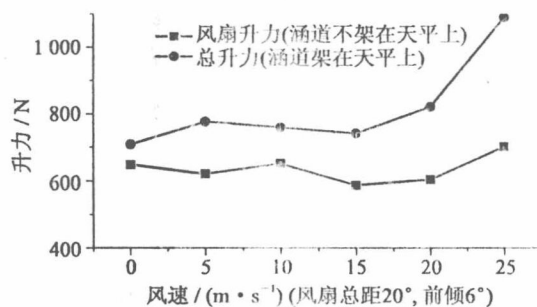


(a)

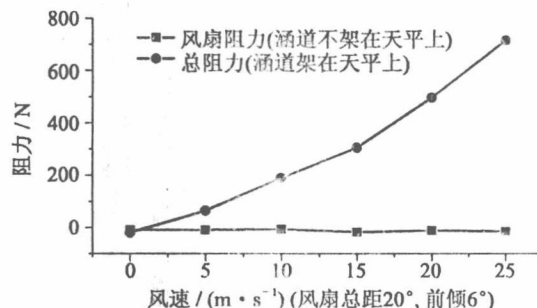


(b)

图4 风扇总距对涵道风扇系统升力和阻力的影响



(a)



(b)

图5 涵道是否架在六分天平上的试验结果

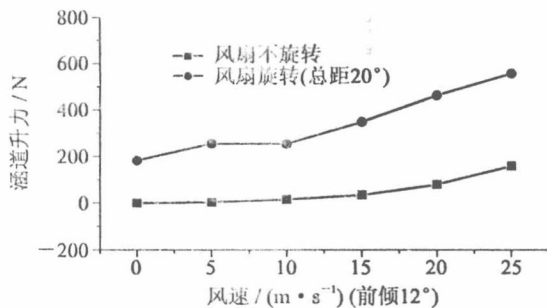
的升力已经达到系统总升力的20%左右;在大速度飞行状态(风速超过20 m/s),产生的升力几乎达到系统总升力的50%。另外,由图6可以看出,风扇旋转时涵道产生的升力,与风扇不旋转时涵道产生的升力有重大的差别。

风扇旋转时涵道产生的阻力,比风扇不旋转时涵道产生的阻力,在大速度前飞状态增加了近50%,表现出风扇吸流对涵道空气动力的显著影响。

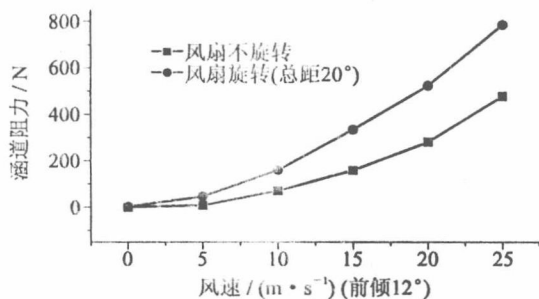
涵道产生的升力有两部分组成:

(1)源自涵道面向来流的前半部分。该部分涵道相对于来流有一定前倾角,必然产生一定的升力,并随前倾角增加而增加。由图3不同前倾角升力曲线对比来看,12°前倾角对应的升力明显大于0°前倾角对应的升力,而且图5表明,系统升力的增大几乎都来自涵道,说明确实有该部分升力存在。

(2)源自涵道唇口。涵道唇口剖面形状相当于翼型前缘,悬停时由于气流在风扇吸力作用下在唇口形成绕流,就产生一定的升力(见图6),而且该升力矢量向风扇中心倾斜,其垂直分量成为附加的涵道升力,水平分量由于对称分布而相互抵消。



(a)



(b)

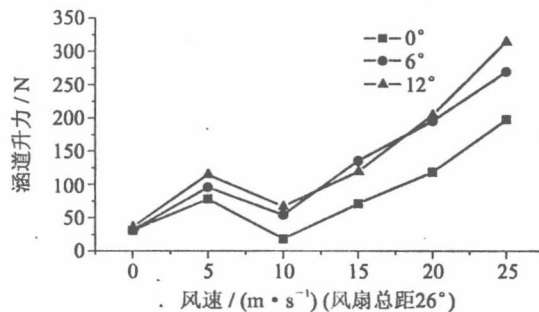
图6 风扇吸流对涵道升力和阻力的影响

前飞时,前方来流在风扇吸力作用下在前半部分涵道唇口形成较强的绕流,后半部分涵道唇口处的绕流相对较弱,升力矢量同样向风扇中心倾斜,其垂直分量构成附加的涵道升力,水平分量由于前后不对称,其合力构成附加的涵道阻力。当前方来流速度增加时,涵道升力明显增加;同时前后部分唇口绕流不对称增加,致使相应的涵道阻力也增加。

