

南京航空航天大学
论文集

(二〇〇五年) 第1册

航空宇航学院

(第1分册)

南京航空航天大学科技部编

二〇〇六年三月

航空宇航学院

011 系

航空宇航学院2005年学术论文清单 (0111)

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	钟宜兴 高 正	博士 正高	0111 0111	地炮对武装直升机间瞄射击最优火力分配	南京航空航天大学学报	2005. 37. 06
2	韩 东 高 正	博士 正高	0111 0111	惯性坐标系下的旋翼气弹稳定性建模	南京航空航天大学学报	2005. 37. 04
3	徐 进 高 正	博士 正高	0111 0111	Quantitative Analysis of Wake Distortion Effect Based on Experiments of an Isolated Maneuvering Rotor	Proceeding of the 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology	2005
4	李建波 高 正	博士后 正高	0111 0111	涵道风扇空气动力学特性分析	南京航空航天大学学报	2005. 37. 06
5	顾冬雷 夏先明 高 正	博士后 正高	0111 外校 0111	无人直升机飞控系统设计与应用	南京航空航天大学学报	2005. 37. 04
6	顾仲权	正高	0111	Active Control of Structural Vibration with On-line Secondary Path Modeling	Progress in Natural Science	2004. 14. 06
7	顾仲权	正高	0111	Adaptive Control of Structuesal Responoses for Helicopter in Time Domain	Proceeding of the 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology	2005
8	鲁民月 顾仲权	博士 正高	0111 0111	Decentralized adaptive generalized predictive control of for structural vibration	Progress in Natural Science	2005. 15. 03
9	鲁民月 顾仲权	博士 正高	0111 0111	简化的结构振动自适应前馈控制方法研究	振动与冲击	2005. 24. 01
10	雷凌云 顾仲权	博士 正高	0111 0111	小阻尼动态系统的时域自适应反馈主动阻尼设计	南京航空航天大学学报	2005. 37. 02
11	徐国华 招启军 彭延辉	正高 中级 硕士	0111 0111 0111	A Study on the Induced Velocity and Noise of a Scissors Rotor in Hover	Proceeding of the 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology	2005
12	徐国华 招启军 王 海	正高 中级 博士	0111 0111 0111	计算流体力学在直升机旋翼流场模拟中的应用	中国力学大会	2005
13	李春华 徐国华	博士 正高	0111 0111	悬停和前飞状态倾转旋翼机的旋翼自由尾迹计算方法	空气动力学学报	2005. 23. 02
14	李春华 徐国华	博士 正高	0111 0111	悬停和前飞状态下旋翼在导弹发射线上的诱导影响计算	空气动力学学报	2005. 23. 04
15	李春华 徐国华	博士 正高	0111 0111	A Free-Vortex Wake Analysis for Tiltrotors in Steady and Transition Flights	Proceeding of the 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology	2005
16	宋辰瑶 徐国华	博士 正高	0111 0111	基于非定常气动模型的翼型动态响应计算	实验流体力学	2005. 19. 02
17	黄水林 李春华 徐国华	硕士 博士 正高	0111 0111 0111	基于自由尾迹和升力面分析的双旋翼气动特性计算方法	第二十一届全国直升机年会论文集	2005
18	张 洁 李春华 徐国华	硕士 博士 正高	0111 0111 0111	直升机机动飞行对旋翼入流影响的计算	第二十一届全国直升机年会论文集	2005
19	娄红顺 李春华 徐国华	硕士 博士 正高	0111 0111 0111	基于广义动态尾迹模型的旋翼入流计算方法	第二十一届全国直升机年会论文集	2005
20	招启军 徐国华 赵景根	中级 正高	0111 0111 0111	Numerical Simulations of the Unsteady Flowfield of Helicopter Rotors on Moving Embedded Grids	Aerospace Science and Technology	2005. 09. 02

21	招启军 徐国华	中级 正高	0111 0111	使用高阶逆风通量差分裂格式的悬停旋翼流场数值模拟	航空动力学报	2005. 20. 02
22	招启军 徐国华	中级 正高	0111 0111	基于高阶逆风通量差分裂格式的直升机旋翼前飞流场模拟	空气动力学学报	2005. 23. 04
23	招启军 徐国华	中级 正高	0111 0111	直升机旋翼下洗流场的欧拉方程数值模拟	南京理工大学学报	2005. 29. 06
24	招启军 徐国华	中级 正高	0111 0111	基于嵌套网格和计入尾迹影响的直升机旋翼流场数值模	南京航空航天大学学报	2005. 37. 06
25	招启军 徐国华	中级 正高	0111 0111	Aerodynamics and Acoustics of the Rotor With New Tip Shapes Based upon Numerical Simulations and Experiments	Proceeding of the 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology	2005
26	招启军 徐国华	中级 正高	0111 0111	旋翼流场数值模拟的一个混合方法	中国力学大会	2005
27	叶 靛 徐 广 招启军 徐国华	博士 硕士 中级 正高	0111 0111 0111 0111	直升机机身外形对流场和气动特性的影响	第二十一届全国直升机年会论文集	2005
28	王 辉 徐锦法 高 正	博士 正高 正高	0111 0111 0111	基于开放平台和神经网络的自主飞行控制系统研究	信息与控制	2005. 00. 02
29	王 辉 徐锦法	博士 正高	0111 0111	基于事件服务的分布式飞行控制系统实现	系统仿真学报	2005. 00. 05
30	王 辉 徐锦法 高 正	博士 正高 正高	0111 0111	基于事件的无人直升机分布式飞行控制系统实现	南京航空航天大学学报	2005. 37. 02
31	蒋鸿翔 徐锦法	博士 正高	0111 0111	基于CORBA事件服务的分布式对象组件设计与实现	计算机仿真	2005. 22. 04
32	蒋鸿翔 徐锦法	博士 正高	0111 0111	无人直升机自主着陆的视觉图像处理方法	第二十一届全国直升机年会论文集	2005
33	曹锦华 徐锦法	硕士 正高	0111 0111	基于模型逆和神经网络的无人倾转旋翼机自适应飞行控制	中国航空学会第18届直升机年会论文集	2002
34	张俊涛 徐锦法	硕士 正高	0111 0111	无人直升机飞行仿真环境建模方法研究	第二十一届全国直升机年会论文集	2005
35	张义涛 徐锦法	硕士 正高	0111 0111	倾转旋翼飞行器飞行控制方针对象建模	第二十一届全国直升机年会论文集	2005
36	陆 洋 王浩文 高 正	中级 副高 正高	0111 0111 0111	用于电控旋翼气弹分析的带襟翼翼型气动力模型	空气动力学学报	2005. 32. 02
37	陆 洋 王浩文 高 正	中级 副高 正高	0111 0111 0111	电控旋翼直升机配平及操纵特点分析	飞行力学	2005. 23. 02
38	陆 洋 王浩文 高 正	中级 副高 正高	0111 0111 0111	Theoretical and Experimental Research on the Electrically Controlled Rotor	Proceeding of the 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology	2005

航空宇航学院2005年学术论文清单 (0112)

