

航空宇航学院

011 系

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	王浩文 高 正	副高 正高	011 011	采用综合气弹分析方法的旋翼非定常气动载荷计算	南京航空航天大学学报	2003.35.03
2	王焕瑾 高 正	博士后 正高	011 011	高速直升机方案中升力转移过程的设计和试验研究	南京航空航天大学学报	2003.35.03
3	王焕瑾 高 正	博士后 正高	011 011	高速直升机 RD15 设计方案研究	第十九届全国直升机年会	2003
4	陆 洋 高 正	博士 正高	011 011	Practical Boundary in Helicopter Vortex-Ring State	南京航空航天大学学报	2003.20.01
5	李建波 高 正	博士 正高	011 011	直升机机动飞行仿真的气动建模及试验研究	航空学报	2003.24.02
6	李建波 高 正	博士 正高	011 011	基于逆仿真的直升机机动飞行科目数学模型及其应用	南京航空航天大学学报	2003.35.01
7	孙传伟 高 正	博士后 正高	011 011	An Enhanced Unsteady and Nonlinear Rotor Wake Model For Real-Time Flight Simulation	Translations of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	2003.20.01
8	宋彦国 张呈林	中级 正高	011 011	一种基于模糊控制的直升机姿态控制器设计方法	南京航空航天大学学报	2003.35.03
9	宋彦国 张呈林	中级 正高	011 011	直升机内回路姿态模糊控制	航空学报	2003.24.04
10	宋彦国 张呈林	中级 正高	011 011	Research on Helicopter Fuzzy Attitude Control	Proceedings of International Conference on Fuzzy Information Processing Theories and Application	2003.01
11	王华明 张呈林	正高 正高	011 011	直升机专业毕业设计教学改革和实践	航空教育	2003.01
12	王华明 张 强 胡章伟 包劲松	正高 高工 正高 副高	011 012 012 011	AS350B2 直升机飞行噪声的试验研究	声学学报	2003.28.02
13	王华明 陈本现	正高 硕士	011 011	悬停状态下旋翼旋转噪声的分析	南京航空航天大学学报	2003.35.03
14	徐国华 招启军	正高 博士	011 011	直升机旋翼计算流体力学的研究进展	南京航空航天大学学报	2003.35.03
15	徐国华 李春华	正高 硕士	011 011	直升机机身对旋翼气动干扰的计算	南京航空航天大学学报	2003.35.03
16	王 海 徐国华	硕士 正高	011 011	无人驾驶直升机的研究现状和发展趋势	直升机技术	2003.02
17	雷凌云 顾仲权	博士 正高	011 011	MIMO Hybrid Control of Structural Responses for Helicopter	Chinese Journal of Aeronautics	2003.16.03
18	雷凌云 顾仲权	博士 正高	011 011	主动阻尼控制中的扩展加速度输出反馈法	振动工程学报	2003.16.03
19	杨铁军 顾仲权	博士后 正高	011 011	双层隔振系统耦合振动主动控制试验研究	振动工程学报	2003.16.02
20	鲁民月 顾仲权	博士 正高	011 011	直升机结构响应主动控制研究中的若干问题	南京航空航天大学学报	2003.35.03
21	杨铁军 顾仲权	博士后 正高	011 011	直升机舱室噪声自适应内模控制模拟试验研究	南京航空航天大学学报	2003.35.03

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
22	曹雷团 顾仲权	硕士 正高	011 011	带桨间磁流变阻尼器的直升机“地面共振”开关控制研究	南京航空航天大学学报	2003.35.03
23	夏品奇	正高	011	An Inverse Model of MR Damper Using Optimal Neural network and System Identification	Journal of Sound and Vibration	2003.266
24	夏品奇	正高	011	Residual Stiffness Assessment of Structurally Failed Reinforced Concrete Structure by Dynamic Testing and Finite Element Model Updating	Experimental Mechanics	2003.43.04
25	夏品奇	正高	011	斜拉桥有限元建模与模型修正	振动工程学报	2003.16.02
26	夏品奇	正高	011	基于系统识别理论的磁流变阻尼器模型	工程力学	2003.20.03
27	夏品奇 王 唯	正高 博士	011 011	Analytical Ground Resonance of Helicopter with MR Lag Damper	4 th Australian Pacific Vertifite Conference on Helicopter Technology	2003
28	王 唯 夏品奇	博士 正高	011 011	采用磁流变阻尼器的直升机“地面共振”分析	南京航空航天大学学报	2003.35.03
29	王 唯 夏品奇	博士 正高	011 011	直升机磁流变减摆器设计	第十九届全国直升机年会	2003
30	陈仁良 高 正	正高 正高	011 011	基于 ADS33 的直升机纵向操纵响应研究	南京航空航天大学学报	2003.35.03
31	陈仁良 桂 冰 李明成	正高 副高 副高	011 011 011	Non-isothermal Mold filling and Curing Simulation for Resin Transfer Molding	Chinese Journal of Aeronautics	2003.16.4
32	陈仁良 李明成	正高 副高	011 011	Study of Flow and Temperature in Resin Transfer Molding Process by Numerical Model	Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	2003.20.02
33	徐锦法	副高	011	无人飞行器分布式控制系统集成新技术	系统仿真学报	2003.15.03
34	徐锦法	副高	011	实现三维影像数据快速压缩及应用研究	计算机仿真	2003.20.06
35	徐锦法	副高	011	三维图像压缩算法与实现研究	南京航空航天大学学报	2003.35.05
36	徐锦法 蒋鸿翔 王 辉	副高 博士 博士	011 011 011	无人直升机分布式飞行控制与虚拟资源网	信息与控制	2003.32.07
37	徐锦法 王 辉 蒋鸿翔	副高 博士 博士	011 011 011	无人自主直升机分布式控制系统设计	全国直升机年会论文集	2003
38	王 辉 徐锦法	博士 副高	011 011	小型无人直升机飞行动力学建模及增稳设计	南京航空航天大学学报	203.35.03
39	王 辉 徐锦法 高 正	博士 副高 正高	011 011 011	自适应输出反馈飞行控制新技术	全国直升机年会论文集	2003
40	王 辉	博士	011	复杂控制系统的开放控制平台	自动化博览	2003.20.02
41	陈维芹	中级	011	用于直升机旋翼试验的多功能测试系统与应用	测试技术学报	2003.17.01
42	聂 宏	正高	011	Mathematical model for modeling the cyclic hardening/softening transient response of metallic materials	First International Conference on Fatigue Damage of Materials Experiment and Analysis	2003