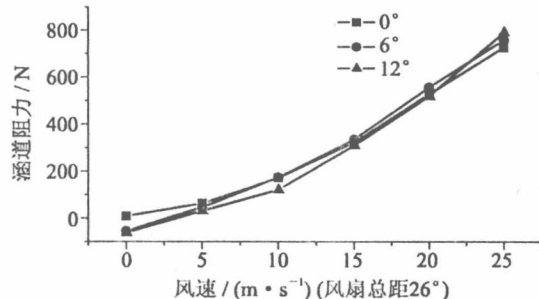
风扇的吸流增强了唇口的绕流作用,因而风扇旋转时涵道的升力和阻力,比风扇不旋转时涵道的升力和阻力大得多(见图4,6)。

涵道唇口产生的阻力只占涵道全部阻力的小部分,更大部分的阻力还是来自涵道体的迎风阻力。

综合来看,在不同飞行状态下涵道体产生的附加升力仅为涵道全部阻力的一半左右(见图7)。



(a)



(b)

图7 涵道产生的升力和阻力随前倾角和风速的变化

3 结 论

综合试验研究的结果,可以得出以下结论:

(1)适当的涵道高度可以消除前方来流水平分量对风扇的影响,再增加涵道高度只能使阻力增加,并不能明显改变涵道风扇系统的升力。因此,在设计涵道风扇升力系统时,应当确定尽可能小的涵道高度。

(2)增加前倾角或增加风扇桨距都会使涵道风扇系统的升力增大,对阻力影响不大。

(3)前飞时,涵道风扇系统的升力和阻力都随飞行速度增大。增加的升力和全部的阻力几乎都由涵道产生。

(4)涵道风扇系统在前飞状态下阻力较大,且随飞行速度而迅速增加,因而作为升力系统仅适用于着重悬停和低速飞行性能的飞行器。

致谢:参加试验研究的还有梅卫胜、冯群、彭宁航、陈维芹和朱小林诸同志,在此对他们表示衷心感谢。

参考文献:

- [1] Moshier M, Bulaga R. Wind tunnel performance investigation of the SoloTrek™ XFVTM ducted fan system[R]. DARPA/DSO, Arlington, VA, 2001.
- [2] Lipera L, Colbourne J D, Tischler M B. The micro craft iSTAR micro air vehicle control system design and testing [A]. 57th AHS International Annual Forum[C]. Washington, DC, 2001.
- [3] 樊帮奎. 国外无人机大全[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.
- [4] 时 杰. 装备精良的小型 and 微型无人机[J]. 无人机, 2003, (1): 19~23.
- [5] Allan W R. Axial flow fans and ducts[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1983.
- [6] Niwa, Yoshiyuki, Nobisa. A feasibility study on a tilt-ducted-fan aircraft [A]. 26th European Rotorcraft Forum [C]. Proceedings Vol. 1 (A01-20808 04-05), Amsterdam, Netherlands, National Aerospace Laboratory, 2000. 8. 1~8. 12.
- [7] Anita I, Abrego, Robert W. Performance study of a ducted fan system [A]. Proceeding of American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, Test and Evaluation Technical Specialists Meeting [C]. San Francisco, CA, 2002.
- [8] Yaggy P F, Goodson K W. Aerodynamics of a tilting ducted fan configuration[R]. NASA TN D-785. 1961.
- [9] Cook W L. Summary of lift and lift/cruise fan powered lift concept technology [R]. NASA CR-177619, 1993.