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	郭盛杰 姚卫星	博士 正高	0112 0112	常幅载荷下结构元件断裂可靠度估算的应力强度因子模型	计算力学学报	2005. 22. 04
2	罗成利 姚卫星 张志林	硕士 正高 正高	0112 0112 0112	有机玻璃材料疲劳寿命分析的损伤分离法	南京航空航天大学学报	2005. 37. 06
3	魏小辉 聂宏	博士 正高	0112 0112	Dynamic Analysisi of Aircraft Landing Impact Using Landing-Region-Based Model	Journal of Aircraft	2005. 42. 06
4	魏小辉 聂宏	博士 正高	0112 0112	基于降落区概念的飞机起落架着陆动力学分析	航空学报	2005. 26. 01
5	杨谋存 聂宏	博士 正高	022 0112	半主动悬架控制的关键问题及其发展趋势	中国机械工程学术年会	2005
6	昂海松	正高	0112	微型扑翼的气动特性和实验研究	中国航空学会飞机发展与总体分会 2005年学术交流会	2005
7	胡银彪 昂海松	博士 正高	0112 0112	基于SBR和像素法的复杂目标的RCS计算	系统工程与电子技术	2005. 27. 02
8	胡银彪 昂海松	博士 正高	0112 0112	导弹激光反射特性等效模拟	光电工程	2005. 32. 09
9	季健 昂海松	博士 正高	0112 0112	利用CCD摄像机求解飞行器运动参数	传感器技术	2005. 24. 05
10	季健 昂海松	博士 正高	0112 0112	序列图像中直线边缘快速提取和匹配	南京航空航天大学学报	2005. 37. 02
11	曾锐 昂海松	博士 正高	0112 0112	扑翼柔性及其对气动特性的影响	计算力学学报	2005. 22. 06
12	王云 昂海松	博士 正高	0112 0112	Research of New Conceptive Rotated Ramjet	XVII International Symposium On Air Breathing Engines (ISABE)	2005
13	黄爱凤 余雄庆 姚卫星	硕士 正高 正高	0112 0112 0112	翼面隐身结构电磁散射特性的数值模拟	航空学报	2005. 26. 04
14	聂毅 余雄庆	硕士 正高	0112 0112	低成本翼面隐身结构的设计和RCS测试分析	系统工程与电子技术	2005. 27. 09
15	薛飞 余雄庆 姚卫星	硕士 正高 正高	0112 0112 0112	轻型飞机机翼气动/结构协同优化研究	计算力学学报	2005. 22. 04
16	曾会华 余雄庆	硕士 正高	0112 0112	基于代理模型的气动外形优化	航空计算技术	2005. 35. 04
17	郭卫刚 余雄庆	硕士 正高	0112 0112	联结翼飞机布局特点探讨	海军航空工程学院学报	2005. 20. 02
18	王小妮 余雄庆	硕士 正高	0112 0112	大展弦比联接翼结构重量估算	北京航空航天大学学报	2005. 31. 12
19	沈海军	副高	0112	The geometrical configuration and electrical structure of C ₆₀ molecule under electric field	Internal Journal of Nanoscience	2005. 04. 03
20	沈海军 郭万林	副高 正高	0112 0112	3D constraint effects on 3D crack propagation	International Journal of Fatigue	2005. 27
21	沈海军 郭万林	副高 正高	0112 0112	Modified James-Anderson method with 3D effects of fatigue crack propagation considered	International Journal of Fatigue	2005. 27
22	沈海军 穆先才	副高 硕士	0112 0112	受压C ₆₀ , C ₁₈₀ , C ₆₀ @C ₁₈₀ 富勒烯分子的力学特性与电子结构研究	材料研究学	2005. 19. 06
23	沈海军	副高	0112 0112	C ₆₀ 、M@C ₆₀ (M=Si, Ge)富勒烯分子的压缩力学特性	功能材料	2005. 36. 06
24	沈海军 付光炬	副高 硕士	0112 0112	几种二胺类分子空穴传输特性的AM1分析	感光材料与光化学	2005. 23. 06
25	沈海军	副高	0112 0112	Ni、Ti与NiTi合金低能电子作用下电子散射的Monte Carlo模拟	南京航空航天大学学报	2005. 37. 06
26	沈海军 史友进	副高 副高	0112 0131	电场作用下C ₆₀ 富勒烯二聚体分子的几何构形	化学物理学报	2005. 18. 03
27	沈海军 史友进	副高 副高	0112 0112	碰撞C ₂₀ -C ₂₀ 富勒烯分子的聚合与分裂	计算机与应用化学	2005. 22. 02

28	沈海军 穆先才	副高 硕士	0112 0112	“Y”形、竹节形与直纳米碳管拉伸力学特性的有限元分析	材料科学与工程学报	2005. 23. 03
29	沈海军	副高	0112 0112	纳米碳管中镍团簇形态与熔化的分子动力学研究	计算机与应用化学	2005. 22. 08
30	沈海军	副高	0112 0112	Ag原子团簇在纳米碳管中的形态与熔化	原子与分子物理学报	2005. 22. 04
31	沈海军 陈 裕	副高 硕士	0112 0112	火星服纳米机器人	世界科技研究与发展	2005. 27. 04
32	沈海军 穆先才	副高 硕士	0112 0112	受压C ₆₀ , C ₁₈₀ , C ₆₀ @C ₁₈₀ 富勒烯分子的力学特性与电子结构研究	《现代力学与工程》(05年江苏省力学学会青年论坛论文集)	2005
33	沈海军 史友进	副高 副高	0112 0112	C180异构体分子的半经验量子化学分析	计算机与应用化学	2005. 22. 10
34	沈海军 穆先才	副高 硕士	0112 0112	分叉纳米碳管与直纳米碳管拉伸力学特性的分子动力学研究	纳米科技	2005. 00. 07
35	沈海军 穆先才	副高 硕士	0112 0112	纳米薄膜的分类、性能、制备技术与应用	微纳电子技术	2005. 42. 11
36	沈海军 穆先才	副高 硕士	0112 0112	C60、Si@C60、Ge@C60富勒烯分子的电子传输特性	江苏省博士后学术大会论文集	2005
37	沈海军 穆先才	副高 硕士	0112 0112	C ₆₀ 富勒烯分子的电子传输特性	微纳电子技术	2005. 42. 08
38	沈海军	副高	0112 0112	非线性杆元法及其在C ₆₀ 晶体薄膜力学特性分析中的应用	材料科学与工程学报	2005. 23. 02
39	薛彩军 聂 宏 戴雁琴	中级 正高 初级	0112 0112 0112	A Web-based Engineering Optimization System and Its Application	Procceding of 2004 international symposium on distributed computing and applications to business, engineering and science(DCABES2004 PROCEEDINGS)	2004. 09
40	薛彩军 聂 宏	中级 正高	0112 0112	机械产品协同优化设计研究综述	机械科学与技术	2005. 05
41	薛彩军 聂 宏	中级 正高	0112 0112	分布式环境下结构动静态协同优化设计	应用科学学报	2005. 05
42	薛彩军 聂 宏	中级 正高	0112 0112	分布式环境下并行有限元分析策略的研究	机床与液压	2005. 04

