

航空宇航学院

011 系

航空宇航学院2006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	韩 东 高 正 王浩文 李昕柏	博士 教授 教授	0111 0111 0111 外单位	跷跷板旋翼舰面瞬态气弹响应分析及抑制方法	航空动力学报	2006. 21. 04
2	韩 东 高 正 王浩文 张虹秋	博士 教授 教授	0111 0111 0111 外单位	直升机桨叶刚柔耦合特性及计算方法分析	航空动力学报	2006. 21. 01
3	朱清华 李建波 倪先平 张呈林	博士 副教授 研究员 教授	0111 0111 外单位 0111	旋翼机总体设计的几个问题	航空科学技术	2006. 00. 05
4	朱清华 张呈林 倪先平 王华明	博士 教授 研究员 教授	0111 0111 外单位 0111	改进遗传算法的纵列式直升机总体参数优化设计	南京航空航天大学学报	2006. 38. 01
5	邵 松 朱清华 张呈林 刘 勇	硕士 博士 教授 讲师	0111 0111 0111 0111	混沌理论在尾桨气动噪声信号分析中的应用	南京航空航天大学学报	2006. 38. 04
6	徐国华 Newman SJ	教授	0111 外校	A full-span free-wake model using circular-arc vortex elements and incorporating rotor trim analysis	PROCEEDINGS OF THE INSTITUTION OF MECHANICAL ENGINEERS PART G-JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING	2006. 220. G2
7	赵景根 徐国华 招启军	博士 教授 讲师	0111 0111 0111	基于自由尾迹分析的直升机旋翼下洗流场计算方法	兵工学报	2006. 27. 01
8	李春华 徐国华	博士 教授	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
9	王 海 徐国华	博士 教授	0111 0111	直升机旋翼瞬态气动响应分析的一个高效方法	应用力学学报	2006. 23. 01
10	招启军 徐国华 赵景根	讲师 教授 博士	0111 0111 外校	New Hybrid Method for Predicting the Flowfields of Helicopter rotors	Journal of Aircraft	2006. 43. 02
11	招启军 徐国华	讲师 教授	0111 0111	基于Navier-Stokes方程/自由尾迹/全位势方程的旋翼流场模拟混合方法	空气动力学学报	2006. 24. 01
12	招启军 徐国华 王适存	讲师 教授 教授	0111 0111 0111	基于CFD/Kirchhoff方法的直升机旋翼高速脉冲噪声模拟分析	计算物理	2006. 23. 02
13	招启军 徐国华	讲师 教授	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
14	招启军 徐国华	讲师 教授	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拟	南京航空航天大学学报	2006. 37. 06
15	招启军 徐国华	讲师 教授	0111 0111	直升机旋翼下洗流场的数值模拟	南京理工大学学报	2005. 29. 06
16	徐锦法 王 辉	教授 博士	0111 0111	无人直升机自主飞行控制律设计与开放控制平台	2006尖兵之翼—中国无人 机大会论文集	2006. 10
17	蒋鸿翔 徐锦法 高 正	博士 教授 教授	0111 0111 0111	用于无人机飞行控制系统的分布式测控系统设计	仪器仪表学报	2006. 27. 09
18	蒋鸿翔 徐锦法	博士 教授	0111 0111	基于组件的分布式飞行控制与地面站系统软件设计方法	2006尖兵之翼—中国无人 机大会论文集	2006. 10
19	王 辉 徐锦法 高 正	博士 教授 教授	0111 0111 0111	CORBA中间件在分布式飞行控制中的应用	计算机应用与软件	2006. 23. 05
20	王 辉 徐锦法 高 正	博士 教授 教授	0111 0111 0111	基于模型逆神经网络的自主飞行控制系统设计	哈尔滨工业大学学报	2006. 38. 11
21	王 飞 徐锦法	硕士 教授	0111 0111	嵌入式无人直升机飞行控制系统及其开发环境	第22届直升机年会论文集	2006. 08

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
22	张 鹏 徐锦法	硕士 教授	0111 0111	无人直升机飞行控制系统分布式舵回路设计与实现	第22届直升机年会论文集	2006. 08
23	余 璘 徐锦法	硕士 教授	0111 0111	基于UKF算法的直升机数学模型在线辨识	第22届直升机年会论文集	2006. 08
24	王 唯 夏品奇 刘朝勇	博士 教授	0111 0111	基于Bouc-Wen方程的磁流变阻尼器实验建模	振动工程学报	2006. 19. 03
25	陈仁良 谷伟岩 席华彬 于雪梅 张学军	教授	0111 外单位 0111 外单位 外单位	直升机垂直飞行状态气动参数辨识方法研究	空气动力学学报	2006. 24. 01
26	王浩文 韩 东 高 正	教授 博士 教授	0111 0111 0111	考虑带有任意刚性运动的旋翼桨叶响应计算方法	振动工程学报	2006. 19. 01
27	韩 东 王浩文 高 正	博士 教授 教授	0111 0111 0111	直升机桨叶扬起下坠碰撞响应计算	航空学报	2006. 27. 05
28	杨卫东 董凌华	副教授 博士	0111 0111	变转速倾转旋翼机多体系统气弹响应分析	哈尔滨工业大学学报	2006. 38. 02
29	董凌华 杨卫东 夏品奇	博士 副教授 教授	0111 0111 0111	MULTI-BODY AEROELASTIC STABILITY ANALYSIS OF TILTROTOR AIRCRAFT IN HELICOPTER MODE	Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronau	2006. 23. 03
30	董凌华 杨卫东	博士 副教授	0111 0111	倾转旋翼/机翼耦合系统过渡飞行瞬态响应分析	南京航空航天大学学报	2006. 38. 03
31	宋彦国	讲师	0111	遥控小型倾转旋翼机飞行控制系统研究	直升机技术	2006. 00. 03
32	高亚东 张曾铝 余建航	讲师 教授	0111 0131 外单位	旋翼变距拉杆关节轴承磨损故障特征及磨损程度识别	南京航空航天大学学报	2006. 38. 01
33	高亚东 张曾铝	讲师 教授	0111 0131	Diagnosis of Damping Faults in Helicopter Rotor Hub Based on Fuselage Vibrations	Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	2006. 23. 02
34	高亚东	讲师	0111	旋翼试验台减摆器失效故障的一种模拟方法	振动、测试与诊断	2006. 26. 03
35	陆 洋 王浩文 高 正	博士 教授 教授	0111 0111 0111	电控旋翼稳态操纵响应研究	航空学报	2006. 27. 05
36	陆 洋 王浩文 高 正	博士 教授 教授	0111 0111 0111	电控旋翼气弹动力学建模研究	航空动力学报	2006. 21. 06
37	陆 洋 王浩文 高 正	博士 教授 教授	0111 0111 0111	原理性电控旋翼系统试验研究	空气动力学学报	2006. 24. 02
38	陈海涛 卞恩荣	博士 副教授	05 0111	武装直升机红外辐射计算中多重遮挡处理	北京航空航天大学学报	2006, (4)