目次

非结构网格高超声速绕流数值模拟及涵道构型减阻特性分析	王江峰	伍贻兆(671)
底部排气法的减阻特性及在超声速导弹上的应用	谭慧俊	郭荣伟(677)
高超声速侧压式模型进气道不起动特性分析	袁化成	梁德旺(683)
无人直升机控制动态特性的频域辨识建模方法	顾冬雷 高 正	孙传伟(688)
轻质穿透式薄膜盖的分析、设计与实验研究	周光明 贾德财	王新峰(693)
电控旋翼气弹设计参数研究	陆 洋 王浩文	高 正(697)
二维非结构网格 DSMC 方法的实现及其应用	王学德 伍贻兆	夏 健(704)
飞机机翼颤振自适应抑制研究	杨发友	顾仲权(708)
构件隐性损伤的磁记忆检测方法研究	周克印 张 静 姚恩涛 等	(713)
梁的三维空间大转动的有效处理方法	谈梅兰 王鑫伟	(718)
大涡模拟在加力燃烧室冷态流场中的应用	颜应文 马力伟	赵坚行(723)
基于小波神经网络的航空发动机建模研究	卓 刚 孙健国	杨 刚(728)
封严篦齿结构特性的数值分析和实验研究	王锁芳 吕海峰	夏登勇(732)
回热器填料布置方式对脉管制冷特性影响实验研究	蒋彦龙 陈国邦 THUMMES Guenter	(736)
结构非比例阻尼矩阵的建模和识别	韦 勇 陈国平	(740)
多点随机振动控制中的互谱矩阵研究	贺旭东 陈怀海	(744)
基于径向基神经网络的有限元模型修正研究	费庆国 张令弥	(748)
Stiffened 状态方程下 γ -model 方法跟踪二维多介质流动	张学莹 赵 宁	(753)
机载设备可靠性试验归纳方法研究	杨 梅 金栋平	(758)
CFD 方法在联结翼飞机方案设计中的应用	张晓萍 曾会华	余雄庆(763)
小型无人机电视引导撞网回收中的电视图像测距方法	陈广东 曹 杰	(769)
H_2 对 $SrBi_2Ta_2O_9$ 薄膜表面形貌和铁电性能的影响	王东生 于 涛 吴 迪 等	(774)
球形 ZnS 纳米粒子的制备和光学性质	汤 浩 徐国跃 吴茹菲 等	(778)
一种鸟撞击叶片的切割模型	关玉璞 陈 伟 黄志勇	(784)
一种基于改进遗传算法的模糊建模方法	郭沛雄 杨善水	(787)
单元可靠性评定的熵方法	孙有朝 施 军	(793)
支持索引词汇动态扩充的实例检索算法	李迎光 周儒荣 廖文和 等	(797)
Stokes 问题的集中质量非协调有限元法	戴培良	(803)
致谢		(807)

《南京航空航天大学学报》2004 年(第 36 卷 1~6 期)总目次

《南京航空航天大学学报》2004 年(第 36 卷 1~6 期)作者索引

第 36 卷卷终

无人直升机控制动态特性的频域辨识建模方法

顾冬雷, 高正, 孙传伟

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:利用扫频试飞技术获取了某无人直升机在悬停工作点附近的舵机输入和直升机动态输出数据,利用组合窗频谱分析的方法获取了直升机横滚通道与俯仰通道动态的频率响应特性,利用加权拟合的方法获取了各自的传递函数。和实际飞行数据进行的比较表明,模型有相当的准确性,可以用于直升机增稳系统的控制设计。

关键词:模型直升机;频域辨识;组合窗;频谱分析

中图分类号:V212.4

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2004)06-0688-05

Frequency Domain Identification for Unmanned Helicopter

GU Dong-lei, GAO Zheng, SUN Chuan-wei

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Frequency sweep flight technique is used to collect the flight data of a model helicopter near its hover and low speed working condition, window frequency spectrum is combined to obtain the frequency response of both lateral and longitudinal channels, then weighted fitting method is utilized to obtain the transfer functions of the two channel. Real flight data verify that the model is fairly accurate, and can be used in the design of stable augment control system of the helicopter.