南京航空航天大学 学报

JOURNAL OF NANJING UNIVERSITY
OF AERONAUTICS & ASTRONAUTICS



第37卷 第6期
(总第165期)

Vol.37 No.6

ISSN 1005-2615



2005 6

目次

基于嵌套网格和计入尾迹影响的旋翼流场数值模拟	招启军	徐国华(675)
涵道风扇空气动力学特性分析	李建波	高正(680)
内压缩通道几何参数对高超声速进气道性能的影响	张晓嘉	梁德旺(685)
一种圆筒型非接触式超声电机	季叶	赵淳生(690)
Ni,Ti及NiTi合金低能电子散射的Monte Carlo模拟	沈海军	(694)
装有多孔介质的封闭腔体中热驱动换热的数值研究	夏婕 常海萍	杨敏(699)
燃烧室冷态流场的数值研究	胡好生 蔡文祥	赵坚行(704)
双向进气结构脉管制冷机稳定特性	蒋彦龙 陈国邦 THUMMES Guenter	(709)
基于多学科涡轮叶片气动设计优化	舒彪 韩前鹏	邓家禔(714)
机翼非平行边界层稳定性研究	刘吉学 唐登斌	朱国祥(720)
材料变形过程的虚拟仿真技术	姚正军 黄斌	王红杰(725)
基于周期性边界条件的机织复合材料多尺度分析	王新峰 周光明 周储伟 等	(730)
金属结构损伤复合材料微波修复的实验研究	罗文琳 许陆文	徐鹿麟(736)
有机玻璃材料疲劳寿命分析的损伤分离法	罗成利 姚卫星	张志林(741)
地炮对武装直升机间瞄射击最优火力分配	钟宜兴 高正	谢文(745)
短肢剪力墙结构体系的动力特性分析	黄东升 程文灏	彭飞(749)
一种全新的基于置换密钥矩阵加密算法	袁家斌 叶峰	(754)
并行多种群自适应遗传算法在COW集群上的实现	刘虎 张焕春 经亚枝 等	(760)
外关联规则挖掘	张有东 王建东 叶飞跃 等	(766)
基于形态学梯度矢量的图像边缘提取算法	姜涌 曹杰 杜亚玲 等	(771)
多径信道中多用户检测和DOA估计联合处理方法	张小飞 徐大专	(776)
填充各向异性介质二维开口腔体散射特性分析	周平 徐金平	(782)
频率选择表面天线复用副面的研究	万顺生 王晓春 周一帆	(787)
具有输出耦合电感的高压增益双管正激组合变换器	石健将 严仰光 何湘宁	(790)
双凸极永磁电动机霍尔位置调整方法	秦海鸿 黄伟君 王慧贞 等	(795)
运行中750 kV悬挂式避雷器电场计算及设计优化	王世山	(801)
微型仿生扑翼飞行器的尺度效应分析	王姝歆 周建华 颜景平	(807)
飞机燃油系统油量计算与误差分析	段福宽 揭裕文 许应虎 等	(811)
致谢		(816)

《南京航空航天大学学报》2005年(第37卷1~6期)总目次

《南京航空航天大学学报》2005年(第37卷1~6期)作者索引

第37卷卷终

[期刊基本参数]CN32-1429/V * 1956 * b * A4 * 143 * zh * P * ￥10.00 * 1500 * 28 * 2005-12

地炮对武装直升机间瞄射击最优火力分配

钟宜兴¹, 高正², 谢文¹

(1. 炮兵学院南京分院, 南京, 211132;

2. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 最优火力分配是指当目标性质和地段幅员、诸元误差、散布表征以及发射弹数一定时, 如何选择合适的射向间隔和距离差, 使对目标射击的毁伤程度达到最大值。目前已建立的最优火力分配模型基于二维, 只适用于对地面目标射击, 而对武装直升机间瞄射击时, 应采用三维条件下的最优火力分配模型。因此, 本文研究了地面火炮射击低空飞行的直升机的最优火力分配问题, 推导了评定射击效率的三维模型, 建立了最优火力分配的三维数学模型, 解决了三维条件下最优火力分配的定量计算。

关键词: 武装直升机; 火力分配; 射击; 毁伤

中图分类号: V211.73

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2005)06-0745-04

Optimum Fire Distribution for Ground Artillery Firing Armed Helicopter

ZHONG Yi-xing¹, GAO Zheng², XIE Wen¹

(1. Nanjing Branch Academy of Artillery Academy of PLA, Nanjing, 211132, China;

2. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

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

Abstract: To shoot down flying-upon helicopters, the optimum distribution of the ground artillery is researched. Using the optimum fire distribution the highest damage effect is achieved if the property of targets and other values like data and the dispersion error, etc. are certain and the ammunition consumption is quantified. Accordingly the optimum fire distribution is the best choice of shooting. When the ground artillery fire airborne targets like armed helicopters, it is necessary to use three-dimensional model of the fire distribution. However, the available optimum fire distribution model is based on two-dimension and suitable only for shooting ground targets. To solve the problem, the three-dimensional optimum fire distribution mathematical model for evaluating firing effects and quantitative calculations is established.

Key words: armed helicopter; fire distribution; shoot; damage

两次海湾战争表明, 以超低空甚至贴地飞行实施突袭的武装直升机对炮兵阵地、各种车辆、步兵及其工事都是很严重的威胁。地面火炮抗击直升机已成为不可回避的作战任务之一。但目前国内外已建立的最优火力分配模型是基于二维的, 只适用于对地面目标的射击, 还没有对三维最优火力分配模

型进行过系统的研究, 而对于武装直升机等空中目标行间瞄射击时, 须采用三维条件下最优火力分配模型。为解决这一问题, 本文推导了评定射击效率的三维模型, 建立了最优的火力分配三维数学模型, 解决了三维条件下最优火力分配的定量计算问题^[1]。

收稿日期: 2004-11-04; 修订日期: 2005-04-13

作者简介: 钟宜兴, 男, 教授, 1968年12月生, E-mail: zxy3712@sina.com.cn; 高正, 男, 教授, 博士生导师, 1939年1月生; 谢文, 男, 硕士研究生, 1980年9月生。

1 评定射击效率的三维模型

假定全部炸点落在某一长方体的空间内,并呈均匀分布,称这个空间为射击空间,设它的正面长为 $2L_x$ 、纵深为 $2L_z$ 、高为 $2L_y$ 。并假定存在这样一个空间,它的中心点是目标中心,射弹落入该空间,目标被毁伤,在空间之外一定不被毁伤,称这个空间为毁伤空间,如图1所示。当射击空间覆盖目标毁伤空间 V ,只要 V 不大,单发命中概率就为 $\frac{V}{8L_xL_zL_y}$,也就是说,任一发炸点落在射击空间内任一点的概率都相等。