航空宇航学院2006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 教授	0112 0112	An extreme model of fatigue life distribution of structural components based on transformed beta-variables	2006 The 9th International Fatigue Congress	2006
2	刘克龙 姚卫星 穆雪峰	博士 教授 博士	0112 0112 0112	基于Kriging代理模型的结构形状优化方法研究	计算力学学报	20006. 23. 03
	王英玉 姚卫星	讲师 教授	0112 0112	A multiaxial fatigue criterion for various metallic materials under proportional and nonproportional loading	International Journal of Fatigue	2006. 28. 04
4	王英玉 姚卫星	讲师 教授	0112 0112	A new multiaxial fatigue damage model	2006 The 9th International Fatigue Congress	2006
5	昂海松	教授	0112	微型飞行器与无人机不同概念的分析	尖兵之翼——2006中国无人机大会论文集	2006
6	昂海松	教授	0112	实验教学文理渗透, 促进复合型人才的培养	实验室技术与管理	2006. 23. 07
7	昂海松	教授	0112	微型飞行器与无人机不同的概念与特点	无人机	2006. 00. 06
8	昂海松	教授	0112	“神六”与我国航空航天探索	南京出版社 走进市民学堂	2006
9	郑祥明 昂海松 黄 达	博士 教授 副研	0112 0112 0122	飞翼式微型飞行器飞行动力学特性研究	航空学报	2006, (3)
10	郑祥明 昂海松	博士 教授	0112 0112	微型飞行器专家模糊飞行控制技术研究	尖兵之翼——2006中国无人机大会论文集	2006
11	邱 菊 昂海松	硕士 教授	0112 0112	某战斗机气动隐身分析与改型	飞机设计	2006. 00. 01
	肖天航 昂海松	硕士 教授	0112 0112	定常/非定常全速流场数值计算的预处理法	2006中国第一届空气动力学与气动热力学会议论文集	2006
13	王 云 赵晓路 徐建中 昂海松	硕士 硕士 硕士 教授	0112 0112 0112 0112	旋转冲压发动机冲压转子盘腔冷态流场数值模拟	南京航空航天大学学报	2006. 38. 02
14	曾 锐 昂海松	硕士 教授	0112 0112	“天使鸟”号地效翼艇的设计与试航	兵工学报	2006. 27. 02
15	范 伟 聂 宏	博士 教授	0112 0112	飞机起落架半主动控制仿真研究	计算机仿真	2006. 23. 11
16	张文宇 童明波	硕士 教授	0112 0112	过失速机动的现状和发展趋势	航空科学技术	2006. 00. 05
17	杨谋存 聂 宏	博士 教授	02 0112	通用EIFS分布确定方法改进研究	航空学报	2006. 27. 06
18	杨谋存 聂 宏	博士 教授	02 0112	原始疲劳质量模型描述方法改进	北京科技大学学报	2006. 28. 04
19	杨谋存 聂 宏	博士 教授	02 0112	裂纹扩展状态下的TTCI分布参数	中国机械工程	2006. 17. 08
20	陈金宝 聂 宏 柏合民 赵启龙	博士 教授	0112 0112 外单位 0112	月球探测器软着陆缓冲机构发展综述	2006 中国宇航学会深空探测技术会议	2006
21	陈金宝 聂 宏 汪岸柳 赵启龙	博士 教授	0112 0112 0112 0112	月球软着陆系关键技术研究与发展综述	中国机械工程	2006. 17. 增
22	魏小辉 聂 宏 刘晓民	讲师 教授	0112 0112 外单位	基于虚拟样机技术的飞机起落架落震仿真分析	2006 第二届中国航空学会青年科技论坛文集	2006
23	余国林 吴海桥 丁运亮	硕士 硕士 教授	0112 0112 0112	威布尔分布在飞机系统使用可靠性评估中的应用	航空维修与工程	2006. 00. 02
24	刘 颖 昂海松	硕士 教授	0112 0112	微型飞行器驱动装置特性试验研究	科技广场	2006. 00. 07

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
25	余雄庆 Du Xiaoping	教授	0112 外校	Reliability-Based Multidisciplinary Optimization for Aircraft Wing Design	Structure and Infrastructure Engineering	2006. 02. 3-4
26	王 宇 余雄庆	博士 教授	0112 0112	Surrogate-based Aerodynamic Optimization under Uncertainty	2006 the Fourth China-Japan-Korea Joint Symposium on Optimization of Structural and Mechanical Systems	2006
27	聂 毅 余雄庆	博士 教授	0112 0112	翼面隐身结构在飞航导弹模型上的数值仿真研究	宇航学报	2006. 27. 06
28	聂 毅 余雄庆	博士 教授	0112 0112	翼面隐身结构电磁散射特性稳健优化设计研究	2006航空宇航科学与技术全国博士论坛飞行器设计与力学分论坛	2006
29	邓海强 余雄庆	硕士 教授	0112 0112	太阳能飞机的现状和发展趋势	航空科学技术	2006. 00. 01
30	李军府 余雄庆	硕士 教授	0112 0112	面向机翼气动外形优化的二级优化方法	航空计算技术	2006. 36. 06
31	雍明培 余雄庆	博士 教授	0112 0112	基于模块化产品平台的飞机族设计技术探讨	飞机设计	2006. 00. 04
32	王志瑾 徐庆华	教授 硕士	0112 0112	V-型皱褶夹芯板与隔声性能实验	振动工程学报	2006. 19. 01
33	王 薇 王志瑾	硕士 教授	0112 0112	M-型皱褶芯材当量弹性常数的数值研究	二十一世纪航空科学技术发展与前景高峰论坛中国宇航学会第二届学术年会	2006. 11
34	王 薇 王志瑾	硕士 教授	0112 0112	V-型皱褶芯材当量弹性常数的数值研究	第二届江苏省固体力学学术年会会议论文集	2006. 11
35	沈海军	副教授	0112	The Compressive Mechanical Properties of C60 and endohedral M@C60 (M=Si, Ge) fullerene molecules	Materials Letters	2006. 60. 16
36	沈海军	副教授	0112	Geometrical deformation and failure behavior of C60 diamer under applied external electric field	Molecular Simulation	2006. 32. 01
37	沈海军	副教授	0112	Tensile Properties and Electronic Structures of C ₂₄₀ Nanotube and 4C ₆₀ Fullerene Polymers.	Internal Journal of Nanoscience	2006. 04. 02
38	沈海军	副教授	0112	MD simulations of Polymeric C ₆₀ Fullerene Layers/Chain under Tension	Molecular Simulation	2006. 32. 05
39	沈海军	副教授	0112	美沙酮、丁丙诺啡纳米碳管封装的分子模拟	药学学报	2006. 41. 09
40	沈海军 穆先才	副教授 硕士	0112 0112	金电极作用下C ₆₀ 、2C ₆₀ 、4C ₆₀ 富勒烯分子的电子输运特性	材料科学与工程学报	2006. 24. 01
41	沈海军 陈 裕	副教授 硕士	0112 0112	纳米碳管, 聚合富勒烯的拉伸特性与电子结构	高分子材料科学与工程	2006. 22. 04
42	沈海军 穆先才 陈 裕 付光炬	副教授 硕士 硕士 硕士	0112 0112 0112 0112	C ₆₀ 、C ₂₄₀ 与C ₆₀ @C ₂₄₀ 富勒烯的压缩特性的分子动力学研究	原子与分子物理学报	2006. 23. 05
43	沈海军	副教授	0112	三种C ₂₄₀ 分子的AM1量子化学研究.	原子与分子物理学报	2006. 23. 04
44	沈海军	副教授	0112	碳、碳化硅、硅纳米管的熔化与压缩特性的分子动力学研究.	材料科学与工程学报	2006. 24. 05
45	沈海军	副教授	0112	C ₆₀ 、C ₁₈₀ 与C ₆₀ @C ₁₈₀ 富勒稀分子的电子传输特性	石油化工高等学校学报	2006. 19. 03
46	沈海军	副教授	0112	C、SiC、BN纳米管的熔化与压缩特性的分子动力学研究.	石油化工高等学校学报	2006. 19. 04
47	沈海军 付光炬 陈 裕	副教授 硕士 硕士	0112 0112 0112	C ₆₀ 、Si@C ₆₀ 、Ge@C ₆₀ 富勒烯的电子输运特性研究	功能材料与器件学报	2006. 12. 06
48	沈海军	副教授	0112	Ar掺杂碳纳米豆荚中C ₆₀ 富勒烯的碰撞与能量传递	功能材料与器件学报	2006. 12. 04
49	沈海军	副教授	0112	B ₁₈ N ₁₈ 、B ₃₀ N ₃₀ 与B ₉₀ N ₉₀ 富勒烯分子的电子传输特性研究.	青岛科技大学学报(原青岛化工学院学报)	2006. 27. 05
50	沈海军 史友进	副教授 副教授	0112 外校	纳米实验力学中的相关测试技术	现代仪器	2006. 12. 05
51	沈海军	副教授	0112	H ₂ O、Ne分子填充对纳米碳管振荡器性能的影响	微纳电子技术	2006. 43. 03
52	沈海军 穆先才	副教授 硕士	0112 0112	"Y"型、竹节型与直纳米碳管的力学特性研究	微纳电子技术	2006. 43. 02
53	沈海军 史友进	副教授 副教授	0112 外校	纳米抗菌材料的分类、抗菌机理与应用	上海建材	2006. 00. 02