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
43	晋萍 聂宏	硕士 正高	011 011	起落架着陆动态仿真分析模型及参数优化设计	南京航空航天大学学报	2003.35.05
44	晋萍 聂宏	硕士 正高	011 011	基于 ADAMS / Aircraft 新模块的仿真分析与拓展	全国第十五届计算机科学与技术应用学术会议	2003
45	杨晓华 姚卫星	博士 正高	011 011	日历腐蚀环境下 LY12CZ 铝合金力学性能研究	机械强度	2003.25.02
46	杨晓华 姚卫星	博士 正高	011 011	确定性疲劳累积损伤理论进展	中国工程科学	2003.05.04
47	杨晓华 姚卫星	博士 正高	011 011	服役环境下材料 S-N 曲线的 BP 模型	南京航空航天大学学报	2003.35.05
48	杨晓华 姚卫星	博士 正高	011 011	腐蚀环境下 LC4 铝合金疲劳损伤累积规律研究	航空学报	2003.24.03
49	王英玉 姚卫星	博士 正高	011 011	材料多轴疲劳破坏准则回顾	机械强度	2003.25.03
50	吉凤贤 姚卫星	博士 正高	011 011	多处损伤的疲劳裂纹扩展分析方法研究	机械强度	2003.25.03
51	郭盛杰 姚卫星	博士 正高	011 011	结构元件疲劳可靠性估算的剩余寿命模型	南京航空航天大学学报	2003.35.01
52	黄爱凤 姚卫星 穆雪峰	硕士 正高 硕士	011 011 011	喷气公务机总体参数和性能统计分析	南京航空航天大学学报	2003.35.01
53	金海波 丁运亮	博士 正高	011 011	飞机概念设计中的外形参数化模型的研究	南京航空航天大学学报	2003.35.05
54	金海波 丁运亮	博士 正高	011 011	Approximation Techniques for the Application of Genetic Algorithms to Structural Optimization	Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	2003.20.02
55	王志瑾	副高	011	Геометрическое Моделирование при разработке Складчатого Заполнителя Криволинейных панелей	Авиационная Техника	2003.00.01
56	昂海松 曾锐 段文博	正高 博士 本科	011 011 011	New Flapping Model Simulating the Bird's Flying and "Mechanical Bird" Project	Nature as Engineer and Teacher: learning for Technology from Biological Systems	2003
57	昂海松	正高	011	微型飞行器高度集成的新概念航空器的设计	中国航空学会第四届飞机发展与总体设计专业委员会学术	2003
58	曾锐 昂海松	博士 正高	011 011	仿鸟复合振动的扑翼气动分析	南京航空航天大学学报	2003.35.01
59	钱智声 曾锐	正高 博士	011 011	掠海地效翼艇的应用前景	港、澳、深二〇〇三年船舶学术交流会	2003
60	余雄庆	正高	011	用遗传算法提高协同优化方法的可靠性	中国机械工程	2003
61	蔡苗 余雄庆	硕士 正高	011 011	基于 CORBA 技术实现遗留系统的集成	计算机应用研究	2003.01
62	徐惠民 余雄庆	副高 正高	011 011	基于神经网络的飞机主要参数估算方法	南京航空航天大学学报	2003.02

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
63	吴海桥 刘毅 丁运亮	博士后 副高 正高	011 011 011	A method of aircraft unit fault diagnosis	Aircraft Engineering and Aerospace Technology	2003.75.01
64	邹宇 刘毅	硕士 副高	011 011	基于图归约法的工作流模型验证	计算机应用	2003.23.04
65	吴海桥 何钟武 刘毅 丁运亮	博士后 副高 副高 正高	011 011 011 011	现代民航客机设计中的整机寿命指标	航空科学与技术	2003.00.05
66	吴海桥 刘毅 丁运亮	博士后 副高 正高	011 011 011	航空维修中飞机性能分析方法的评述和展望	航空百年论坛航空维修分论坛暨全国航空维修技术学术研讨会	2003
67	刘佳 刘毅 吴海桥	硕士 副高 博士后	011 011 011	民机外场使用可靠性数据收集的规范化初探	航空百年论坛航空维修分论坛暨全国航空维修技术学术研讨会	2003
68	邱永庆 刘毅 吴海桥 刘佳	硕士 副高 博士后 硕士	011 011 011 011	基于事例优化的故障树诊断	中国民航学院学报	2003.21.S1
69	于志国 刘毅	硕士 副高	011 011	基于订阅通知模式的工作流管理系统监控工具设计	计算机应用	2003.23.05
70	李福海 刘毅	硕士 副高	011 011	二次开发 UG 实现飞机操纵系统零件参数化设计与虚拟装配自动化	机械科学与技术	2003.22.S1
71	曾建江	中级	011	用神经网络实现 NURBS 曲面重构	计算机工程与应用	2003.00.01
72	曾建江	中级	011	A Web Based CAD System	Journal Materials Processing Technology	2003.138
73	曾建江	中级	011	基于 WEB 的 VRML 交互式光线追踪渲染	计算机应用与软件	2003.20.10
74	沈海军	副高	011	飞机谱载下铝合金铆钉孔结构腐蚀疲劳研究	力学学报	2003.35.01
75	沈海军	副高	011	基于结构疲劳寿命可视化技术的虚拟疲劳设计	中国机械工程	2003.14.11
76	沈海军	副高	011	材料 S-N、e-N、da/dN-K 疲劳性能数据之间的内在联系	机械强度	2003.25.05
77	沈海军	副高	011	结构疲劳寿命、可靠性可视化技术与虚拟疲劳设计	机械设计	2003.20.03
78	沈海军	副高	011	表面疲劳裂纹扩展的三维效应	机械强度	2003.25.02
79	沈海军	副高	011	拉伸螺杆半椭圆表面裂纹应力强度因子	力学与实践	2003.25.03
80	沈海军	副高	011	“纳米科技与纳米材料”本科生课程教学探讨	南京航空航天大学学报(社科版)	2003.05 增刊
81	沈海军	副高	011	纳米“豆荚”具有可调的电学特性	现代科技丛译	2003.02
82	罗东明 昂海松 周军	中级 正高 硕士	011 011 011	微型飞行器螺旋桨的气动优化设计	南京航空航天大学学报	2003.35.03
83	罗东明 昂海松 周军 郑祥明	中级 正高 硕士 硕士	011 011 011 011	螺旋桨式微型飞行器飞行特性分析	航空计算技术	2003.33.03
84	陈普会 沈真	博士后 外地	011	Stress resultants and moments around holes in unsymmetrical composite laminates subjected to remote uniform loading	Mechanics Research Communicatons	2003.30.01

采用综合气弹分析方法的旋翼非定常气动载荷计算

王浩文, 高 正

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家重点实验室, 南京, 210016)

摘要:提出一种桨叶结构、气动和惯性耦合的旋翼系统综合分析方法,将桨叶绕挥舞、摆振及变距铰的刚性转角作为广义坐标,计入了桨叶整体运动和自身中等弹性变形之间的动力学耦合效应,桨叶弹性变量通过有限元法进行离散,翼型剖面气动力采用 Leishman-Beddoes 二维非定常和动态失速模型,由自由尾迹模型得出桨盘的非均匀入流,依据柔性多体系统动力学方法推导出桨叶前飞状态下的非线性周期时变动力学方程。对 Newmark 隐式数值积分方法进行改进,用于求解旋翼桨叶的响应。以法国 SA349/2 小羚羊直升机的试飞测试数据为依据,验证了方法的有效性。

关键词:旋翼;非定常;动态失速;气动载荷

中图分类号:V214.3

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2003)03-0268-05

Unsteady Rotor Airload Prediction Using a Comprehensive Aeroelastic Analysis

WANG Hao-wen, GAO Zheng

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

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

Abstract: An accurate prediction for helicopter rotor loadings requires detail analyses with both sophisticated structural and aerodynamic capabilities. This paper presents a comprehensive analysis for a coupled rotor system incorporated consistent blade structural, aerodynamic and inertial couplings. Using the rigid rotations of the blade about the flap, lag and pitch hinges as general coordinates, it accounts for the dynamic coupling effect between the rigid motion of the blade and moderately large elastic deflections discretized by a finite element formulation. A nonlinear aerodynamic analysis for attached flow, separated flow and dynamic stall based on the work of Leishman and Beddoes is incorporated and used to investigate rotor blade section airloads. The inflow is evaluated with the free wake analysis. The equations of motion for the nonlinear periodic time-variant system are derived based on the dynamics of flexible multibody systems. A modified implicit Newmark scheme is used to calculate blade response as one coupled solution. Results are corrected with SA349/2 Aerospatiale Gazelle flight test data. The blade airloads and the flap angles predicted by the analysis show that the flight test data are efficient.