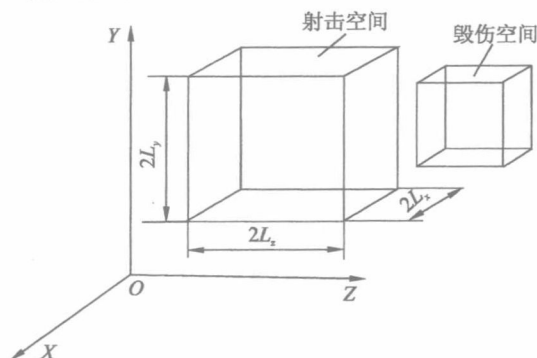


图1 射击空间、毁伤空间示意图

因射击空间(炸点均匀散布的纵深)的纵深为 $2L_z$,则任意一发炸点对地段中心距离偏差量 x 的方差为

$$D_x = \frac{1}{3}L_z^2 \quad (1)$$

使用距离差为 h 的 t 个距离射击,任意一发炸点对地段中心的偏差量 x' 等于发射该发炸点的表尺的散布中心对地段中心的距离 u 和炸点对该距离的散布中心的散布偏差 v 之和^[2]。即

$$x' = u + v \quad (2)$$

设 t 为奇数,则 u 这一随机变量共有 t 个可能值。若各距离发射的弹数相等,则取 t 个可能值中任意一个可能值的概率都是 $\frac{1}{t}$,这个可能值分别为 $0, \pm h, \pm 2h, \pm 3h, \dots, \pm \frac{t-1}{2}h$ 。所以 u 的方差为

$$\begin{aligned} D_u &= 0 \times \frac{1}{t} + h^2 \times \frac{2}{t} + (2h)^2 \times \frac{2}{t} + (3h)^2 \times \frac{2}{t} + \dots + \left(\frac{t-1}{2}h\right)^2 \times \frac{2}{t} = \\ &= \frac{2h^2}{t} \left[1 + 2^2 + 3^2 + \dots + \left(\frac{t-1}{2}\right)^2 \right] = \\ &= \frac{h^2(t^2 - 1)}{12} \end{aligned} \quad (3)$$

v 的方差为

$$D_v = \left(\frac{B_d}{0.6745} \right)^2 \quad (4)$$

式中 B_d 为射击单位(单炮或连或营)散布误差的距离公算偏差^[1]。

u 和 v 相互独立,所以 x' 的方差为

$$D_{x'} = D_u + D_v = \frac{h^2(t^2 - 1)}{12} + \left(\frac{B_d}{0.6745} \right)^2 \quad (5)$$

用均匀分布法代替实际分布,就是要使其方差相等,即

$$D_x = D_{x'} = \frac{h^2(t^2 - 1)}{12} + \left(\frac{B_d}{0.6745} \right)^2 \quad (6)$$

所以 $L_x = \sqrt{6.594B_d^2 + 0.25(t^2 - 1)h^2}$ 。

同理可求得:

$$L_z = \sqrt{6.594B_z^2 + 0.25(n^2 - 1)I^2};$$

$$L_y = \sqrt{6.594B_g^2 + 0.25(v^2 - 1)u^2}.$$

式中: n, v 分别表示方向数、炸高数; I, u 分别表示方向、高低差; B_d, B_z, B_g 分别表示射击单位的距离、方向、高低散布公算偏差^[3]。

设 E_d, E_f, E_g 分别表示射击单位的距离、方向、高低诸元中间误差,则射击空间覆盖目标幅员的概率为

$$P_f = \Phi\left(\frac{L_x}{E_d}\right) \Phi\left(\frac{L_z}{E_f}\right) \Phi\left(\frac{L_y}{E_g}\right) \quad (7)$$

式中 $\Phi(\beta) = \frac{2\rho}{\sqrt{\pi}} \int_0^\beta e^{-\rho^2 t^2} dt$ 。

因炸点在射击空间内假设为均匀分布,即炸点落在射击空间 $2L_x \times 2L_z \times 2L_y$ 内任一点的概率相等,在射击空间覆盖目标毁伤空间条件下,那么落在目标毁伤空间 V 内的概率即为命中概率并应等于

$\frac{V}{8L_xL_zL_y}$,设 $R_1(F), R_N(F)$ 分别为发射1发和 N 发毁伤目标的概率,若毁伤目标所需的平均命中弹数为 $\omega^{[4]}$,则射击空间覆盖目标条件下发射一发毁伤目标的条件概率为: $R_1(F) = \frac{V}{8\omega L_xL_zL_y}$;发射 N 发毁伤目标的条件概率为

$$R_N(F) = 1 - \left(1 - \frac{V}{8\omega L_xL_zL_y} \right)^N \approx 1 - e^{-\frac{NV}{8\omega L_xL_zL_y}}$$

则发射 N 发毁伤目标的全概率

$$R_N = \Phi\left(\frac{L_x}{E_d}\right) \Phi\left(\frac{L_z}{E_f}\right) \Phi\left(\frac{L_y}{E_g}\right) \left(1 - e^{-\frac{NV}{8\omega L_xL_zL_y}} \right) \quad (8)$$

2 最优火力分配求解模型

定最优火力分配,就是求取使 R_N 获得最大值

时的纵深差 h 、射向间隔 I 和高低分划差 u 。根据多元函数的极值理论,欲使 R_N 获得最大值,必须有

$$\frac{\partial R_N}{\partial L_x} = 0 \quad \frac{\partial R_N}{\partial L_z} = 0 \quad \frac{\partial R_N}{\partial L_y} = 0 \quad (9)$$

即

$$\begin{cases} \Phi' \left(\frac{L_x}{E_d} \right) \frac{1}{E_d} - \Phi' \left(\frac{L_x}{E_d} \right) \cdot \frac{1}{E_d} \cdot e^{-\frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y}} - \\ \Phi \left(\frac{L_x}{E_d} \right) \cdot e^{-\frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y}} \cdot \frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y} = 0 \\ \Phi' \left(\frac{L_z}{E_t} \right) \frac{1}{E_t} - \Phi' \left(\frac{L_z}{E_t} \right) \cdot \frac{1}{E_t} \cdot e^{-\frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y}} - \\ \Phi \left(\frac{L_z}{E_t} \right) \cdot e^{-\frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y}} \cdot \frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y} = 0 \\ \Phi' \left(\frac{L_y}{E_g} \right) \frac{1}{E_g} - \Phi' \left(\frac{L_y}{E_g} \right) \cdot \frac{1}{E_g} \cdot e^{-\frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y}} - \\ \Phi \left(\frac{L_y}{E_g} \right) \cdot e^{-\frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y}} \cdot \frac{NV}{8\omega L_x L_z L_y} = 0 \end{cases} \quad (10)$$

可以看出,当 $\frac{L_x}{E_d} = \frac{L_z}{E_t} = \frac{L_y}{E_g}$ 时,满足式(10),令

$$\frac{L_x}{E_d} = \frac{L_z}{E_t} = \frac{L_y}{E_g} = \beta \quad (11)$$

为了便于计算,令 $K = \frac{NV}{\omega E_d E_t E_g}$,将 K, β 代入式(8),则可得

$$R_N = \Phi^3(\beta) (1 - e^{-\frac{K}{8\beta^3}}) \quad (12)$$

现在将问题转化为:求取使 R_N 获得最大值的 β 。

所以 β 应满足 $\frac{dR_N}{d\beta} = 0$,即

$$\Phi'(\beta) \cdot (1 - e^{-\frac{K}{8\beta^3}}) - \Phi(\beta) \cdot e^{-\frac{K}{8\beta^3}} \cdot \frac{K}{8\beta^4} = 0 \quad (13)$$