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
54	沈海军	副教授	0112	铝合金腐蚀疲劳机理与腐蚀疲劳寿命分析方法	飞机工程	2006. 00. 02
55	沈海军 付光炬	副教授 硕士	0112 0112	碳、硅、锗纳米管的熔化与压缩特性的分子动力学研究	武汉大学研究生院学报	2006. 22. 01
56	穆先才 沈海军	硕士 副教授	0112 0112	C ₃₂ 、C ₆₀ 、C ₂₄₀ 、C ₆₀ 与@C ₁₈₀ 富勒稀分子的压缩力学特性	纳米科技	2006. 03. 02
57	沈海军 付光炬	副教授 硕士	0112 0112	几种二胺类分子空穴传输特性的量子化学分析	感光科学与光化学	2005. 23. 06
58	沈海军 陈 裕	副教授 硕士	0112 0112	火星服纳米机器人	世界科技研究与发展	2005. 27. 04
59	臧泽帅 金海波 丁运亮	硕士 讲师 教授	0112 0112 0112	基于COM/DCOM的分布式优化设计系统	计算机工程	2006. 32. 19

改进遗传算法的纵列式直升机总体参数优化设计

朱清华 张呈林 倪先平 王华明

(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:研究纵列式双旋翼直升机总体参数的优化设计方法,在分析双旋翼气动干扰对旋翼气动特性影响的基础上,采用改进的遗传算法,以运输效率为目标、以飞行性能和重量效率等参数为约束条件,建立优化设计模型,优化纵列式直升机总体参数。以CH-47D纵列式直升机为优化算例,计算结果表明,本文提出的优化方法是可行的,优化效果良好。

关键词:纵列式直升机;总体参数;遗传算法;优化设计

中图分类号:V221;V275.1

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2006)01-0001-05

General Parameter Optimization of Tandem Helicopter Based on Improved Genetic Algorithm

Zhu Qinghua, Zhang Chenglin, Ni Xianping, Wang Huaming

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

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

Abstract: By analyzing interference between main rotors and the interference between rotors and the fuselage a intelligent algorithm is developed. General parameter optimization of the tandem helicopter with twin rotors based on the genetic algorithm is presented. To develop a mathematical model for the optimization design, firstly aerodynamic interaction effects of tandem rotors are analyzed. The model is built by considering the transportation efficiency as an objective, flight performances and the weight efficiency as constraints. An improved genetic algorithm is used to optimize general parameters. General parameters of CH-47D tandem helicopter are optimized by a design example. Results indicate that the method is feasible and efficient.

Key words: tandem helicopter; general parameters; genetic algorithm; optimal design

引言

在当代实用型直升机中,从机型种类到使用数量,单旋翼带尾桨式直升机都占绝对优势,其技术已经比较成熟。但是单旋翼直升机的尾桨是直升机最容易产生事故的部件之一,也是直升机振动和噪声源之一,而且需要消耗一定的功率,特别是重型直升机更明显。纵列式直升机装有两副旋转方向相反的旋翼,其反作用扭矩互相平衡。这种构型的直

升机的突出优点是纵向重心范围大,另外,由于双旋翼小直径桨叶在设计及制造上相对较容易,因此纵列式双旋翼特别适合于大型运输直升机。但是纵列式直升机由于前后旋翼存在气动干扰,加上构型原因使其气动学、动力学、飞行力学特性与单旋翼式有很大差别^[1]。

目前,纵列式直升机在世界上很多国家得到应用,但仅有美国和俄罗斯等少数国家拥有设计和制造纵列式直升机的技术。国内长期以来主要研究单

基金项目:某国防科研计划资助项目。

收稿日期:2005-04-19;修订日期:2005-05-30

作者简介:朱清华,男,博士研究生,1975年10月生;张呈林(联系人),男,教授,博士生导师,E-mail:zclntae@nuaa.edu.cn。

旋翼直升机,对纵列式双旋翼直升机的研究极少。在直升机设计技术日益完善的基础上^{[2]39-55},本文从纵列式直升机总体设计要求出发,研究纵列式直升机的总体参数选择,重点研究基于遗传算法的总体参数优化,为我国开展纵列式直升机研制提供技术储备。

1 数学模型

根据直升机总体参数优化特性,其优化设计问题为:在一系列的约束条件下,求目标函数最优时的设计参数。本文将遗传算法与其他数学方法相结合,把多目标带约束的函数转化为单目标无约束函数再进行优化。

本文总体参数为:直升机总质量 G ,桨盘载荷 p ,桨尖速度 ΩR ,旋翼实度 σ ,桨叶片数 K 和两旋翼轴间距 d 。以这些参数为设计变量,则数学模型可表示为

设计变量: $X = (G, p, \Omega R, \sigma, K, d)^T, X \in R^n$

目标函数: $R(X)$;

约束条件 $\begin{cases} y_{k_1} \leq g_k(X) \leq y_{k_2} & k=1, 2, \dots, n \\ a \leq x_i \leq b & x_i \in X \quad i=1, 2, \dots, 6 \end{cases}$

其中 $g_k(X)$ 为约束函数。

1.1 目标函数

选择目标函数涉及到对直升机的使用要求和评价标准。本文以直升机的运输效率(又称换算生产率)为目标函数。运输效率是评价运输型直升机的最有效准则,它既考虑了质量、气动力及动力装置的完善性,又考虑了运输直升机的经济性要求^{[2]69-73}。

目标函数

$$\max F(X) = (K_v \cdot G_{xy} \cdot v_c \cdot L_{\max}) / G_{ry} \quad (1)$$

式中: K_v 为平均速度/巡航速度; G_{xy} 为有效载荷; v_c 为巡航速度; $L_{\max}$ 为最大航程; G_{ry} 为燃油质量。因为带有约束条件,故最终的目标函数由罚函数法将有约束非线性规划问题转化为无约束非线性规划问题,见式(2,3)。

$$G_k(X) = \min[(g_k(X) - y_{k_1}) / y_{k_1}, (y_{k_2} - g_k(X)) / y_{k_2}, 0] \quad (2)$$

构造的新目标函数

$$\max R(X) = F(X) + M_1 \sum_{k=1}^n [G_k(X)] + M_2 \quad (3)$$

该目标函数在本文遗传算法里被表示为个体适应度函数的最大值。式中 M_1 为罚函数的罚因子,

M_2 是为了保证目标函数值为正数而给定的一个较大的常数。

1.2 约束函数

本文以限制桨叶及机身尺寸的约束方程、飞行性能和重量效率为优化设计的约束函数。

1.2.1 纵列式双旋翼结构限制

图1表示纵列式直升机双旋翼的总体布置,图中 d 为两旋翼的轴间距离, h 为两旋翼桨毂中心垂直距离, δ 为旋翼轴前倾角。

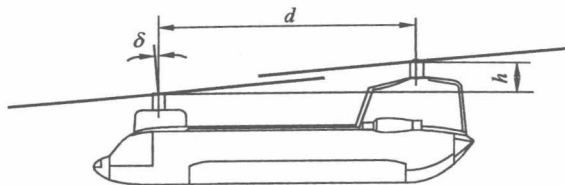


图1 纵列式直升机双旋翼结构布置

两旋翼轴间的距离 d 和两旋翼桨毂中心垂直距离 h 是影响两旋翼气动干扰特性的因素,该影响主要反映在旋翼的诱导功率上。为降低前旋翼尾涡对后旋翼的气动干扰程度,通常把后旋翼位置提高。一般前旋翼所需的诱导功率与单旋翼式的情况相似,通常作为孤立旋翼来处理。而前旋翼对后旋翼的气动干扰必须考虑,所以后旋翼的诱导功率应包括附加项,它受桨盘重叠系数影响,大小取决于前旋翼作用于后旋翼的下洗速度。悬停或垂直飞行时,当 $d=0$, h 由远大于半径 R 减小到等于零,则干扰导致诱导功率的增加由28%提高到41%。当 h 固定(约为直径的10%), d 由远大于半径 R 减小到等于零时,干扰导致诱导功率的增加由0%提高到28%。前飞时,尾迹中心轴线的垂直距离 h_f 是主要参数(见图2, h_f 是 d 的函数),气动干扰导致诱导功率最大可增加一倍,其值随前飞速度变化而变化。