Key words: rotor; unsteady; dynamic stall; airload

引 言

直升机旋翼载荷计算包含桨叶结构弹性、惯

性、气动力和飞行员操纵输入等多方面非线性因素,涵盖了空气动力学、分析力学、结构动力学、控制理论和数值计算等多门学科,一直是直升机领域

基金项目:航空自然科学基金(00A52003)和国防科技重点实验室基金(51463020101ZS52)资助项目。

收稿日期:2002-10-14;修订日期:2002-12-27

作者简介:王浩文,男,副教授,1969年2月,E-mail:WHW@nuaa.edu.cn;高 正,男,教授,博士生导师,1937年12月生。

中的难题,相关研究不胜枚举。近来,Johnson^[1]博士将其独立开发的著名直升机综合分析软件CAMRAD升级为CAMRADII,其中的显著变化是采用了中等变形梁理论和有限元法,并且通过与UH-60A直升机气动载荷飞行测试数据的相关性分析比较了5种非定常和动态失速模型的有效性^[2],结果表明 Johnson, Leishman-Beddoes 和 ONERA BH 三种模型可以准确地给出翼型的非定常和动态失速特性,其中 Leishman-Beddoes 模型经验参数较少,便于时域求解。另外,美国 Maryland 大学的 Torok 和 Chopra^[3]为了提高旋翼载荷的计算精度,也在他们开发的基于时间有限元法的直升机综合分析程序 UMARC 中添加了翼型非定常和动态失速模型以及自由尾迹分析模型。美国直升机协会在评定目前直升机领域的7个著名软件的计算能力时指出^[4]:自由尾迹模型可以有效地提高振动载荷的计算精度,而非定常气动模型对于改善桨叶挥舞载荷的幅值,特别是相位的计算具有显著的作用。

王浩文等人^[5]根据柔性多体动力学的方法,将桨叶绕挥舞、摆振及变距铰的刚性转角作为广义坐标,采用中等变形梁理论,结合有限元法,建立了一种刚柔混合单元,计入了桨叶刚性转动与其自身弹性变形之间的动力学耦合效应。本文在此基础上进一步采用 Leishman-Beddoes 二维非定常和动态失速模型,并由自由尾迹模型得出桨盘的非均匀入

流,建立一种基于传统 Newmark 方法的隐式数值积分方法,并且将这种方法用于法国 SA349 直升机旋翼的非定常气动载荷计算。

1 坐标系统及位移场的建立

为了描述直升机桨叶复杂的结构型式及运动特点,引入多个坐标系^[6],如图1所示。在惯性坐标系下可以写出桨叶上轴向坐标为 x 、截面坐标为 (η, ξ) 的点 P 的矢径 R 为

$$R = [e \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} i_h \\ j_h \\ k_h \end{bmatrix} + [d \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} i_f \\ j_f \\ k_f \end{bmatrix} + [a \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} i_l \\ j_l \\ k_l \end{bmatrix} + [s \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} i_p \\ j_p \\ k_p \end{bmatrix} + [x + u \ v \ w] \begin{bmatrix} i_s \\ j_s \\ k_s \end{bmatrix} + [0 \ \eta \ \xi] \begin{bmatrix} i_x \\ j_x \\ k_x \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中: e 为挥舞铰外伸量; d 为摆振铰至挥舞铰的长度; a 为挥舞铰至变距铰的长度; s 为后掠角前段桨叶长度; x 为弹性轴上 P 点的位置坐标; $[u \ v \ w]$ 为 P 点在未变形坐标系下的弹性位移。于是由式(1)利用坐标系之间的转换关系^[6]可以得到惯性坐标系下 P 点的速度 $\dot{R}$ 和加速度 $\ddot{R}$ 。

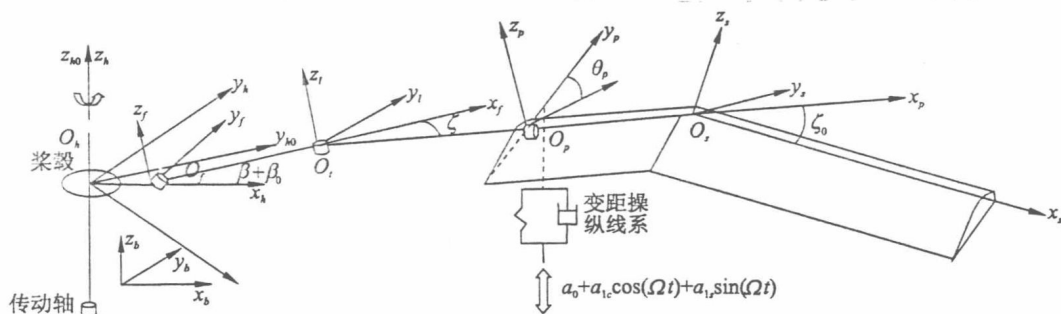


图1 坐标系统

2 旋翼运动方程及求解方法

根据中等变形梁理论^[7],采用 Chopra 的 15 自由度梁单元^[8],可以将桨叶单元应变能变分表示为广义弹性力 Q_i^E 在节点广义坐标 q_i^E 上所做的虚功

$$\delta E = \sum_{i=1}^{15} Q_i^E \cdot \delta q_i^E \quad (2)$$

同样,惯性坐标系下,桨叶单元动能变分可以表示为广义力 Q_i^T 在广义坐标 q_i^E 上所做的虚功

$$\delta \int_{t_0}^{t_1} dt \iint_V dT = - \sum_{i=1}^{18} \int_{t_0}^{t_1} Q_i^T \delta q_i^E dt \quad (3)$$

这里引入的广义坐标 $q_{15}^E, q_{17}^E, q_{18}^E$ 分别代表挥舞、摆振、变距刚体位移 β, ξ, θ_p , 加上弹性应变能中采用有限元法引入的桨叶单元 15 个节点位移变量,就构造出一种特殊的 18 自由度刚柔混合单元。