式中 $\Phi'(\beta) = \frac{2\rho}{\sqrt{\pi}} e^{-\rho^2 \beta^2}$ 。

式(13)不能求出其解析值,但需要知道它是否存在极值点和惟一解,以便于采用牛顿迭代法或其他函数逼近方法对方程(13)进行求解。下面对方程的解法及极值点的存在性和惟一性分别加以讨论^[4]。

3 极值惟一性证明

先将式(13)作如下变形

$$\frac{e^{-\frac{K}{8\beta^3}} \cdot \frac{K}{8\beta^3}}{1 - e^{-\frac{K}{8\beta^3}}} = \frac{\Phi'(\beta)\beta}{\Phi(\beta)} \quad (14)$$

并且令

$$f(\beta) = \frac{e^{-\frac{K}{8\beta^3}} \cdot \frac{K}{8\beta^3}}{1 - e^{-\frac{K}{8\beta^3}}}, \quad g(\beta) = \frac{\Phi'(\beta)\beta}{\Phi(\beta)}$$

则

$$f'(\beta) = \frac{\frac{3K^2}{8\beta^4} \cdot e^{-\frac{K}{8\beta^3}} \left(e^{-\frac{K}{8\beta^3}} + \frac{K}{8\beta^3} - 1 \right)}{\left(1 - e^{-\frac{K}{8\beta^3}} \right)^2} \quad (15)$$

令 $y = \frac{K}{8\beta^3}$, $m(y) = y + e^{-y} - 1$,很显然, $y > 0$, $m(y_{\min}) = 0$,又 $m'(y) = 1 - e^{-y} > 0$,可见 $m(y)$ 是增函数,从而有: $m(y) > m(0)$,所以 $m(y) > 0$ 。再结合式(15),得 $f'(\beta) > 0$,所以 $f(\beta)$ 为增函数。

再考虑 $g(\beta)$ 函数

$$g'(\beta) = \frac{\Phi''(\beta)\beta}{\Phi(\beta)} + \frac{\Phi'(\beta)}{\Phi(\beta)} - \frac{\Phi'(\beta) \cdot \beta \cdot \Phi'(\beta)}{\Phi^2(\beta)} = -\frac{\frac{4\rho^2}{\pi} e^{-\rho^2 \beta^2} \left(2\rho^2 \beta^2 \int_0^\beta e^{-\rho^2 t^2} dt + \beta e^{-\rho^2 \beta^2} - \int_0^\beta e^{-\rho^2 t^2} dt \right)}{\Phi^2(\beta)} \quad (16)$$

式(16)还很难看出 $g'(\beta)$ 是否一定大于0或小于0,为此,作函数 $H(\beta)$,令

$$H(\beta) = 2\rho^2 \beta^2 \int_0^\beta e^{-\rho^2 t^2} dt + \beta e^{-\rho^2 \beta^2} - \int_0^\beta e^{-\rho^2 t^2} dt \quad (17)$$

对于 $H(\beta)$ 函数,显然 $H(0) = 0$,由于 $\beta > 0$,因此只要证明 $H(\beta)$ 为增函数,便可得到 $H(\beta) > 0$ 。 $H(\beta)$ 对 β 求一阶导数得

$$H'(\beta) = 4\rho^2 \beta \int_0^\beta e^{-\rho^2 t^2} dt + 2\rho^2 \beta^2 e^{-\rho^2 \beta^2} + e^{-\rho^2 \beta^2} - 2\rho^2 \beta^2 e^{-\rho^2 \beta^2} - e^{-\rho^2 \beta^2} = 4\rho^2 \beta \int_0^\beta e^{-\rho^2 t^2} dt \quad (18)$$

可见, $H'(\beta) > 0$,因此 $H(\beta)$ 为增函数, $H(\beta) > H(0)$,从而 $H(\beta) > 0$ 。所以, $g'(\beta) < 0$,故 $g(\beta)$ 为减函数。这样,可以得出:只要方程 $f(\beta) = g(\beta)$ 在其定义域有解,那么方程 $f(\beta) = g(\beta)$ 就只有惟一解。也就是说方程(13)有惟一解。

4 极值的求解

如果求出式(13)的解,即求出了给定的 K 值后的相应的 β 值,进一步可求出最优的射向间隔、距离差和高低差。

由于式(13)很难得出其解析解,所以这里采用牛顿迭代法求解^[5]。牛顿迭代法的基本原理是

$$x_{n+1} = x_n - \frac{f(x_n)}{f'(x_n)} \quad (19)$$

给定一个微量 ϵ ,认为当 $|x_{n+1} - x_n| < \epsilon$ 时, x_{n+1} 为方程 $f(x) = 0$ 的解^[6],对于式(13),令

$$K(\beta) = \Phi'(\beta) \cdot (1 - e^{-\frac{K}{8\beta^3}}) - \Phi(\beta) \cdot e^{-\frac{K}{8\beta^3}} \cdot \frac{K}{8\beta^4} \quad (20)$$

$$\beta_{n+1} = \beta_n - \frac{\Phi'(\beta_n) \cdot (1 - e^{-\frac{K}{8\beta_n^3}}) - \Phi(\beta_n) \cdot e^{-\frac{K}{8\beta_n^3}} \cdot \frac{K}{8\beta_n^4}}{\Phi''(\beta_n) \cdot (1 - e^{-\frac{K}{8\beta_n^3}}) - 4\Phi'(\beta_n) \cdot e^{-\frac{K}{8\beta_n^3}} \cdot \frac{K}{8\beta_n^4} - \Phi(\beta_n) \cdot e^{-\frac{K}{8\beta_n^3}} \left(\frac{3K^2}{64\beta_n^8} - \frac{K}{2\beta_n^5} \right)} \quad (21)$$

实际迭代时,认为 $|\beta_{n+1} - \beta_n| < 10^{-6}$ 时, β_{n+1} 为方程的解^[7]。

5 最优射向间隔、距离差和高低差的确定

由前面分析可知,只要给定 K 值就可以利用程序计算求出 β 值,由于 $\frac{L_x}{E_d} = \frac{L_z}{E_t} = \frac{L_y}{E_g} = \beta$,所以 $L_x = \beta E_d, L_z = \beta E_t, L_y = \beta E_g$,又因为

$$L_x = \sqrt{6.594B_d^2 + 0.25(t^2 - 1)h^2}$$

$$L_z = \sqrt{6.594B_t^2 + 0.25(n^2 - 1)I^2}$$

$$L_y = \sqrt{6.594B_g^2 + 0.25(v^2 - 1)u^2}$$

故易求得

$$\begin{cases} h = \sqrt{\frac{4\beta^2 E_d^2 - 26.37B_d^2}{t^2 - 1}} \\ I = \sqrt{\frac{4\beta^2 E_t^2 - 26.37B_t^2}{n^2 - 1}} \\ u = \sqrt{\frac{4\beta^2 E_g^2 - 26.37B_g^2}{v^2 - 1}} \end{cases} \quad (22)$$