Key words: model helicopter; frequency domain identification; combined window; frequency spectrum analysis

直升机的飞行动力学^[1]比定翼机复杂得多,因为旋翼既是升力面,又是操纵面,不仅耦合作用非常强,而且在不同的飞行模态下动态特性有较大的差异。风洞实验须在旋翼处于工作状态时进行,难度和危险性都比定翼机大得多,当然代价也大得多。获取控制律设计所必需的比较准确的动力学模型相当困难。

利用实际飞行数据,采用系统辨识的方法建立直升机飞行动力学模型是一种可行的方法,它的花费较小,而且由于采用的是直接试飞得到的数据,据此建立的模型往往比风洞实验的结果更准。由于直升机旋翼的周期性工作特点,时域方法得到的结果往往不太稳定,而利用频域方法则可减小周期干扰信号的影响,得到比较稳定的结果。国外最近几年频域辨识建模方法在直升机上的应用逐渐增

多^[2~4],国内尚未见到这方面成功的研究报道。

为了展开直升机无人驾驶系统的研究,将一架模型直升机进行了改造,设计了它的飞行控制系统。辨识建模所需要的数据采集,由操作者在手动控制下进行两个主通道的开环扫频而得。图1为改装后的直升机。装在后部的元件为AHRS400测姿系统,它的角速度信号带宽 ≥ 25 Hz,约为直升机俯仰和横滚通道动态带宽的8~10倍,足以用于辨识直升机的动态特性。利用输入输出功率谱求取了对象的频域响应特性,利用相关因子进行加权拟合获取比较准确的传递函数。最后,将实际的试飞数据和模型预测数据进行了对比,表明了该方法建立的直升机动力学模型有相当好的准确性,可以用于增稳控制系统的设计。

收稿日期:2004-03-15;修订日期:2004-07-26

作者简介:顾冬雷,男,博士后,1972年2月生,E-mail:gdl@263.net;高正,男,教授,博士生导师,1938年1月生;孙传伟,男,讲师,1971年1月生。



图1 改装后自主飞行的模型直升机

1 频域辨识建模方法

通常对于单通道线性时不变系统的频率响应可用如下功率谱分析方法得到

$$T_{xy}(f) = \frac{P_{xx}(f)}{P_{yy}(f)} \quad (1)$$

式中: $P_{xx}(f)$ 为输入数据的自谱; $P_{xy}(f)$ 为输入和输出之间的互谱; $T_{xy}(f)$ 为输入 x 与输出 y 之间的频率响应。由于系统的信号会受到许多外界干扰所污染, 因此不能保证绝对的线性度。为了检查系统在不同频率段的线性程度, 可采用相干函数加以表述

$$\gamma_{xy}^2(f) = \frac{|P_{xy}(f)|^2}{P_{xx}(f)P_{yy}(f)} \leq 1 \quad (2)$$

式中 $P_{yy}(f)$ 为输出的自谱。通常, 如果在某个频率点 f 有 $\gamma_{xy}^2(f) \geq 0.6$, 即可以认为在该频点处输入输出有较好的线性相关关系。得到了该频率响应之后, 进一步地需要获取对象的传递函数。通过对对象的理论分析, 一般可以得到比较准确的模型阶次。假定对象为

$$T(s) = \frac{b_m s^m + b_{m-1} s^{m-1} + \dots + b_0}{s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_0} \quad m \leq n \quad (3)$$

利用参数寻优的方法, 将假定传递函数 $T(s)$ 的频率响应和实测频率响应 $T(f)$ 进行比较, 确定能够最大程度使两者一致的一组参数值, 从而可以得到所需要的传递函数。如果无论如何总不能得到满意的匹配, 那么或者该对象非线性比较强, 无法进行线性建模, 或者模型结构的阶次和实际的阶次不一致, 还需要进一步分析以确定问题之所在。

实际的多输入多输出(MIMO)对象中不同的通道之间总会存在某种程度的耦合。譬如对于直升机的横滚通道, 横滚的变距输入和直升机横滚方向角速度变化之间的关系是该通道的主要特性, 但是由于存在轴间耦合, 俯仰通道的输入、偏航通道的输入以及总距的输入均对横滚通道的角速率输出

有影响, 在某些频率点上, 这些影响不可忽视。若直接利用得到的数据进行频率响应的求取, 由于输入输出之间的关系并非线性, 会影响结果的准确性。因此, 需要对输入输出数据进一步处理, 将某个通道的输入输出数据剔除其他通道的影响之后再求取频率响应特性。本文采用偏相干分析的方法^[5]对此进行处理。因为任何MIMO问题均可转化为多个MISO问题进行处理, 因此对于一个有 q 个输入的对象有

$$T_{qy, (q-1)1}(f) = \frac{P_{qy, (q-1)1}(f)}{P_{qq, (q-1)1}(f)} \quad (4)$$

此处约定 $T_{qy, (q-1)1}(f)$ 表示第 q 个输入和输出 y 之间去除交叉通道干扰之后的频率响应。而 $P_{qy, (q-1)1}(f)$ 和 $P_{qq, (q-1)1}(f)$ 为去除交叉耦合通道影响之后的条件功率互谱和条件功率自谱。相应地, 可获取去除耦合作用影响的偏相干函数

$$\gamma_{qy, (q-1)1}^2(f) = \frac{|P_{qy, (q-1)1}(f)|^2}{P_{qq, (q-1)1}(f)P_{yy, (q-1)1}(f)} \quad (5)$$