桨叶参考轴线上 P_0 点 ($\eta=0; \xi=0$) 相对于气流的速度为

$$\mathbf{v}_a = \dot{\mathbf{R}} - \mathbf{V} = [\mathbf{v}_{ae}^x \quad \mathbf{v}_{ae}^y \quad \mathbf{v}_{ae}^z] [\mathbf{i}_x \quad \mathbf{i}_y \quad \mathbf{i}_z]^T \quad (4)$$

其中气流速度为

$$\mathbf{V} = [V_F \cos \alpha_R \quad 0 \quad -V_F \sin \alpha_R] [\mathbf{i}_b \quad \mathbf{j}_b \quad \mathbf{k}_b]^T - [0 \quad 0 \quad \bar{v}] [\mathbf{i}_h \quad \mathbf{j}_h \quad \mathbf{k}_h]^T \quad (5)$$

式(5)第一部分表示前飞引起的来流, V_F 为直升机前飞速度; α_R 为旋翼桨盘倾角; 第二部分表示尾迹引起的入流, $\bar{v}$ 为桨叶剖面的诱导速度。这里诱导速度的计算采用 Johnson 自由尾迹模型^[9]。

桨叶上翼型剖面在 $3/4$ 弦长处的有效攻角 α 为

$$\alpha = \arctan \left(\frac{\mathbf{v}_{ae}^z - c \dot{\alpha}}{\mathbf{v}_{ae}^y} \right) \quad (6)$$

其中 c 为桨叶弦长; $\dot{\alpha} = \dot{\theta}_p + \dot{\phi}$ 为桨叶攻角变化率, 由驾驶员周期操纵和桨叶弹性扭转两部分组成。相应的变距率为

$$\dot{q} = \dot{\alpha} c / V_a \quad (7)$$

根据 Leishman-Beddoes 二维非定常和动态失速模型及其递推公式^[10], 可以得到考虑了非定常和动态失速效应的二维翼型剖面的垂直力系数 C_N 、弦向力系数 C_C 和变距力矩系数 C_M 。

Leishman-Beddoes 模型源于经典的非定常气动力指数响应计算方法, 以垂直力系数为例, 可以分为 3 个部分: (1) 附着流, 将翼型剖面的非定常垂直力视为翼型攻角和变距率双重输入响应的叠加过程, 通过 Duhamel 积分的差分格式获得附着流状态下的响应历程, 同时, 引入 Prandtl-Glauert 压缩性修正因子, 计入压缩性的影响; (2) 前缘分离, 在计算垂直力系数的过程中, 不断地与前缘分离时的垂直力系数试验值进行对比, 大于该门槛值时, 进入前缘分离状态, 模拟分离涡运动引起的响应变化; (3) 后缘分离, 采用 Kirchhoff 理论处理翼型后缘分离造成的升力损失。

这样, 气动升力 L 、阻力 D 及力矩 M 分别为

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho_a V_a^2 c C_N \\ D &= \frac{1}{2} \rho_a V_a^2 c C_C \\ M &= \frac{1}{2} \rho_a V_a^2 c^2 C_M \end{aligned} \quad (8)$$

最后气动力在旋转坐标系 R_h 下都可以表示为

$$\mathbf{F}_A = [F_x \quad F_y \quad F_z]^T = [0 \quad -D \quad L] [T] [T]_1 [T]_2 [T]_3 \quad (9)$$

类似地, 空气动力 $\mathbf{F}_A$ 及力矩 $\mathbf{M}_A$ 所做虚功的变分可以表示为

$$\delta W_A^k = \int (F_A \cdot \delta \mathbf{r}_p^T + M \cdot \delta \alpha) dx = \sum_{i=1}^{18} Q_i^A \delta q_i^E \quad (10)$$

将桨叶弹性能、动能和气动力虚功的表达式代入 Hamilton 原理, 可以得到桨叶的非线性动力方程

$$Q_i^T(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) + Q_i^E(q) + Q_i^A(\dot{q}, q, t) = 0 \quad i = 1, 2, \dots, n_b \quad (11)$$

式中 $q, \dot{q}$ 和 $\ddot{q}$ 为广义位移、速度和加速度向量; n_b 为单片桨叶自由度总数。右上标 T, E 和 A 分别表示来自动能、弹性势能、空气动力及铰弹簧、阻尼器及频率匹配器的贡献项。在直升机前飞状态下, 由于桨叶所处的气流场具有不对称性, 因此式(11)是周期时变非线性动力学方程。

对于多自由度非线性周期时变系统, 目前没有理想的求解方法。文[6]中作者采用了拟线性化方法, 该方法对于采用准定常气动理论的运动方程是一种高效的计算方法, 原因在于广义气动力引起的 Jacobi 矩阵(广义气动质量阵、广义气动阻尼阵和广义气动刚度阵)可以逐级推导出来, 因此结合其他广义力引起的 Jacobi 矩阵, 最终可以保证非线性迭代求解的收敛方向。但是, 对于含有多重 Duhamel 卷积运算、经验数据查表、插值以及复杂逻辑运算的 Leishman-Beddoes 非定常及动态失速模型, 拟线性化方法往往很难把握迭代过程中的收敛方向, 为此本文结合 Newmark 直接数值积分方法, 构造了一种新的针对隐式微分方程(11)的求解算法。

将式(11)分为气动广义力和非气动广义力两部分

$$\begin{aligned} Q(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) &= Q^T(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) + \\ Q^E(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) &= -Q^A(\dot{q}, q, t) \end{aligned} \quad (12)$$

在 t 时刻, 对方程左边的非气动广义力进行 Taylor 展开, 保留至一阶, 则

$$\begin{aligned} \frac{\partial Q}{\partial \ddot{q}}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) \Delta \ddot{q}_n + \frac{\partial Q}{\partial \dot{q}}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) \Delta \dot{q}_n + \\ \frac{\partial Q}{\partial q}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) \Delta q_n = -Q(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n, t) - \\ Q^A(\dot{q}_n, q_n, t) \end{aligned} \quad (13)$$

第 $n+1$ 次迭代的位移、速度和加速度为

$$\begin{aligned} q_{n+1}(t) &= q_n(t) + \Delta q_n(t) \\ \dot{q}_{n+1}(t) &= \dot{q}_n(t) + \Delta \dot{q}_n(t) \\ \ddot{q}_{n+1}(t) &= \ddot{q}_n(t) + \Delta \ddot{q}_n(t) \end{aligned}$$

按照 Newmark 直接数值积分方法

$$\begin{aligned} \Delta q_n(t) &= \Delta t^2 \beta \Delta \ddot{q}_n(t) \\ \Delta \dot{q}_n(t) &= \Delta t \gamma \Delta \ddot{q}_n(t) \end{aligned} \quad (14)$$

其中 β 和 γ 为Newmark积分常数。将其代入式(13),可以得到

$$\left[\begin{array}{c} \frac{\partial Q}{\partial \ddot{q}}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) + \Delta t \gamma \frac{\partial Q}{\partial \dot{q}}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) + \\ \Delta t^2 \beta \frac{\partial Q}{\partial q}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) \end{array} \right] \Delta \ddot{q}_n = -Q(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n, t) - Q^A(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n, t) \quad (15)$$