当根号内的值为负时,则使用集火射向、一距离射击和一高低分划射击。

为了便于部队的使用,通过编程计算^[8,9]绘制了表1。表1提供大量相应 K 的 β 值。在使用过程中,先计算 K 的值,然后在表中查找 β 的值,最后代入式(22),则可求出对武装直升机这类空中目标的最优距离、方向和高低差。

6 结束语

本文建立了三维条件下最优火力分配模型和相应的求解模型,并对模型极值的惟一性、以及如何求解模型进行了深入的研究,最后推出了求解三维条件下最优火力分配模型数值表征——距离差、射向间隔和高低差的计算公式。经实弹射击检验,

采用本文所给的模型对武装直升机等空间目标进行射击,效果较好。

表1 最优火力分配算成系数表

K	β	K	β	K	β
1.0	0.964 4	1.8	1.117 1	2.6	1.224 6
1.1	0.987 7	1.9	1.132 3	2.7	1.236 2
1.2	1.009 4	2.0	1.146 9	2.8	1.247 5
1.3	1.029 8	2.1	1.161 0	2.9	1.258 5
1.4	1.049 0	2.2	1.174 5	3.0	1.269 2
1.5	1.067 3	2.3	1.187 7	3.1	1.279 7
1.6	1.084 7	2.4	1.200 4	3.2	1.289 9
1.7	1.101 2	2.5	1.212 7	3.3	1.299 8

参考文献:

- [1] 黄建伟,钟宜兴,褚政. “红土地”激光末制导炮弹作战效能分析[A]. 第五届国际测试技术学会论文集[C]. 深圳,2003. 3645~3646.
- [2] 刘怡昕,杨伯忠. 炮兵射击理论[M]. 北京:兵器工业出版社,1998. 159~160.
- [3] Blanco J, Green J. Micro machined inertial sensor development at northrop[A]. Future Global Navigation and Guidance[C]. 1993. 577~580.
- [4] 郑津生. 炮兵射击理论研究与应用[M]. 北京:解放军出版社,1995. 149~150.
- [5] Hartl M. Progress in night vision technology[J]. Military Technology,1992,(7):24~25.
- [6] Stoer K, Bulirsch R. 数值分析引论[M]. 孙文瑜,等译. 南京:南京大学出版社,1995. 62~63.
- [7] Hartl M. Progress in night vision technology[J]. Military Technology,1992,(7):22~23.
- [8] ruglinski D J, Wingo S, Shepherd G. Microsoft Visual C++ 6.0[M]. 北京:北京希望电子出版社,1999. 128~129.
- [9] Bates J, Tompkins T. Visual C++ 6 practical[M]. Que Corporation,USA,1999. 68~72.

南京航空航天大学 学报

JOURNAL OF NANJING UNIVERSITY
OF AERONAUTICS & ASTRONAUTICS



第37卷 第4期
(总第163期)

Vol.37 No.4

ISSN 1005-2615



2005 4

目次

航天器金属热防护结构非灰体隔热层传热计算	白 丹	范绪箕(403)
飞机偏航-滚转耦合运动非定常空气动力实验	黄 达	吴根兴(408)
俯仰振荡三角翼在非定常自由流中运动的实验	史志伟	符 澄 明 晓(412)
惯性坐标系下的旋翼气弹稳定性建模	韩 东	高 正 王浩文(417)
带大载荷吊挂直升机悬停纵向操纵性分析	孙传伟	徐 进(421)
某型无人机导轨起飞装置气液压能源系统的应用	吴泊宁	裴锦华 杜军玲(427)
高超声速化学非平衡绕流分布式并行算法	余奇华	王江峰 伍贻兆(431)
基于体积分数形式的多介质流动数值模拟	张学莹	赵 宁(436)
旋转条件下带冷却通道的热驱动换热数值分析	杨 敏	常海萍 夏 婕 等(442)
基于模糊逻辑的航空发动机虚拟传感器		黄向华(447)
基于流体网络理论的脉管制冷机调相机理	蒋彦龙	陈国邦 余 刚 等(452)
电动车辆用Ni-MH电池智能化放电控制	谢庆华	张 琦 左洪福(457)
基于模糊神经网络的升温超塑性成形工艺参数优化	陈明和	高 霖 朱知寿 等(461)
航空动力装置任务可靠度模糊预计与分配的综合	赵德孜	温卫东(466)
非定常燃气舵绕流场的数值分析		李 军(471)
无人直升机飞控系统设计与应用	顾冬雷	夏先明 高 正(476)
碟形轴对称无人直升机总体设计	吴 剑	邵 松 宋彦国 等(479)
一种翼身融合体飞行器外形的RCS计算与实验	万顺生	罗屹洁 周一帆(485)
一种提高飞机空调系统制冷能力的方法	朱玲美	蒋福根 彭 明 等(488)
双程机电耦合效应对压电层合板机电响应的影响	金 江	熊 克(493)
Casimir力对微加速度计性能的影响分析	冯 谦	郭万林(499)
基础隔震体系地震反应特征与方案优选	毛利军	李爱群 艾 军(504)
双闭环控制反激变换器起动过程	梁永春	王慧贞 严仰光(509)
散乱点云数据的曲率估算及应用	贺美芳	周来水 神会存(515)
基于最小总体偏差和区域信息Snake模型的图像分割	周昌雄	于盛林(520)
基于LDPC码的差分空时编码调制的联合优化	芮 华	徐大专(524)
提高OCT分辨率的多LED合成新光源	刘新文	王惠南(530)
偏好多属性决策表概率决策的扩展粗糙集方法	管利荣	刘思峰(535)

惯性坐标系下的旋翼气弹稳定性建模

韩 东, 高 正, 王浩文

(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: 为了较好地描述直升机铰接式、无铰式及无轴承式旋翼的动力学特性, 本文根据 Hamilton 原理, 采用中等变形梁理论, 用 Chopra 的 15 自由度有限元梁元进行离散, 并将挥舞、摆振和变距运动作为广义坐标, 采用二维准定常气动力模型, 直接在惯性坐标系下, 建立了旋翼气弹分析的动力学模型, 并用 Pitt-Peters 动态入流模型计入动态入流对稳定性的影响。本文基于惯性坐标系的旋翼气弹建模方法简化了建模, 方便地嵌入了动态入流模型。通过与 Princeton 梁实验数据、ITR 旋翼试验数据和直升机分析软件 UMARC 的计算值的对比, 验证了本气弹分析模型的正确性, 指出误差来源于气动模型。

关键词: 旋翼; 气弹; 稳定性; 惯性坐标系

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2005)04-0417-04

Rotor Aeroelastic Stability Modeling Based on Inertial Coordinate Frame

HAN Dong, GAO Zheng, WANG Hao-wen

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

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

Abstract: To investigate the dynamics of different types of helicopter rotors, a helicopter rotor aeroelasticity model is directly founded on the inertial coordinate frame according to Hamilton theory. Moderate deflection beam theory is adopted and the beam is dispersed by the beam element of 15 free-degrees founded by Chopra. The flap, lag and torsion motions of the blade are treated as three general coordinates. Pitt-Peters' dynamic inflow model is concerned about the effect of the dynamic inflow on helicopter rotor stability. Adopting inertial coordinate frame simplifies modeling process and the dynamic inflow model can easily be incorporated without multi-blade coordinate transformation. The comparison with experimental data of the Princeton beam, ITR rotor test data and helicopter comprehensive analysis software—UMARC computation show that the model is correct and the error is originated by the inaccurate aerodynamic model.