确定频率响应的基础是谱分析方法, 为了结果的准确性, 加窗是其基本手段之一。而窗的大小, 对频率的分辨率有明显的影响

$$\omega_{\min} = \frac{2\pi}{T} \quad (6)$$

式中: T 为窗的宽度; $\omega_{\min}$ 为该窗所能够得到的最小的频率分辨率。如果采用过宽的窗, 虽然对低频信号的分辨率准确, 但是会造成高频段的辨识不准确。可见, 某种宽度的窗仅对于某个频段是最为有效的, 其有效性可以通过该频段的相干函数值来加以衡量。如果采用 T_1 宽度的窗比采用 T_2 宽度的窗在 $f \pm \Delta f$ 频段上相干函数值更接近于1, 则表明窗宽 T_1 比窗宽 T_2 更加适合该频段的频率响应的求取。于是可以采用多个窗 $T_1, T_2, \dots, T_n$ 分别计算频率响应和相干函数, 然后对于每个频点比较各自的相干函数值, 取最大的相干函数和该相干函数对应的频率响应, 合成一个综合各个窗宽所长的频率响应和相干函数^[2]。

得到了频率响应特性数据后, 需要通过寻优拟合的方法去获取模型的传递函数。由于不同频点的相干函数值不同, 反映它们线性的程度不同, 因此不能将它们同等看待。本文拟合过程以不同频点的相干函数值作为加权量, 则寻优的目标函数可以进行如下表达

$$J = \min_{a, b} \sum_{k=1}^n \gamma_{qy, (q-1)1}^2(f_k) \cdot \left| T_{qy, (q-1)1}(f_k) - \frac{B(f_k)}{A(f_k)} \right|^2 \quad (7)$$

式中: A, B 包含了所估计传递函数的阶数和各个分量的系数; f_i 为所感兴趣的多个用于拟合的频点; n 为参与辨识的频点的数目。为了计算的准确性, 将那些 γ^2 值小于某个阈值的数据都排除在传递函数拟合之外不参与计算, 这样就得到了对象的传递函数。

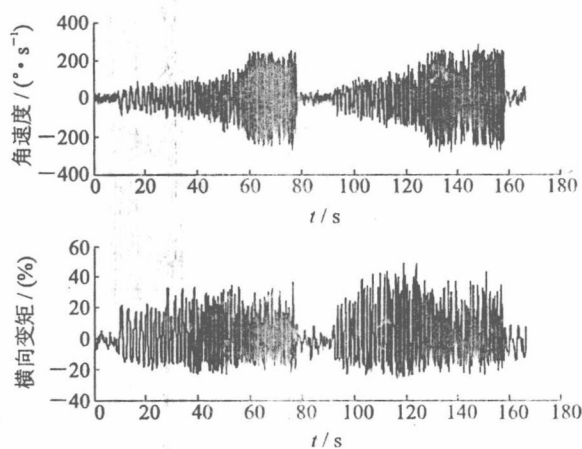
2 直升机动态特性的辨识建模

通常直升机动力学建模需要得到周期变距输入与直升机机体角速度输出之间的动态关系。由于模型级直升机采用的舵机是 Futaba 玩具专用伺服舵机, 它以脉宽输入作为位置控制的设定值, 控制回路在其内部实现, 无法从外部直接获取舵机角度位置的反馈值。因此, 为了建模的方便起见, 将舵机作为直升机动态特性的一部分进入建模过程, 建立舵机回路输入与直升机机体角速度之间的动力学特性。由于伺服舵机的设定值是脉宽值, 本文利用计数器对脉宽进行采样, 将它作为辨识的输入信号, 因此输入信号的量纲不是行程量, 而是脉宽计数值。于是传递函数的量纲也需要进行相应的调整。