这样,式(11)的求解过程被转化为离散时间步上求解非线性方程组。

3 数值算例

为了验证计算模型和求解方法的有效性,以法国SA349/2小羚羊直升机为例,计算了翼型剖面的气动载荷。小羚羊直升机采用3片桨叶的铰接式旋翼系统,试飞测试数据详见文[11]。这里计算了测试飞行科目中的小速度前飞状态, $\mu=0.14$, $C_T/\sigma=0.065$ 。

首先,表1给出桨叶旋转状态下的固有特性。可以看出本文与CAMRAD^[12]计算结果吻合程度很高,即使最大差别(1阶摆振模式)也未超过2%,由此可以验证本文动力学模型的正确性。其次,计算该状态下的气动载荷。图2~4分别给出桨叶上3

个不同剖面的垂直力系数随方位角的变化曲线。在这种小速度飞行状态下,旋翼尾迹缓慢地向桨盘后方运动,造成桨叶与脱落涡之间出现严重的干扰现象,这一点在97%剖面显现得尤为明显,即在旋翼桨盘前行边90°和后行边270°附近都出现了一个尖锐的峰值,这种复杂的干扰现象是目前小速度旋翼载荷难以准确计算的主要原因。但是,可以看出,由于加入了自由尾迹和非定常及动态失速模型,本文的计算结果很好地捕捉到了桨涡干扰的总体变化规律,特别是能够准确地体现出桨涡干扰的相位变化规律。越靠近桨叶内侧,计算结果越准确。最后,图5给出了桨叶挥舞角随方位角的变化曲线。可以看出本文计算结果基本上体现出桨叶的刚性运动特征,但是前行桨叶的计算值偏大,这与气动载荷的计算结果相吻合。桨叶挥舞运动不仅受桨叶气动环境的影响,同时与桨叶的面内运动有关。小羚羊直升机采用的是非线性摆振阻尼器,其刚度和阻尼与振动的频率和幅值有关,本文将其作为常值处理,有可能引入误差。另外,挥舞和摆振角的测量难度很大,因此在文[11]中测试人员特别注明,挥舞和摆振角的测试结果精度较低。

表1 桨叶无量纲旋转固有频率

模态	1阶摆振	1阶挥舞	2阶挥舞	1阶扭转	3阶挥舞	2阶摆振	4阶挥舞
本文	0.578 4	1.018 6	2.786 4	4.143 5	4.810 7	5.171 1	7.375 1
CAMRAD	0.59	1.02	2.78	4.16	4.87	5.23	7.30
误差/(%)	1.97	0.14	0.23	0.40	1.22	1.13	1.03

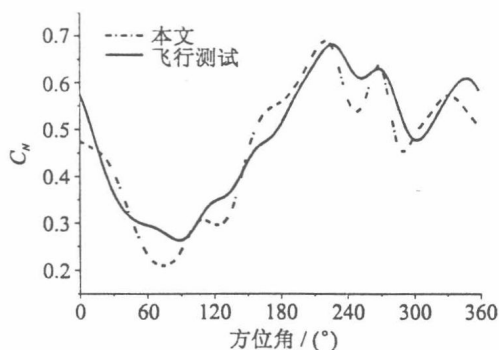


图2 75%径向位置垂直力系数随方位角变化曲线

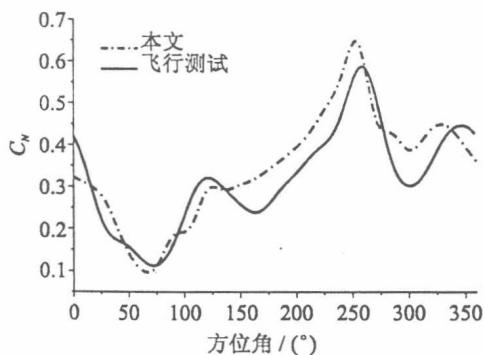


图3 88%径向位置垂直力系数随方位角变化曲线

4 结论

本文给出一种求解直升机旋翼非定常气动载荷的综合气弹分析方法,建模中考虑了桨叶绕挥舞、摆振和变距铰的刚性运动与其自身中等弹性变形之间的动力学耦合效应、二维非定常和动态失速

以及自由尾迹的影响,并且给出了一种基于Newmark差分格式的隐式数值积分方法。小速度前飞状态下气动载荷的算例结果与飞行测试数据吻合程度很高,能够较准确地体现出桨涡干扰的高频动力学特性,从而验证了这种综合气弹分析方法的有效性。

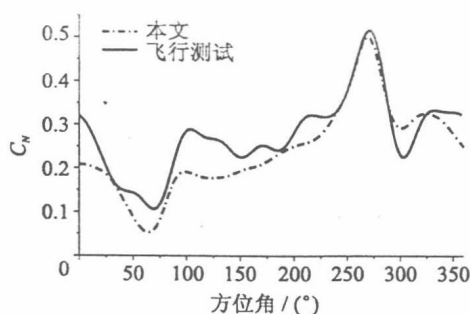


图4 97%径向位置垂力系数随方位角变化曲线

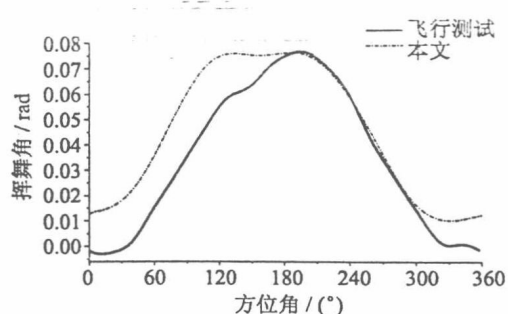


图5 挥舞角随方位角变化曲线

参考文献:

- [1] Johnson W. Rotorcraft dynamics models for a comprehensive analysis[A]. The 54th Annual Forum of the AHS, Washington[C]. DC, 1998. 452~471.
- [2] Johnson W. Evaluation of dynamic stall models with UH-60A airloads flight test data [A]. The 54th Annual Forum of the AHS[C]. Washington, DC, 1998. 576~587.
- [3] Torok M S, Chopra I. Rotor loads prediction utilizing a coupled aeroelastic analysis with refined aerodynamic modeling[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1991, 36(1):58~67.
- [4] Hansford, Robert E, John V. Dynamics workshop on rotor vibratory loads prediction[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1998, 43(1):76~87.
- [5] Wang Haowen, Gao Zheng, Zheng Zhaochang, et al. A new aeromechanical stability analysis methodology for the coupled rotor/fuselage system of helicopters[J]. Transaction of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 18(1):47~52.
- [6] 王浩文, 高正, 郑兆昌. 前飞状态下直升机旋翼系统气弹响应及稳定性分析[J]. 振动工程学报, 1999, 12(4):521~528.
- [7] Hodges D H, Dowell E H. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted non-uniform blades[R]. NASA TN-7818, 1974. 1~51.
- [8] Sivaneri N T, Chopra I. Finite element analysis for bearingless rotor-blade aeroelasticity[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1984, 29(2):42~51.
- [9] Johnson W R. Wake model for helicopter rotors in high speed flight[R]. NASA CR 177507, 1988. 7~11.
- [10] Leishman J G, Beddoes T S. A generalised model for airfoil unsteady aerodynamic behaviour and dynamic stall using the indicial method[A]. The 42th Annual Forum of AHS[C]. Washington D C, 1986. 243~265.
- [11] Heffernan R, Gaubert M. Structural and aerodynamic loads and performance measurements of an SA 349/2 helicopter with an advanced geometry rotor[R]. NASA TM 88370, 1986. 1~58.
- [12] Heffernan R. Effect of helicopter blade dynamics on blade aerodynamic and structural loads[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 31(2):30~41.