Key words: rotor; aeroelasticity; stability; inertial coordinate frame

桨叶的挥舞-摆振-扭转耦合动力学问题是旋翼气弹动力学的基本问题^[1], 其内在的非线性主要是由于结构、惯性和气动之间的相互耦合而产生的。国内学者对旋翼气弹稳定性问题已进行了一些有意义的研究^[2~5], 但由于旋翼气弹稳定性建模的复杂性, 气动模型和结构模型的结合精细度还不够。对于无铰和无轴承类先进的柔性旋翼, 其挥舞、

摆振和扭转弹性变形相对其他型式的桨叶变形更大, 几何非线性耦合更为严重。基于小应变和有限转动的中等变形梁理论用来描述桨叶的变形足以满足工程需要^[6], 因此, 本文根据 Hamilton 原理, 运用综合分析软件 2GCHAS 的中等变形梁理论^[7], 采用 Chopra 的 15 自由度有限元梁元进行离散^[8]。同时, 为了兼顾其他型式旋翼, 将桨叶的挥

收稿日期: 2004-11-25; 修订日期: 2005-03-16

作者简介: 韩 东, 男, 博士研究生, 1979 年 7 月生, E-mail: handong1994@163.com; 高 正, 男, 教授, 博士生导师, 1938 年 1 月生; 王浩文, 男, 副教授, 1969 年 2 月生。

舞、摆振和变距铰运动作为广义坐标处理^[9],构造了适用于各种型式旋翼的刚柔混合梁元。气动模型采用二维准定常气动力模型^[10],鉴于动态入流对稳定性有影响^[11],本文采用 Pitt-Peters 的动态入流模型^[12]计及动态入流对稳定性的影响。旋翼动力学建模一般在非惯性坐标系下,由于本文将桨叶的挥舞、摆振和变距铰运动作为广义坐标处理,再加上中等变形梁模型的复杂性,如非惯性坐标系下建立旋翼的动力学模型,势必会加大动能项的推导难度,为了简化动能项的推导,本文直接在惯性坐标系下建立了旋翼的动力学模型。最后通过与著名的 Princeton 梁实验数据^[13]、ITR 旋翼实验数据^[14]和国外优秀直升机分析软件 UMARC^[15]的计算对比,验证了本模型的正确性。

1 旋翼动力学建模

1.1 桨叶应变能

为了简化旋翼结构、减轻重量、改善可靠性和维护性,直升机上采用了没有挥舞和摆振铰的无铰式旋翼,桨叶的挥舞和摆振运动通过桨叶根部的结构弯曲变形来实现;而无轴承旋翼则连变距铰也没有,变距运动也通过桨叶根部的结构扭转变形来实现。从而带来了较强的挥舞、摆振和扭转几何非线性耦合。根据中等变形梁理论^[7],为了更精确地描述柔性梁的几何非线性变形,保留了式(1)应变项中带下划线的高阶项,梁剖面上的应变位移关系和弹性势能的变分如下

$$\epsilon_{xx} = u' + \frac{v'^2}{2} + \frac{w'^2}{2} + (\phi\phi')' + \frac{1}{2}(\eta^2 + \zeta^2)\phi'^2 - y\left(v''\left(1 - \frac{\phi^2}{2}\right) + w''\phi\right) - z\left(v''\phi + w''\left(1 - \frac{\phi^2}{2}\right)\right) \quad (1)$$

$$\gamma_{xy} = (\phi_\eta - \zeta)(\phi' + v''w') \quad (2)$$

$$\gamma_{xz} = (\phi_\zeta + \eta)(\phi' + v''w') \quad (3)$$

$$\delta U = \iiint_V (E\epsilon_{xx}\delta\epsilon_{xx} + G\gamma_{xy}\delta\gamma_{xy} + G\gamma_{xz}\delta\gamma_{xz})dV \quad (4)$$

式中: u, v, w 和 ϕ 分别代表弹性轴的轴向拉伸、摆振和挥舞方向弯曲以及扭转变形; η, ζ 为剖面坐标系中剖面上任一点坐标; y, z 为未变形坐标系^[7]中任一点变形后坐标; ϕ 为翘曲函数;“'”代表对轴向坐标 x 的导数;下标 η 和 ζ 表示对其导数; E, G 分别为弹性模量和剪切模量。

1.2 桨叶动能项

由于桨叶在旋转场中工作,其运动相当复杂,因而动能项表达式非常复杂,国内外一般均在旋转

坐标系中建立桨叶运动方程再转换到不旋转坐标系进行分析。本文直接在惯性坐标系中先给出桨叶上任意一点的位置矢量,然后通过矩阵间的加法和乘法二元运算求出位置矢量对广义坐标的偏导数和对时间的全导数等,最后求出动能项的变分,这样大大简化了动能项的推导过程,同时在与动态入流模型进行结合时也会带来方便。梁上任意一点的位置矢量和动能变分为

$$\begin{aligned} \mathbf{r} = & \{[d_{of} \ 0 \ 0] + [d_{fl} \ 0 \ 0][\mathbf{T}_{fr}] + \\ & [d_{lp} \ 0 \ 0][\mathbf{T}_{lr}] + [x + u \ v \ w][\mathbf{T}_{pr}] + \\ & [0 \ \eta \ \zeta][\mathbf{T}_{tr}]\}[\mathbf{T}_{rs}][\mathbf{T}_{sb}]\{\mathbf{i}_B \ \mathbf{j}_B \ \mathbf{k}_B\}^T \quad (5) \\ \delta T = & \iiint_V \rho \dot{\mathbf{r}} \cdot \delta \mathbf{r} dV \quad (6) \end{aligned}$$

式中: d_{of}, d_{fl}, d_{lp} 代表桨毂中心到挥舞铰距离、挥舞铰到摆振铰距离和摆振铰到变距铰距离; $[\mathbf{T}_{fr}]$, $[\mathbf{T}_{lr}]$, $[\mathbf{T}_{pr}]$, $[\mathbf{T}_{tr}]$ 为挥舞坐标系、摆振坐标系、变距坐标系和桨叶变形后坐标系分别到旋转坐标系间的转换矩阵^[9]; $[\mathbf{T}_{rs}]$ 和 $[\mathbf{T}_{sb}]$ 为旋转坐标系到桨轴坐标系和桨轴坐标系到机体坐标系的转换矩阵^[10]; $\mathbf{i}_B, \mathbf{j}_B$ 和 $\mathbf{k}_B$ 为机体坐标系单位矢量。