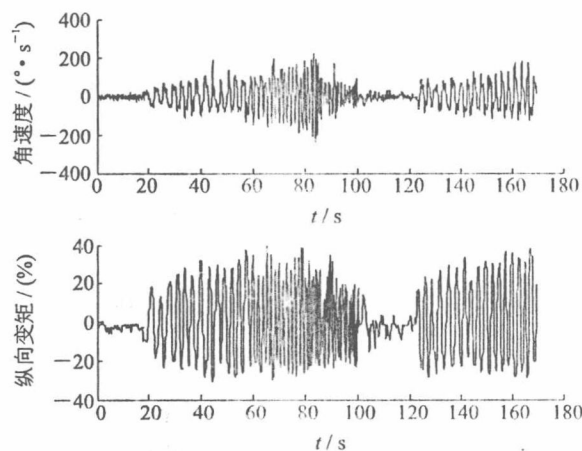
获取高质量的数据是辨识建模成功的第一步。扫频实验是通用的飞行测试方式之一。以悬停状态为例, 试飞手首先将直升机在悬停态手工配平, 然后分别对俯仰通道和横滚通道打入扫频信号。当向俯仰通道打入扫频信号时, 通过微调其他几个通道, 保持直升机在悬停工作状态附近。对于横滚通道亦然。这样可以尽可能地让主通道的数据反映该通道的动态特性, 而尽量削弱交叉耦合的影响, 以保证辨识建模的准确性。扫频信号从低频段开始, 逐渐加快频率, 直到完全覆盖感兴趣的频段。辨识建模一般需要有 2~3 组扫频实验数据, 以充分反映直升机的动态特性。图 2 为直升机俯仰和横滚通道的扫频数据。其中变距数据为输入, 而角速度响应为系统的动态输出。

由于辨识建模建立的是某工作点附近的小扰动模型, 因此, 需要首先对所得到的数据进行处理, 除去其中的直流分量, 让它反映的是某个工作点附近的变化。因为直升机动态的频带有一定范围, 高频分量比如发动机的振动信号无需在机体动态特性模型中加以反映, 它们对建模的准确性不利, 因此利用了一个带宽 10 Hz 的低通滤波器对数据进行了滤波, 以去除无用的高频分量。

直升机有 4 个变距输入来控制直升机的各个



(a) 横滚通道扫频



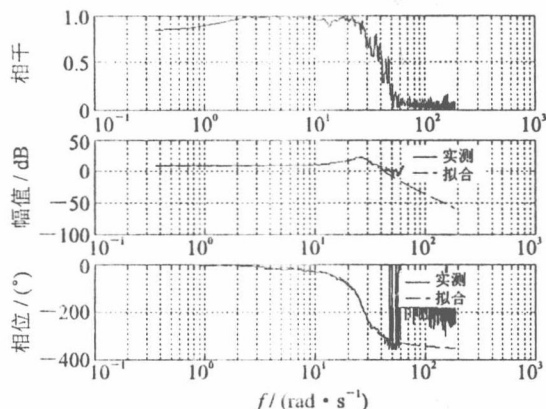
(b) 俯仰通道扫频

图 2 直升机扫频实验数据

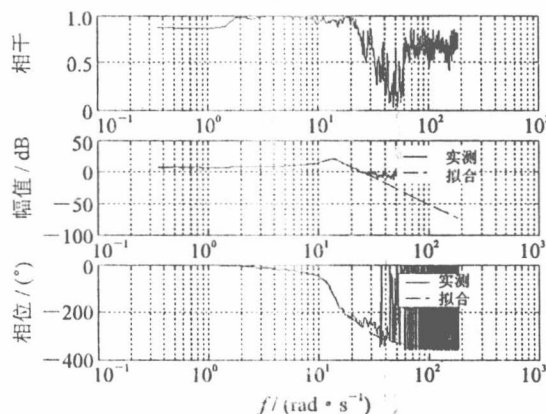
状态输出, 它们是横滚变距输入 δ_{lat} 、俯仰变距输入 δ_{lon} 、总距输入 δ_{col} 、尾桨距输入 δ_{ped} 。其中最重要的是横滚变距输入和横滚角速度之间的关系以及俯仰变距输入和俯仰角速度之间的关系。在进行频率响应求取之前, 须如前所述, 先进行偏相干函数以及条件互谱与自谱的求取。