高速直升机方案中升力转移过程的设计和试验研究

王焕瑾, 高 正

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家重点实验室, 南京, 210016)

摘要:在众多高速直升机方案中,最有发展前途的就是旋翼/机翼转换式高速直升机。目前大多数转换式高速方案都采用升力转移来解决导致直升机不能飞得更快的根本原因——旋翼相对气流分布的不对称性所造成的气流分离及激波问题,即从直升机模式由旋翼承担升力过渡到固定翼飞机模式由机翼承担升力。而升力转移过程中,升力、功率和操纵的平滑过渡则是此方案的关键。本文根据某高速直升机方案设计了其升力转移过程,并用试验对升力转移过程进行了验证。

关键词:直升机;高速;升力转移;设计;试验

中图分类号:V211.52

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2003)03-0237-05

Design and Experiment of Lift Transfer in Scheme of High-Speed Helicopter

WANG Huan-jin, GAO Zheng

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

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

Abstract: With the development of helicopter in military and civil aviation, it is necessary to increase its flight speed. The research in this filed has been done for long time. So many projects in scheme of high-speed helicopter are presented in recent years. However, every project must solve a problem related to main rotor stall and shock wave—the reasons that restrict the forward speed of the helicopter. Most of the projects solve this problem by lift transfer, that is, to shift the lift from the main rotor in the helicopter model to the wing in the air plane model. In the schemes, the project of rotor/wing-interchanging model is most hopeful. The key technique of the project of the high-speed rotorcraft is the smoothness of lift shift, power and control. In this paper, the process of the lift shift is designed. To verify the feasibility of the scheme, the wind tunnel experiment is needed. The especial model of the diskwing/co-axial rotors, or DCAR and a test-rig are designed and built. The lift and the power are measured in different wind speeds, rotate speeds, attack angles for the diskwing and the DCAR. Based on these test data, the calculation method is revised for aerodynamic characteristics of the DCAR. Then, the feasibility of the lift shift for the DCAR is proved.

Key words: helicopters; high-speed; lift transfer; design; experiment

引 言

为了让直升机飞得更快,人们想出了种种方

案。归结起来大致有三种类型:复合式、倾转旋翼/机翼式和转换式。但是,无论哪一种方案,旋翼旋转所造成的气流不对称总是限制飞行速度的根本原

收稿日期:2002-10-14;修订日期:2003-02-20

作者简介:王焕瑾,女,博士后,1973年4月生,E-mail:whj@nuaa.edu.cn;高 正,男,教授,博士生导师,1933年1月生。

因^[1]。因此若要解决直升机的高速问题,最终还是要通过停转旋翼使其变为机翼,从直升机模式完全转换成飞机模式。一旦旋翼停转技术取得突破,旋翼/机翼转换式将会成为新一代的名符其实的高速直升机。而转换式方案的关键技术就是升力的转移过程。保证转换过程中升力、功率及操纵的平滑过渡是此项研究的核心内容。

1 高速方案的升力转移过程设计

1.1 高速方案旋翼系统的设计

借鉴“VERTICRAFT”的盘翼设计思想(图1)^[2],作者设计了一种转换式高速直升机方案。

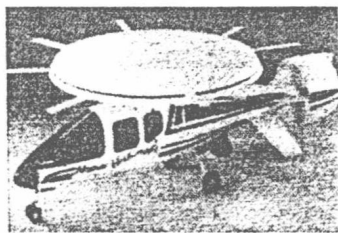


图1 垂直飞行器(VERTICRAFT)

该方案用上下两层相互反转的“盘翼”消除直升机模式时的旋翼反扭矩作用。不采用“VERTICRAFT”的平板盘翼,改为带有曲度的盘翼,以改善气动性能。“翼盘”上装有若干片能沿径向伸出和缩入的桨叶。因为这些桨叶的位置在外,具有较高的圆周速度,因此较易产生足够大的升力,实现垂直起落和悬停。机身尾部取消尾桨,采用矢量推力的涵道螺旋桨,在飞机模式时提供前飞推力,还可以提供俯仰和滚转操纵力矩。在前飞状态时,升力过渡通过调整转速、桨距和桨盘迎角来实现,最后小桨叶缩进“翼盘”中,由圆盘形机翼产生升力,彻底消除前行桨叶激波和后行桨叶失速对前飞速度的限制,并且具有良好的气动外形。

在某型直升机旋翼系统参数的基础上,根据升力转换的要求,经过反复估算对比确定了此总体方案中旋翼系统的主要参数(见表1)。

表1 高速型方案旋翼系统的主要参数

盘翼直径 /m	桨叶长度 /m	桨叶宽度 /m	桨叶片数	悬停转速 /(r·min ⁻¹)
3.2	1.2	0.16	4(上下各两片)	455

1.2 转换过程的设计

这种高速型直升机从直升机模式转入飞机模

式的工作过程是:

垂直起飞→悬停→进入前飞并使迎角增加→随着前飞速度继续增加,降低转速以保持总升力,桨盘迎角渐大→前飞速度为 v_1 ,转速降低到 Ω_1 ,桨盘迎角为 α_1 时进入自转(利用自转状态的气动优势,将自转状态引入升力转移过程中^[2,3])→继续增大飞行速度并降低转速,至 Ω_2 时桨叶开始缩回→桨叶完全缩进,以固定翼模式飞行。

依据模型试验的结果和升力平滑过渡的要求,计算了旋翼系统过渡状态中的升力及功率,确定了状态转换点。

2 升力转移和过渡的试验研究

在对升力的转移和过渡进行理论研究的基础上,对旋翼模型在不同风速、转速、迎角条件下的升力和功率进行了测量,以验证设计方案在各节点处升力、功率变化的平滑性,分析升力过渡方案是否可行。

2.1 试验模型及试验设备

为了进行本设计方案的原理性试验,专门设计和建设了试验台和盘翼试验模型。

模型盘翼系统为一个组合系统,由上下两个互相反转的盘翼、盘翼托架、桨叶和安装桨叶所用的承载梁共同组成。盘翼及其托架为铝制件。桨叶为复合材料制成,无扭转。上下桨叶的桨距不同,分为两组:第一组为驱转状态,上桨叶桨距为 8° ,下桨叶桨距为 9.5° ;第二组用于自转状态下的,上桨叶桨距为 3° ,下桨叶桨距为 3.5° 。