两旋翼轴间的距离 d 和两旋翼桨毂中心垂直距离 h 同时又是影响全机重量的参数。它们的取值在结构设计和气动布局上相互制约,必须通过优化设计找到平衡点。在保证后旋翼桨叶不打到机身,且减小前飞时前旋翼对后旋翼的干扰作用的前提下,垂直间距 h 一般取旋翼直径的10%左右。轴间距 d 在本文作为设计变量进行优化,但取值范围受结构限制,一般取旋翼半径 R 的1.2~1.4倍。

1.2.2 飞行性能

飞行性能包括无地效悬停升限、有地效悬停升限、使用升限、最大速度、最大爬升率、最大航程和航时。因为纵列式双旋翼的气动干扰特性^[3-6],计算以上性能时旋翼需用功率 P 要考虑干扰影响,即将

旋翼重叠区与非重叠区分别积分(图2)。

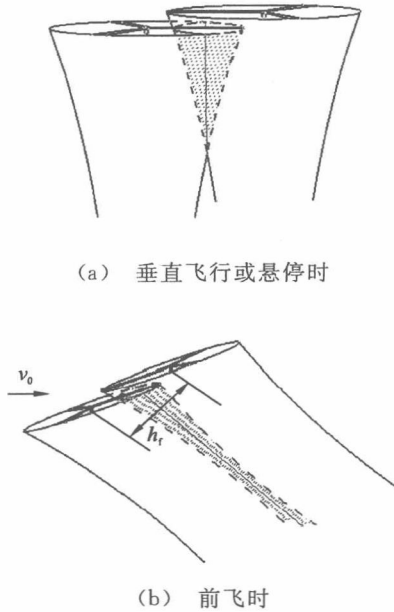


图2 双旋翼桨盘下洗流示意图

垂直飞行或悬停时

$$P = 2\kappa\rho \int_{lp} v_{lp}^3 dS + \frac{1}{2}\rho\sigma(\Omega R)^3 S_{lp} \int_{lp} C_{xlp} d\bar{r} + 2\kappa\rho \int_{nlp} v_{nlp}^3 dS + \frac{1}{2}\rho\sigma(\Omega R)^3 S_{nlp} \int_{nlp} C_{xnlp} d\bar{r} \quad (4)$$

式中: ρ 为空气密度; κ 为桨端损失系数; $\bar{r}$ 为单旋翼桨盘上一点到中心的相对距离; C_{xlp} 与 C_{xnlp} 分别为重叠区域和非重叠区域桨叶型阻系数; S_{lp} 与 S_{nlp} 分别为重叠区域和非重叠区域面积; v_{lp} 与 v_{nlp} 分别为重叠区域和非重叠区域诱导速度。

在两桨盘相互重叠的区域里取诱导速度非均匀分布,则

$$v_{lp} = \frac{a_{\infty}\sigma\Omega R}{8} \left[\sqrt{1 + \frac{8}{a_{\infty}\sigma}(\theta_0(\bar{r}_1 + \bar{r}_2) + \theta_w(\bar{r}_1^2 + \bar{r}_2^2) - \alpha_0(\bar{r}_1 + \bar{r}_2)) - 1} \right] \quad (5)$$

$$v_{nlp} = \frac{a_{\infty}\sigma\Omega R}{16} \left[\sqrt{1 + \frac{32}{a_{\infty}\sigma}(\theta_0\bar{r} + \theta_w\bar{r}^2 - \alpha_0\bar{r}) - 1} \right] \quad (6)$$

式中: $\bar{r}_1, \bar{r}_2$ 为微元到两桨盘中心的相对距离; a_{∞} 为桨叶翼型升力线斜率; θ_0 为桨叶根部安装角; θ_w 为桨叶扭转角; α_0 为桨叶翼型的零升力迎角。

前飞时

$$P = \frac{1}{2}K_p\sigma C_{x7}f_N + (2C_{lp}^2 - C_{lp} + 3)JT_f v_f + \frac{\sum C_{xs}}{\pi R^2} \bar{v}_0^3 f_N \quad (7)$$

其中

$$f_N = \frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^3 \quad (8)$$

式(7,8)中: $\sum C_{xs}$ 为机身废阻面积; $\bar{v}_0$ 为水平的相对速度; C_{lp} 为两桨盘重叠系数; K_p 为旋翼型阻功率修正系数; J 为诱导功率修正系数; T_f 为旋翼拉力; v_f 为旋翼诱导速度; C_{x7} 为桨叶特征剖面处的型阻系数。

1.2.3 重量效率

重量效率是指直升机总载荷(即总重与空机重量之差)与总重之比。提高重量效率是设计运输直升机的重要指标之一,总体参数对直升机的结构重量起决定性的影响。以主减速器为例,根据直升机结构重量分析^{[2]111-113},主减速器重量可表示为

$$G_{mr} = M_i f(i) = 316.67 \times \sqrt{\pi} \times \frac{P_e}{\Omega R} \times \sqrt{\frac{G}{p}} \quad (9)$$

式中: M_i 为扭转扭矩; $f(i)$ 为减速比 i 的一个函数; P_e 为发动机出轴功率。

单旋翼直升机主减速器重量为

$$G_{mr1} = M_i \cdot f(i) \quad (10)$$

纵列式直升机主减速器重量为

$$G_{mr2} = M_i \cdot f(i/\sqrt{2}) \quad (11)$$

因为 $f(i) > f(i/\sqrt{2})$,所以 $G_{mr1} > G_{mr2}$,即相同总重量设计要求下,纵列式直升机两个主减速器重量之和小于单旋翼式一个主减速器的重量。单旋翼直升机要附加尾梁及斜梁,但纵列式直升机为后旋翼要附加后旋翼柱或结构舱;单旋翼直升机要带尾桨及相应的尾减速器等传动系统,而纵列式直升机要有协调轴及中间减速器;纵列式直升机操纵系统比较复杂,操纵系统重量会更大一些。因此,总的来看纵列式直升机的重量效率和单旋翼式直升机相当。

本文对已有的直升机重量数据进行统计,并采用数学回归分析方法推导重量计算方程。在优化设计时,为了反映不同直升机设计技术水平的差异,在重量公式中引入了“技术因子”。本文在优化中将重量效率作为约束条件,其取值要求大于0.5,与算例直升机一致。

2 遗传算法优化

遗传算法作为一种搜索和优化方法,允许在一个单一的优化设计问题中包含离散、连续和整型变量。本文在标准遗传算法的基础上结合其他数学方法^[7,8],对纵列式直升机总体参数进行优化设计。

2.1 变量的表示

对于一个实际的优化问题,首先需要将变量表示为适合于遗传算法操作的形式。这里采用二进制编码,包括以下几个步骤:

(1)根据具体问题确定待寻优的参数为直升机总质量 G ,桨盘载荷 p ,桨尖速度 ΩR ,旋翼实度 σ ,桨叶片数 K 和两旋翼轴间距 d ,其中参数 K 设计为整型变量,其他为连续型变量。