在进行频率特性计算时, 采用了包括 3 个不同宽度窗的组合窗。得到的频率响应和相干函数值如图 3 所示。由于该辨识对象包括了舵机控制回路在内, 舵回路一般可用一个二阶传递函数表述。直升机本身的动态特性也可以用一个二阶传递函数表述, 因此辨识时用一个四阶的对象去拟合所得到的频率响应数据是适合的。图 3 中所示在高频端相干函数和频率响应都显示出很大的随机性。这是由于所采用的陀螺数据更新率仅为 50 Hz, 只有在辨识带宽小于 5 Hz 的动态时才是比较合适的, 否则已经无法辨别出系统的动态特性了。由于直升机的工作带宽本来就不可能超过 5 Hz, 因此可以将那些

不合适的数据全部舍弃后进行传递函数的拟合。图3中显示出拟合的结果和实际数据的频率响应曲线在有效区内吻合程度相当好。式(8,9)为拟合得到的传递函数。



(a) 横滚通道频域辨识



(b) 俯仰通道频域辨识

图3 俯仰和横滚通道的辨识结果

$$G_{p/lat}(s) =$$

$$\frac{1\ 213\ 000}{s^4 + 26.56s^3 + 1\ 481s^2 + 19\ 250s + 455\ 000} \quad (8)$$

$$G_{q/lon}(s) =$$

$$\frac{265\ 800}{s^4 + 24.84s^3 + 854s^2 + 6\ 100s + 109\ 600} \quad (9)$$

表1为由该传递函数求取的特征值、阻尼比以及自然响应频率。由表1可见,两个通道的特征值中,有一组非常接近,它们是横滚通道中的特征值 $-10.3 \pm 22.2i$ 以及俯仰通道的特征值 $-10.6 \pm 21.9i$ 。它们应该是反映了两个通道中舵机回路的动态特性。而另外两组特征值则分别反映了直升机本身的动态特性,其二阶共振峰反映了旋翼和机体之间的耦合作用,它是一个轻微阻尼共振模态^[4]。由文[4]可知,以横滚为例,该模态的阻尼和自然响

应频率均取决于旋翼挥舞弹性导数 L_b

$$L_b \approx \frac{(k_\beta + Th)}{I_{xx}} \quad (10)$$

$$\omega_{roll-flap} \approx \sqrt{L_b} \quad (11)$$

$$\zeta_{roll-flap} \approx \frac{1}{(2\tau_r \sqrt{L_b})} \quad (12)$$

表1 纵横通道特征值比较

通道	特征值	阻尼	自然频率/(rad·s ⁻¹)
$p/lat.$	$-2.96 \pm 27.4i$	0.107	27.6
	$-10.3 \pm 22.2i$	0.422	24.5
$q/lon.$	$-1.84 \pm 13.5i$	0.135	13.6
	$-10.6 \pm 21.9i$	0.435	24.3

由于本试验所采用的直升机将附加的电子系统全部安装在纵向的横梁上,因此俯仰的转动惯量要比横滚的转动惯量大得多,因此横滚通道该模态的自然响应频率大于俯仰通道,而阻尼则小于俯仰通道,这是符合实际情况的。具体数值和文[4]给出的尺寸大小相似的XCell-60模型直升机的辨识结果相当。

3 辨识结果校验

为了验证模型的准确性,重新采集了一组直升机飞行数据。将该组数据的输入作为模型的输入值,将该组数据的输出和模型的输出进行了比较,如图4所示,可以发现横滚通道的预测有72.13%的准确性,俯仰通道也有69.94%的准确性。如果考虑到下述差别,即根据辨识建立的不同通道的动态模型是去除了交叉影响之后的动态特性,而实际飞行数据的采集不可避免地让该通道受到其他通道的耦合干扰,因此可以推断,这两个通道建模的实际准确性应该比上述预测值更高一些。这样,得到的模型可以用于两个通道的增稳控制系统的设计。

4 结束语

本文接下去的工作将在两个方向上加以展开:首先拟针对不同的工作点,比如巡航前飞进行相应的频域辨识建模;其次,不仅要建立主通道的模型,而且也需要通过该方法去获取交叉耦合通道的传递函数,用以指导飞行控制律的设计。