整个试验装置的机械系统包括底座、支架、齿轮箱和动力源。试验所用的数据采集系统是直升机旋翼台原有的,体积小,功能强。总体安装后的试验系统如图2所示。

2.2 试验结果及分析

试验分为盘翼吹风、悬停、前飞和自转四部分,部分试验结果如图3~6所示。

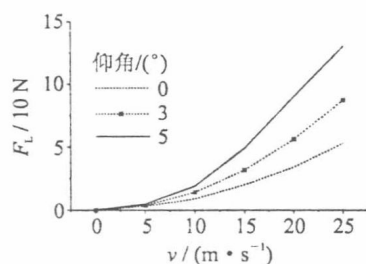
试验结果分析:

(1)盘翼的升力和阻力都随风速而增大;升力随仰角增大显著,但阻力随仰角变化不大。

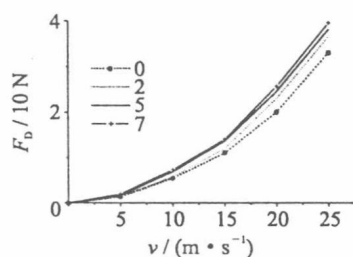
(2)悬停实验表明,桨叶越短,升力随转速增加的斜率越小,这可以用桨叶的三维效应及桨尖损失更大来解释。在悬停实验中,还专门测量了只装上两片桨叶和上下共装四片桨叶时的需用功率。得到装两片桨叶时的需用功率近似为装四片时的1/2,



图2 试验系统整体

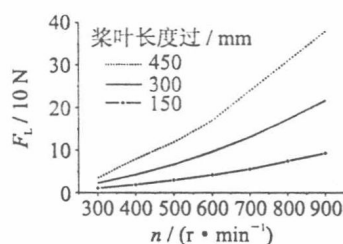


(a) 盘翼升力

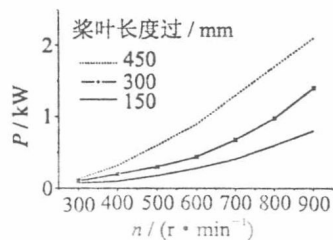


(b) 盘翼阻力

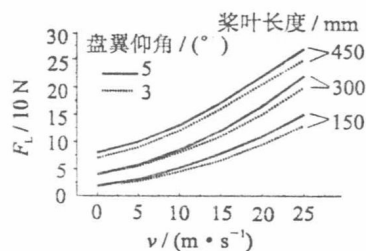
图3 盘翼吹风试验结果



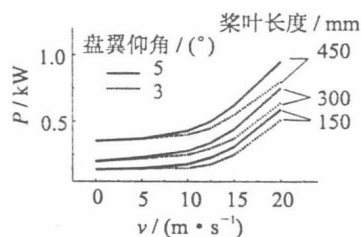
(a) 升力



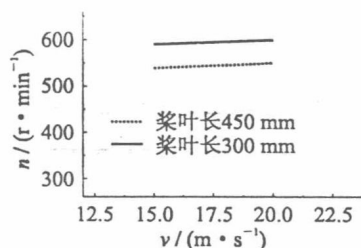
(b) 功率

图4 盘翼/桨叶组合体在大桨距下的悬停试验结果
(上盘桨叶桨距8°,下盘桨叶桨距9.5°)

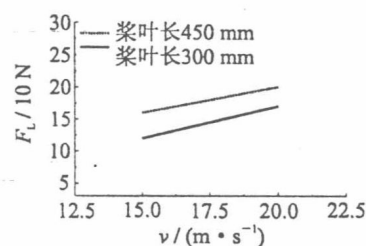
(a) 升力



(b) 功率

图5 盘翼仰角、桨叶长度对升力、功率的影响
(上盘桨叶桨距8°,下盘桨叶桨距9.5°,400 r/min)

(a) 自转转速



(b) 升力

图6 自转状态试验结果
(盘翼仰角5°,上盘桨叶桨距3°,下盘桨叶桨距3.5°)

即上下互相反转的桨叶的需用功率相等,所以说可以消除反扭矩作用。

(3)盘翼/桨叶组合体的吹风试验结果表明,盘翼仰角对升力、功率的影响随风速的增加而增加。在桨叶长度较大时,这一特点更为明显。

(4)从自转状态的试验结果可以看出,随风速增加,自转的稳定转速变化不大,但升力随风速增大。

(5)经过对试验数据的分析,发现盘翼升力系

数比预想值小,而桨叶之间的气动干扰受桨叶长度的影响程度比预估的要大,根据试验结果对计算中的某些影响系数作了修正,使计算结果与试验结果相符。图7~8是计算值和试验数据的对比。可以看出,根据试验数据而修正过的计算方法有较好的准确性,可以用于计算高速型方案升力转移和过渡过程。图8表示试验得出的自转性能略低于理论计算值,是由于变速器及自转离合器性能欠佳,存在较大的阻力所致。

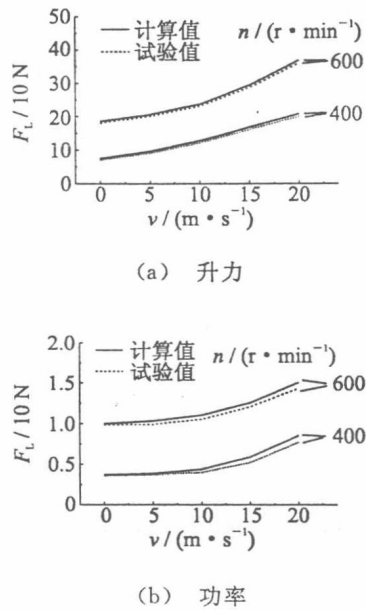


图7 盘翼/桨叶组合体吹风试验与理论计算结果对比
(桨叶长度450 mm,上盘桨叶桨距8°,
下盘桨叶桨距9.5°,仰角3°)

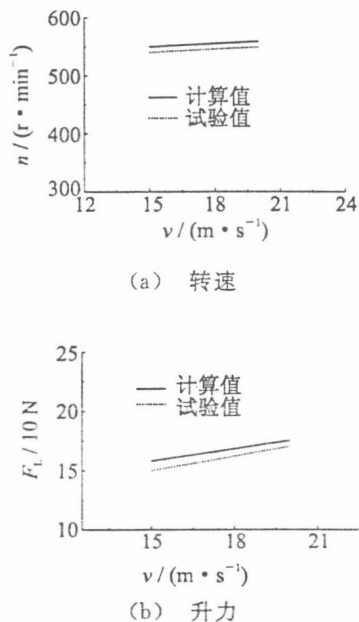


图8 自转状态的试验与理论计算结果对比
(桨叶长度450 mm,上盘桨叶桨距3°,
下盘桨叶桨距3.5°)

2.3 升力转移过程的设计修正

用经过检验和修正的计算方法设计了升力转移过程,按此过程可实现由直升机模式向飞机模式的转换。转换节点参数及节点处升力和功率变化情况如图9所示。可以看出,在前飞过程中旋翼产生的升力和所需的功率一直下降,而盘翼产生的升力和所需功率一直上升,保持总升力不变;总功率平滑改变。操纵量变化平缓,因此操纵过程可行。转速一直平缓下降,直至为零,桨叶最后完全缩进,使盘翼作为升力装置承担高速前飞所需的升力。