(2)确定每个参数的变化范围,并用一个二进制数来表示。本文中参数 K 设计为3位二进制,其他设计为8位。参数变化范围根据设计的机型给定。

(3)将所有表示参数的二进制数串联起来组成一个长的二进制字符串,该字符串即为遗传算法的操作对象。本文中二进制串取43位。例如,某一个体和表示的参数及其对应的参数值如下:

10010011	101	00101110	11011110	01010110	00010011
↓	↓	↓	↓	↓	↓
d	K	σ	ΩR	p	G
11.96	6	0.046	217.4	28.14	20 373

2.2 遗传算法的改进

为了提高遗传算法的全局收敛和局部搜索能力,在保留群体更新换代过程中最优值的基础上,本文还应用了先验法、小生境技术和自适应技术。

在算法生成初始种群过程中,本文没有全盘使用遗传算法随机产生个体的机制,而同时使用了先验法来确定满足所有约束条件的个体,这既加快了遗传算法优化的进程和全局收敛,又给目标函数中的罚因子和加权函数的选定起到了参考作用。在遗传算子操作过程中,本文应用了小生境和自适应技术。小生境技术主要是增加交叉约束算子,使交叉操作限制在基因型(编码串)相似的染色体之间;自适应技术使遗传操作过程中交叉率和变异率随着个体的适应度大小而自适应变化。

3 优化过程

优化过程如下:

步骤1 按照设计要求输入确定的数据;

步骤2 生成初始群体,并对初始群体进行适应度计算和统计;

步骤3 通过选择、交叉和变异等遗传算子操作对群体更新,给新群体译码,计算适应度并统计群体信息;

步骤4 新旧两代群体个体相比较,保留适应度最大者;

步骤5 进入世代更新进化循环,判断新群体是否满足优化终止条件,满足则执行步骤6,否则跳至步骤3;

步骤6 得到最优方案,参数优化结束,输出相应信息。

优化过程如图3所示。

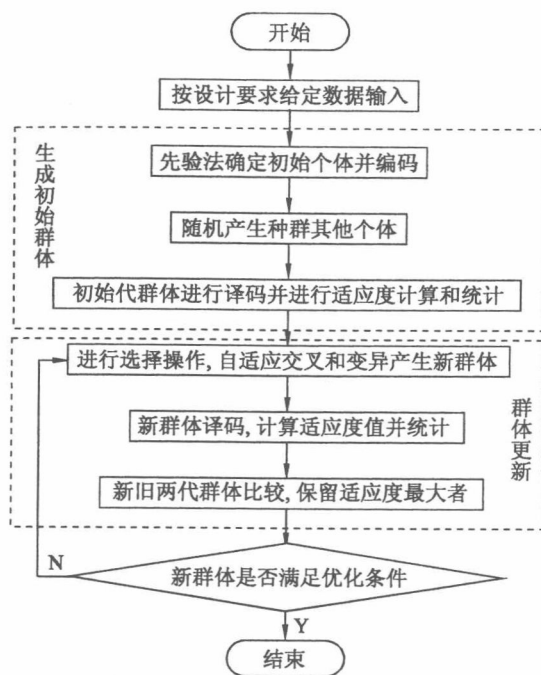


图3 遗传算法优化流程框图

4 优化结果及分析

本文以CH-47D直升机为算例,给定燃油质量3 000 kg,对其总体参数进行优化,表1给出了用本文模型计算的CH-47D直升机性能及优化结果与CH-47D直升机数据的比较。

从表1数据可以看出,经遗传算法优化后直升机飞行性能有了一定的提高。在给定发动机起飞功率和燃油质量的前提下,总质量减少了近40 kg,航程、航时、静升限、动升限、最大平飞速度和斜爬升率都较原准机有较大提高(有地效悬停升限差别稍大是因为计算中参考的机体离地面高度取值不一样)。CH-47D直升机是已在全世界范围内广泛投入运行的成熟机型,本文的优化设计结果与该机性能数据接近,并有一定程度的改善和提高。

在总体设计中,虽然纵列式双旋翼直升机具有比单旋翼式直升机更复杂的结构和气动特性,但各总体参数之间相互影响和制约的非线性关系通过运用改进的遗传算法设计,得到了很好的优化结

表1 计算结果比较

序号	总体参数及性能数据	CH-47D	本文计算结果	本文优化结果
1	直升机总质量/kg	22 680	22 680	22 647
2	桨盘载荷/(kg·m ⁻²)	43.11	43.11	42.12
3	桨尖速度/(m·s ⁻¹)	215.45	215.45	219.6
4	旋翼实度	0.084 6	0.084 6	0.085 4
5	桨叶片数	3	3	3
6	旋翼半径/m	9.15	9.15	9.25
7	两旋翼轴间距/m	11.94	11.94	12.1
8	无地效悬停升限/m	1 860	1 733	1 750
9	有地效悬停升限/m	3 078	2 907	2 813
10	使用升限/m	2 775	2 783	3 150
11	最大平飞速度/(km·h ⁻¹)	275	273.4	300
12	最大爬升速度/(m·s ⁻¹)	6.8(中等额定功率)	8.82	8.98
13	航程/km	560	557.92	594.56
14	航时/h	2.2	2.96	3.07
15	目标函数值	1 068 972	1 068 732	1 073 768

果。优化所得的各总体参数满足飞行性能、结构及重量效率的约束,并对约束不具有明显的参数敏感性,这说明按照设计要求所进行的总体参数优化设计的最优方案是目标面的真正峰点。

5 结束语

遗传算法以适应度大小为优化目标,特别适用于处理像直升机总体参数优化设计这类传统搜索方法难以解决的复杂非线性大系统问题,很多潜在的、重要的、可能不会被设计工程师考虑到的参数组可以被遗传算法查找到。从优化计算结果与CH-47D 原数据比较可以看出,优化效果良好,说明本文的优化方法可行,可以用于纵列式直升机的总体设计,也可推广用于单旋翼式直升机总体设计。

参考文献:

[1] Johnson W. Helicopter theory[M]. Princeton: Princeton University Press,1980.
[2] 郭士龙,郭才根. 直升机总体设计[M]. 北京:航空工业出版社,1995:39-55.
[3] Floros M W, Johnson W. Performance analysis of

the slowed-rotor compound helicopter configuration [C]//Conference Program and Proceedings for the Fourth Decennial Specialist's Meeting on Aeromechanics. San Francisco:AHS, 2004:96-114.
[4] Bagai A, Leishman J G. Free-wake analysis of tandem, tilt-rotor and coaxial rotor configurations[J]. J AHS, 1996,41(3):196-207.
[5] Harris F D. Twin rotor hover performance[J]. J AHS, 1999,44(1):34-37.
[6] 陈国平. 纵列式双旋翼直升机气动性能分析[D]. 南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2004.
[7] Gao W. An improved fast-convergent genetic algorithm[C]//Proceedings of the 2003 IEEE International Conference on Robotics, Intelligent Systems and Signal Processing. Changsha, China: IEEE, 2003:1197-1202.
[8] Niewierowicz T, Escarela P R, Campero L E. Hybrid genetic algorithm for the identification of high-order synchronous machine two-axis equivalent circuits [J]. Computers and Electrical Engineering, 2003,29(4):505-522.

混沌理论在尾桨气动噪声信号分析中的应用

邵 松 朱清华 张呈林 刘 勇

(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:研究剪刀式尾桨气动噪声的混沌特性,并应用混沌理论进行了直升机尾桨气动噪声信号分析。本文通过利用多频调制方法对尾桨噪声进行理论分析,得出相对声压值随剪刀变化的规律;然后将混沌运动的特征参数——关联维数用于剪刀式尾桨气动噪声信号的分析。分析结果表明剪刀式尾桨引起的气动噪声含有混沌特性,同时对比理论和试验结果表明剪刀尾桨构型的参数对气动噪声有明显的影响。

关键词:气动噪声;混沌;关联维数;多频调制;剪刀式尾桨

中图分类号:V211.52

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2006)04-0427-06

Aeroacoustic Noise Signal Analysis on Helicopter Scissors Tail Rotor by Chaos Theory

Shao Song, Zhu Qinghua, Zhang Chenglin, Liu Yong

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of
Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Chaos characteristics of the aerodynamic noise are discussed and the aeroacoustic noise signals on helicopter scissors tail rotor is analyzed by the chaos theory. Through using multi-frequency theory to analyze the noise of the tail rotor, the relative sound pressure variable law is calculated according to the variation of scissors angle. A method is used to calculate the correlation dimension from a time series, and the correlation dimension is used to analyze the aeroacoustic noise signals of helicopter scissors tail rotor. Results show that chaos characteristics exist in the noise. Compared the theoretical results with experimental results, it proves that the scissors tail rotor parameters have a remarkable effect on the aeroacoustic noise.