1.3 桨叶气动力虚功

在变形后坐标系中变距轴上任一点相对气流速度为

$$\begin{aligned} (U_R \ U_T \ U_P) = & (\dot{r}_x \ \dot{r}_y \ \dot{r}_z)[\mathbf{T}_{bt}] - \\ & (-\mu_1 \ \mu_2 \ \lambda - \mu_3)[\mathbf{T}_{tps}][\mathbf{T}_{st}] \quad (7) \end{aligned}$$

式中: U_R, U_T 和 U_P 分别为变形后坐标系中径向、弦向和轴向的相对气流速度分量; μ_1, μ_2 和 μ_3 分别为桨轴坐标系中气流速度; λ 为诱导速度; $[\mathbf{T}_{bt}]$, $[\mathbf{T}_{tps}]$ 和 $[\mathbf{T}_{st}]$ 分别为机体坐标系到变形后坐标系、桨盘坐标系到桨轴坐标系和桨轴坐标系到变形后坐标系间转换矩阵。

由式(7),按准定常气动模型^[10],可得单位剖面上的升力、阻力和气动力矩,则气动力虚功为

$$\delta W = \int_l (\mathbf{F}_A \cdot \delta \mathbf{r}_A + \mathbf{M}_A \delta \alpha_A) dl \quad (8)$$

式中: $\mathbf{F}_A, \mathbf{r}_A, \mathbf{M}_A$ 和 α_A 分别代表作用在剖面上的气动力、变距轴位置、气动力矩和剖面安装角矢量。

1.4 动态入流

动态入流模型将尾迹低频的不稳定效应引入到系统动力学中,为此这里将动态入流的三状态量 $\lambda_0, \lambda_s, \lambda_c$ 引入为第 19, 20 和 21 自由度,其对应的广义力为

$$\begin{aligned} \{Q_{19}^A \ Q_{20}^A \ Q_{21}^A\}^T / [\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R] = \\ \left\{ \begin{matrix} C_T \\ C_1 \\ -C_2 \end{matrix} \right\} - [\mathbf{M}] \left\{ \begin{matrix} \lambda_0 \\ \lambda_s \\ \lambda_c \end{matrix} \right\} - [\mathbf{L}]^{-1} \left\{ \begin{matrix} \lambda_0 \\ \lambda_s \\ \lambda_c \end{matrix} \right\} \quad (9) \end{aligned}$$

式中:矩阵 $[M]$, $[L]$ 参见文[12]; C_T , C_1 和 C_2 为拉力、滚转和俯仰力矩系数; ρ 为空气密度; π 为圆周率; R 为旋翼半径; Ω 为旋翼转速。在求 C_T , C_1 和 C_2 三个参数时,由于本文直接在惯性坐标系下建立了旋翼动力学方程,因此可直接计算三参数值。

1.5 旋翼动力学方程

根据 Hamilton 原理,建立旋翼系统隐式非线性微分方程

$$([M_T] + [M_A])\{\ddot{q}\} + ([C_T] + [C_A] + [C_S])\{\dot{q}\} + ([K_E] + [K_T] + [K_A])\{q\} = \{F_E\} + \{F_T\} + \{F_A\} \quad (10)$$

式中: $[M]$, $[C]$, $[K]$ 和 $\{F\}$ 分别代表质量阵、阻尼阵、刚度阵和力向量; $\{q\}$ 代表广义自由度向量;下标E,T,A,S分别表示来自弹性势能、动能、气动力和结构的贡献项;“ $\cdot$ ”表示对时间 t 的导数。

旋翼气弹稳定性分析按处理方法可分为对悬停和前飞两种飞行状态进行。在悬停状态各阵均为常系数,直接进行特征值分析就可判断其稳定性;而在前飞状态,各阵均包含了周期项,通常采用 Floquet 理论进行稳定性分析。

2 模型的验证

为了验证本气弹模型的正确性,本文首先采用专门用来检验大变形梁模型准确性的 Princeton 梁实验数据^[13]。其试件为截面为 $0.0127\text{ m} \times 0.00318\text{ m}$,长为 0.508 m 的悬臂梁,尖部加集中质量。在 4.45 N 的重力作用下,挥舞和摆振方向的位移随总距角变化曲线如图1,2所示。

从图1,2可以看出,本文的计算值与文[13]的实验值符合得非常好,验证了本文采用的中等变形梁模型的准确性。

美国 Ames 研究中心所进行的 ITR 试验^[14]被直升机界广泛用来验证计算模型的正确性。表1给出了 ITR 桨叶固有频率的本文计算值、UMARC 计算值^[11]和试验值的对比。从表1中的静动梁频率的数据对比,可以看出本文的计算值与实验值很接近,从而验证了本文模型的准确性。

表1 ITR 桨叶固有频率计算值与试验值

模态	不旋转固有频率/(rad·s ⁻¹)			旋转固有频率比		
	试验值	UMARC 值	本文值	试验值	UMARC 值	本文值
一阶挥舞	5.25	5.15	5.19	1.15	1.17	1.19
二阶挥舞	32.75	32.67	32.77			
一阶摆振	23.76	23.76	23.31	1.50	1.46	1.52
一阶扭转	44.73	44.67	43.59	2.85	2.86	2.89

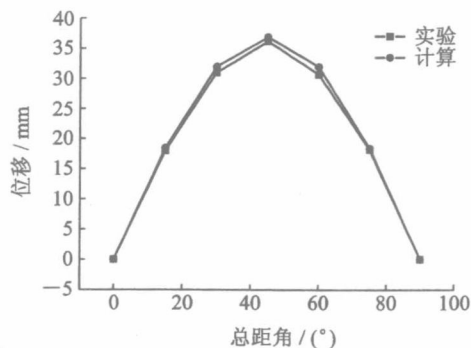


图1 摆振方向位移实验值和计算值对比

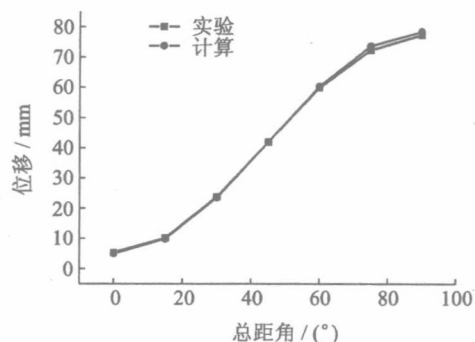


图2 挥舞方向位移实验值和计算值对比

图3,4分别给出了 ITR 旋翼桨叶在 0° 和 5° 预锥角时的摆振阻尼随总距角变化时的 UMARC 计算值、不考虑动态入流计算值、考虑动态入流计算值和试验值的对比。

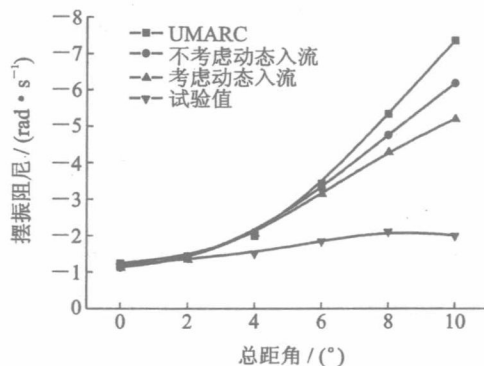


图3 0° 预锥桨叶摆振阻尼随总距角变化