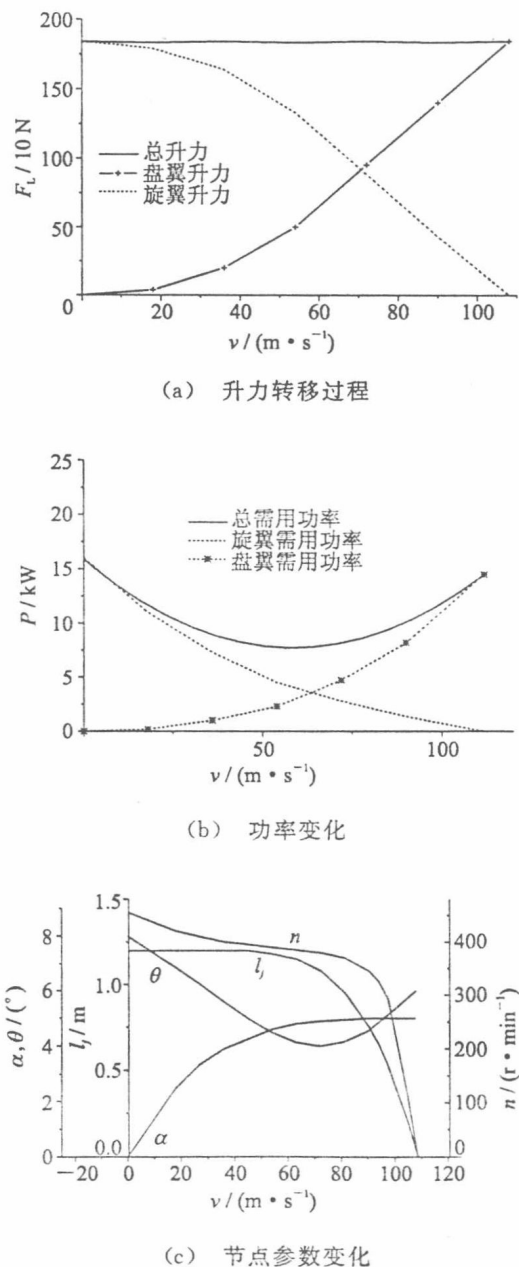


图9 从直升机模式到飞机模式的转化过程
(α 为盘翼仰角, θ 为桨距角, l_j 为桨叶长度)

按照本文提出的方案,在升力转移和过渡过程中,通过改变盘翼仰角、桨距、转速等参数可以实现升力和功率平滑过渡。并且,各操纵量变化平缓连续,因此这种转换是可以实现的。

3 结束语

在经过理论分析和试验验证后可以得出结论:通过改变盘翼仰角、旋翼桨距和转速等参数,可以使升力和功率平滑过渡。并且,各操纵量变化平缓、连续。转换过程是可操纵的,此高速方案是可行的。

由于时间、条件有限,只进行了旋翼系统的原理性试验。对方案的全面验证还有待于全机模型的吹风试验。同时,除自转理论外,此方案的性能估算较为粗糙,需要对盘翼/桨叶组合系统做更深一步的研究。

在试验中还发现,由于盘翼很重,给天平测量带来很多问题;变速箱中齿轮质量不好,容易损坏,并且啮合情况不好,也同样给天平测量带来问题;上下桨叶距离很近,在高转速、大风速条件下有碰撞危险。今后的试验工作要改善变速箱质量、减轻盘翼重量和避免桨叶相撞。

参考文献:

- [1] Prouty R. W. Designing for high speed; More Helicopter Aerodynamics [M]. Peoria: PJS Publications Inc, 1988. 60~62.
- [2] 文裕武, 温清澄编著. 现代直升机应用与发展 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2000. 433~443.
- [3] 王焕瑾, 高正. 旋翼自转状态在高速直升机升力转移过程中的应用 [J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(1): 1~5.
- [4] Lemont H E. Lemont Aircraft Corp. Technologies for future vertical flight concepts [A]. American Helicopter Society 56th Annual Forum [C]. Virginia, 2000. 1~9.
- [5] Orchard, Newman M. Simon some design issues for the optimisation of the compound helicopter configuration [A]. American Helicopter Society 56th Annual Forum [C]. Virginia, 2000. 1357~1369.
- [6] 普劳蒂 R W 著. 直升机性能及稳定性和操纵性 [M]. 高正, 等译. 北京: 航空工业出版社, 1990. 265~269.
- [7] Johnson W. Helicopter theory [M]. Princeton University Press, 1980. 110~111.

高速直升机 RD15 设计方案研究

王焕瑾 高 正

(南京航空航天大学直升机技术研究所)

摘 要: 为了让直升机飞的更快,人们一直在不懈探索。本文在对目前各种高速直升机方案进行分析的基础上,结合单片桨叶控制技术和矢量推力技术提出了一种高速方案,并对此方案的关键技术——升力的转移和过渡过程进行了研究,最后介绍了高速直升机 RD15 的总体方案。

1. 引言

最大巡航速度一直就是直升机性能的一个重要指标。对于运输型机来讲,高速度意味着高效率,高经济性,低成本,而对于战斗机来讲,高速度的优势和重要性更是不言而喻。因此,很多人和部门都希望直升机的速度能和飞机具有可比性。

但是由于前飞工作环境下旋翼的气流不对称情况,直升机前飞最大速度受到前行桨叶压缩性影响及后行桨叶气流分离的限制。长期以来,人们一直在不懈地探询新的技术发展思路,力图创造一种新型的飞行器,既能保持直升机的垂直起落、悬停和经济性的优势,又能达到飞机的飞行速度。几十年中,产生了很多种不同形式的“垂直起落转换式飞行器”。大家熟知的倾转旋翼机 V-22 就是一种转换式飞行器,它可以在飞行中根据需要在飞机模式与直升机模式之间转换以便发挥每一种模式的优势。多年来的探索和创造实践形成了后来高速直升机发展的三种主要技术途径——复合式、倾转旋翼/机翼式、旋翼/机翼转换式。

2. 高速直升机三种发展途径分析

2.1 复合式直升机

复合式直升机在悬停和低速时以直升机模式工作,速度提高到一定程度后旋翼进入自转状态。随着速度的增大,旋翼转速降低并逐渐卸载,机翼逐步承载,当转速降至一半时,旋翼只承担 20% 的升力。这样,桨叶剖面迎角的减小推迟了后行桨叶的气流分离,旋翼转速的下降缓解了前行桨叶的激波失速。让机翼为旋翼卸载,这就是复合式直升机的核心思想。

二十世纪 50 年代,由理查德·法力(Richard Fairey)主持设计和制造的 Rotodyne(图 1)是复合式直升机的典型代表^[1]。Rotodyne 在悬停、低速时以直升机模式工作,高速前飞时旋翼处于自转状态、机翼为旋翼卸载。

最近,由私人设计和资助的“复合式旋翼机”-CarterCopter 已经取得了巨大进步,预计可达到 640 公里/小时的巡航速度^[2]。同时,各种技术的发展也给复合式的发展带来了曙光。RVR(Reverse Velocity Rotor)旋翼采用对称翼型设计,引入旋翼的自转,采用旋翼转速降