Key words: aeroacoustic noise; chaos; correlation dimension; multi-frequency modulation; scissors tail rotor

引 言

直升机剪刀式构型尾桨可以有效地减小尾桨噪声水平,降低可探测性,提高直升机的隐身能力。因此,剪刀构型尾桨在直升机上已广泛应用,如 AH-64, Mi-28 等直升机^[1]。尾桨噪声信号常见的处理方法是 Fourier 变换和小波变换,但这两种方法只能

从频域的角度分析信号,无法得出剪刀尾桨构型参数对尾桨噪声信号影响的规律。尾桨气动噪声是典型的非线性运动,近年来非线性科学领域研究中发现起来的混沌与分形动力学则直接从纷繁复杂的系统本身入手,揭示非线性系统中有序与无序、确定性与随机性的统一。混沌理论打破了传统的线性观,开拓了人们认识复杂现实世界的新思路和新途径,使人们能以全新的观念和手段来处理这些难题,透过

基金项目:“十五”航空预研项目。

收稿日期:2005-07-18;修订日期:2006-04-03

作者简介:邵 松,男,硕士研究生,1980 年 8 月生;张呈林(联系人),男,教授,博士生导师,E-mail:zclntae@nuaa.edu.cn。

扑朔迷离的无序的混沌现象和不规则的形态,探索和揭示隐藏在复杂现象背后的规律及本质联系^[2]。本文分析了尾桨气动噪声的混沌特性,把关联维数用于气动噪声信号的分析中,以期用关联维数来区分尾桨构型参数对气动噪声的影响。

1 剪刀尾桨气动噪声的混沌特性

混沌是由于确定性系统对初始条件的敏感性而产生的不可预测性,也就是在动力学系统中,对应着不同的初始值,其轨迹具有不可预测性。

尾桨噪声主要包括旋转噪声和涡流噪声,这两种噪声同属于气动噪声,只是产生机制不同。旋转噪声是由旋转的叶片周期性打击空气质点,引起空气的压力脉动,因而引起噪声^[3]。桨叶片数一定的常规尾桨,在转动过程中有单一的通过频率,剪刀构型通过调整剪刀角,调制出多个通过频率,所产生的噪声信号中有基频 ν_0 ,倍频 $2\nu_0, 3\nu_0, \dots$ 还有非整数的亚谐频 $1/2\nu_0, 1/3\nu_0, \dots$ 以及奇数倍超谐频 $(2n+1)/3\nu_0, (2n+1)/3\nu_0, \dots$ 和 $(n+1/2)\nu_0, (n+1/3)\nu_0, \dots$ 这些频率相互迭加产生共振,从而很容易导致从有序转为无序的噪声混沌过渡^[4]。涡流噪声主要是由作用在桨叶上随机脉动力而引起的,使周围气体产生涡流,这些涡流由于粘滞力的作用,又分裂成一系列分立的小涡流,这个涡流和分裂使空气发生扰动,形成压缩与稀疏过程,从而产生噪声^[3]。涡流噪声传播介质是空气,空气流动时服从流体力学基本定律

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \sum_{i=1}^3 \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

式中: ρ 为流体密度; t 为时间; u_i 为 x_i 方向的速度分量,是宏观流速。

同时,气体还满足动量守恒原理

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \sum_{i=1}^3 \frac{\partial(\rho u_i u_i)}{\partial x_i} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (2)$$

式中 p 为压力,其变化部分即是声压。

气体的物态方程为

$$p = p(\rho, S) \quad (3)$$

式中 S 为熵函数。

公式(1)~(3)表明气动噪声在空气中运动的非线性,而其介质结构也是非线性的,从而可能引发噪声在传播过程中演化成复杂的声学混沌,同时在相空间中形成奇怪吸引子^[4]。从旋转噪声和涡流噪声两个方面分析可以看出剪刀尾桨气动噪声信号存在混沌的可能性,这也就是使用一般的试验数据处理方法(如 Fourier、小波变换)不能准确分析剪刀尾桨噪声信号的原因,并且从式(1)~(3)可以看出,气动噪声的非线性运动和其声压紧密相关,

即气动噪声发生混沌运动时,其非线性运动也是以气动噪声声压形式表现出来。

2 剪刀构型尾桨噪声理论分析和试验

2.1 剪刀尾桨噪声的周期性信号分析^[5,6]

剪刀尾桨通过改变桨叶间距角,可以调制出多个通过频率。调制过的桨叶以自己的频率向外辐射谐波噪声,谐波的能量分散在相对较宽的频谱上,从而减少单一通过频率对听觉的冲击。图1,2分别是5片等间距桨叶和不等间距桨叶声压时间历程和基本桨叶通过频率之间的相互关系。

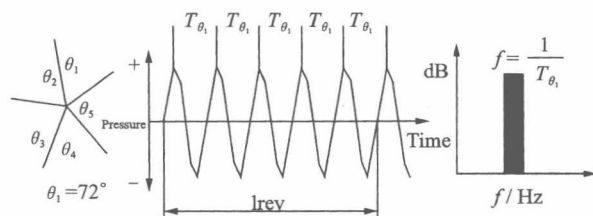


图1 等间距角桨叶对噪声频率的影响

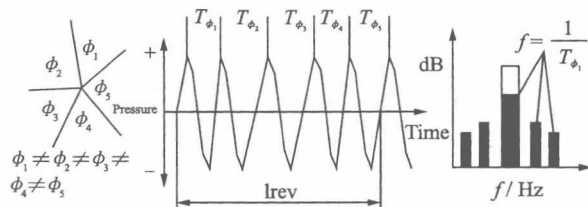


图2 不等间距角桨叶对噪声频率的影响

Schauer 利用正弦调制的方法来分析变剪刀尾桨,其基本公式如下

$$\phi_i = \theta_i + b \sin(2\theta_i) \quad (4)$$

式中: ϕ_i 是第 i 个调制后的桨叶方位角; θ_i 为第 i 个未调制桨叶的方位角; b 是调制参数。

考虑到旋转状态下的尾桨声压时间历程具有周期性,可以使用傅里叶级数来描述声压和预测频谱。旋转过程中的尾桨任意时刻声压用式(5)来表示

$$p(t) = \sum_{n=1}^{\infty} B_n \sin(n\omega t) + \sum_{n=1}^{\infty} C_n \cos(n\omega t) \quad (5)$$

式中: n 为谐波数, $n=1$ 代表一阶谐波; $\omega=2\pi F$ 为角频率; F 为桨叶每秒旋转速度。对于已知 $p(t)$,傅里叶系数可以写为

$$B_n = \frac{\omega}{\pi} \int_0^{2\pi/\omega} p(t) \sin(n\omega t) dt$$

$$C_n = \frac{\omega}{\pi} \int_0^{2\pi/\omega} p(t) \cos(n\omega t) dt \quad (6)$$

相同间距的尾桨声压可以使用脉冲来模拟,即

$$p(t) = \begin{cases} \pi/N & \omega t = \theta_i \\ 0 & \omega t \neq \theta_i \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (7)$$

傅里叶系数可以简化为

$$B_n = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \sin(n\theta_i)$$

$$C_n = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \cos(n\theta_i) \quad (8)$$

所以 n 阶频率的幅值可以写为

$$A_n = \sqrt{B_n^2 + C_n^2} \quad (9)$$

利用正交性从公式可以看出等间距的旋翼声压的各阶幅值都为1,计算调制桨叶的谐波幅值后再利用公式(10)就可以求出调制桨叶相对未调制桨叶声压改变值。

$$\Delta \text{SPL}_n = 20 \cdot \lg(A_{n(\text{even})}/A_{n(\text{uneven})}) \quad (10)$$

利用正弦调制方法对4片剪刀尾桨的噪声特性进行分析,分别计算了剪刀角 $18^\circ, 30^\circ, 33^\circ, 45^\circ, 48^\circ, 60^\circ, 72^\circ$ 的前50阶谐波的相对声压值,其变化趋势见图3。从图中可以看出剪刀角从 18° 到 45° 声压值逐渐增加,从 45° 到 72° 又是减小的过程,说明在剪刀角 45° 时调制效果最明显,即声压值相对于未调制时(即剪刀角为 90°)减小较大。

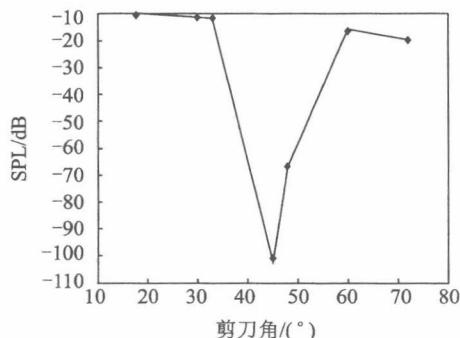


图3 4片桨叶前50阶相对声压值随剪刀角变化曲线

2.2 剪刀尾桨噪声试验

试验模型桨叶翼型为NACA0012,桨叶半径为585 mm,桨叶弦长为120 mm,形状为矩形,扭度为0。尾桨噪声试验在南京航空航天大学旋翼动力学重点实验室的2 m旋翼试验台上进行,其气动噪声信号由专门的测声仪器获得。具体的测声仪器的安装见图4,图5中剪刀尾桨处于试验状态。

试验时,改变剪刀尾桨两付桨叶之间的(剪刀)夹角,即 $\Delta\phi=0^\circ, 18^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 72^\circ, 90^\circ$ 等。两付桨叶之间的轴向间距取为10,15和20 cm。常规尾桨按间距为0,剪刀角为 90° 处理。试验分为悬停和前飞两种状态。

3 混沌理论应用分析

3.1 吸引子分维

混沌系统对初始条件非常敏感,系统初态的任

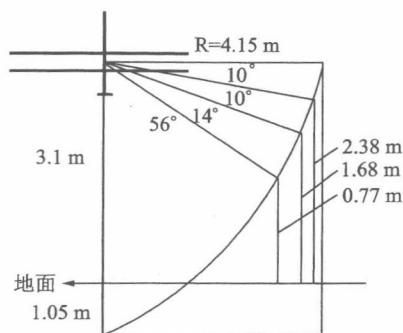


图4 声学传感器安装位置

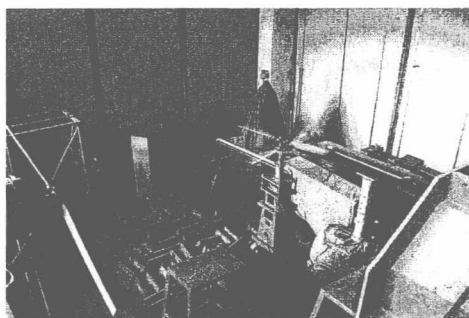


图5 试验状态下的剪刀构型尾桨

何微小误差都将引起系统行为随时间呈指数规律发散,且最终会收敛于状态空间的一个有限区域,即收敛于一个奇怪吸引子。由于混沌现象最主要的特征就是存在相空间中的奇怪吸引子,而描述吸引子的基本数学量就是它的维数^[7]。计算剪刀尾桨气动噪声分维意义是,利用其数值来判断气动噪声是否存在混沌运动,如果发生了混沌运动还可以利用分维数去分析剪刀构型参数发生变化时气动噪声声压值的变化规律。

混沌吸引子常见的维数主要有Hausdorff维数、信息维数、Lyapunov维数、关联维数等。其中Grassberger和Procaccia提出的关联维数算法(简称G-P算法)由于特别适用于实验观测数据,且算法简洁易于实现,因此获得了广泛的应用^[7]。G-P算法也存在一些缺点,如要求数据量很大且数据不含有噪声,而实验数据或多或少都含有噪声,所以在使用G-P算法求关联维数之前要对信号进行去噪处理。

3.2 关联维数

动力系统通常显示出高度复杂的特性,通常情况下,试验得到的是单一的时间序列,如位移时间序列、速度时间序列等。如果以这样的时间序列来反映高维系统的动力特性,必然丢失许多关于吸引子演化的信息,因此必须将其重构成更高维的相空间^[8]。

Ruelle 在 1981 年提出用离散的时间序列 $x(t)$ 和它的连续时间漂移 $x(t+\tau), x(t+2\tau), \dots, x(t+(m-1)\tau)$ (其中 τ 为延迟时间) 构成一个新的 m 维空间 (即嵌入相空间), 用嵌入相空间代替反映该系统的状态空间^[9]。

对于单变量的时间序列 $\{X_j\}, (j=1, 2, \dots, n)$, 如果该序列的时间间隔为 Δt , 取 τ 为 Δt 的整数倍, 可以建立如下的状态空间^[7]

$$\begin{aligned} \tilde{x}_i &= \{x_{t_i}, x_{t_i+\tau}, x_{t_i+2\tau}, \dots, x_{t_i+(m-1)\tau}\} \\ i &= 1, 2, \dots, N \end{aligned} \quad (11)$$

在重构的 m 维相空间中, 定义相关积分 $C(r)$

$$C(m, r) = \frac{1}{N^2} \sum_i \sum_j H(r - \|\tilde{x}_i - \tilde{x}_j\|) \quad (12)$$

$i, j = 1, 2, \dots, N$

式中: N 为重构相空间中的向量个数; $\|\cdot\|$ 是欧氏范数; H 是 Heaviside 单位阶跃函数

$$H(s) = \begin{cases} 0 & x \leq 0 \\ 1 & \text{其他} \end{cases}$$

相关积分 $C(m, r)$ 的物理意义是对于任意小的正数 r , 在 m 维空间某一参考点周围以 r 为半径所包含任意两点距离的概率, 关联维数的定义为

$$D_2 = \lim_{m \rightarrow \infty} \lim_{r \rightarrow 0} D_2(m, r) \quad (13)$$

式中 $D_2(m, r)$ 是 $C(m, r)$ 相对 r 的对数曲线的斜率

$$D_2(m, r) = \frac{\mathrm{d} \ln(C(m, r))}{\mathrm{d} \ln(r)} \quad (14)$$

3.3 基于奇异值分解的信号降噪处理^[10]

关联维数是求解混沌信号奇怪吸引子维数的一个重要方法, 适于处理试验数据, 但不足之处是它对信号抗干扰能力差, 导致算法的不稳定。对于气动噪声数据来说, 其本身就是噪声数据, 这里的干扰项指的是在试验过程中一些背景噪声。为了解决噪声的干扰, 采用奇异值分解方法, 能有效地提高信噪比。

对任一信号 X 的离散时间序列为 $X = [x_1, x_2, \dots, x_N]$, 对 X 序列以长度 n 进行分段, 然后按如下的方式构造特征矩阵

$$A = \begin{bmatrix} x_1 & x_{1+\tau} & \dots & x_{1+(m-1)\tau} \\ x_2 & x_{2+\tau} & \dots & x_{2+(m-1)\tau} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ x_n & x_{n+\tau} & \dots & x_{n+(m-1)\tau} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中采样点数为 $N = mn$ 。

对 A 矩阵作奇异值分解, $A = USV'$, U 和 V' 分别为 $m \times n$ 和 $n \times n$ 矩阵, 且 $UU' = I, VV' = I$ 。 S 是 $m \times n$ 的对角矩阵, 对角线元素为 $s_1, s_2, \dots, s_p, p = \min(m, n), s_1 \geq s_2 \geq \dots \geq s_p, s_1, s_2, \dots, s_p$ 被称为 A 的奇异值, U 和 V 成为 A 的左右奇异阵。 A 还可写成

$$A = \sum_{i=1}^p u_i s_i v_i', \text{ 其中 } u_i, v_i \text{ 分别为矩阵 } U \text{ 和矩阵 } V$$

的列向量, 信号能量可由 $E = \sum_{i=1}^p s_i^2$ 表示。

为了取得合理的近似矩阵 A , 即对原始的信号 X 进行重构。根据奇异值的数学理论, 定义奇异值 $s_1, s_2, \dots, s_p$ 的贡献率

$$\lambda_i = s_i^2 / \sum_{i=1}^p s_i^2, i = 1, 2, \dots, p \quad (16)$$

当 λ_1 相对于其他的 λ_i 较大, 且各个贡献率比较满意时, 就可取 A 的秩为 1, 并逼近 $A_1 = s_1 u_1 v_1'$, 在一般情况下, λ_1 在诸 λ_i 中, 在数值上占有绝对大值的优势, 这样就使得 s_1 的贡献率 λ_1 会达到某界点值。可以用 s_1 与 u_1 及 v_1 的外积的乘积 (即 A_1) 来近似 A , 即对 X 进行重构

$$A_{m \times n} \approx A_1 = s_1 u_1 v_1' \quad (17)$$

式中: u_1 为 U 的第一列向量; v_1 为 V 的第一列向量。如果在一定的拟合优度下, 忽略这种近似误差, 则可得

$$\begin{aligned} A_{m \times n} &= s_1 u_1 v_1' \\ a_{ij} &= s_1 u_{i1} v_{j1} (i = 1, 2, \dots, m; j = 1, 2, \dots, n) \end{aligned} \quad (18)$$

上面的原理也可以总结为: 如果 p 个奇异值中有 q 个绝对占优, 即 $\sum_{i=1}^q s_i^2 / \sum_{i=1}^p s_i^2 = 1$, 则该信号

中的信息主要包含在由 $A = \sum_{i=1}^q u_i s_i v_i'$ 所表示的信号之中, 如果 n 为信号中主模式的基本周期, 则原始信号所含主要信息 (主模式信息) 集中于用 $A_1 = u_1 s_1 v_1'$ 表示的信号中。

图 6, 7 属同一组尾桨气动噪声数据时域频域的对比, 从时域、频域图的对比可以看出, 重构以后的噪声信号有效地保留了原信号中有用的信息量, 去除了一些干扰项, 这点从图 6, 7 的频域图的对比看的比较明显。

3.4 相空间重构

关联维数的计算过程中, 相空间的重构是较为重要的步骤。相空间的重构与嵌入维数 m 和时间延迟 τ 密切相关。过小的 τ 将导致信息的冗余, 太大的 τ 将重构的相空间各个向量之间毫不相关, 不能把真实的动力系统显示出来。在 τ 的选择上, 目前有多种, 本文采用的是自相关函数法。对于嵌入维数 m , 虽然 Takens 原理提供了如何选择它的方法, 但一般情况下缺乏对混沌系统维数的先验知识, 所以选择 m 相对较为困难, 不过可以使用多个 m 值逐次逼近的方法^[11]。图 8~10 分别是正弦信号和 Lorenz 信号使用不同 m 值得到关联维数的过程。

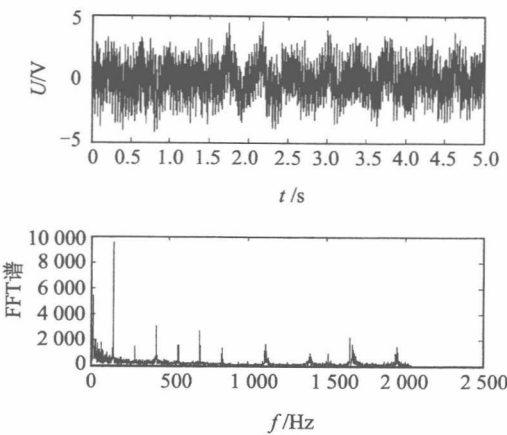


图 6 原始噪声信号时域频域图

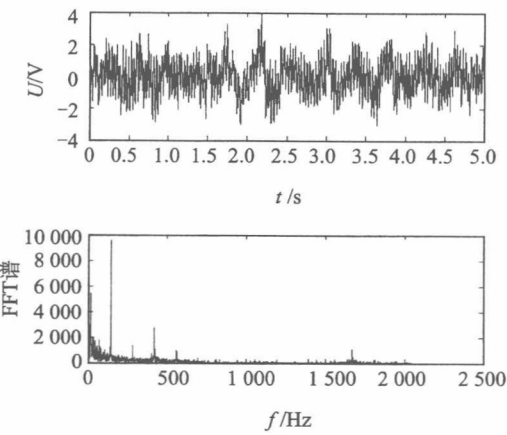


图 7 奇异值重构噪声信号时域频域图

按照 Takens 原理, $m \geq 2d + 1$, d 为吸引子的真实维数^[12]。周期运动其关联维数应该是低维的正整数,图 8 显示的是单频正弦信号,图 10 可以看出在 m 逐渐变大的过程中关联维数在 1 附近。而混沌吸引子在相空间是有限的分形结构,图 9 是 Lorenz 信号 X 分向量信号的相关维数,图 10 可以看出在 m 逐渐增大的过程中,其关联维数稳定在 2 左右^[13]。这说明, m 值逐渐增大的方法计算关联维数是可行的。

4 基于混沌理论的噪声试验数据分析

前面分析了剪刀构型尾桨气动噪声的混沌特性,表明可以用混沌吸引子的分维数来分析剪刀尾桨气动噪声信号。由于关联维数算法较适用于试验观测数据,且应用较为广泛,其缺点是对信号的噪声较为敏感。在处理剪刀构型尾桨噪声信号的过程中首先使用奇异值降噪方法去除干扰项,利用公式(11)~(14)求出悬停状态下不同转速、不同剪刀角气动噪声信号的关联维数,具体计算参数和结果见表 1、表 2。

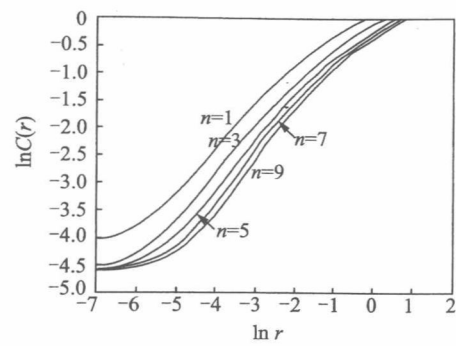


图 8 正弦信号相关积分

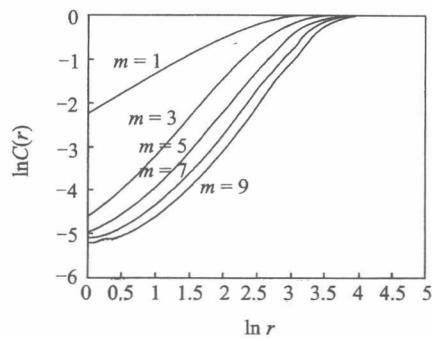


图 9 Lorenz 信号相关积分

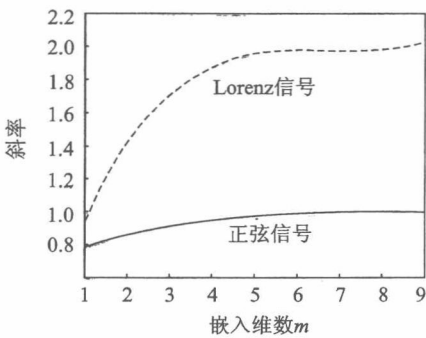


图 10 关联维数随 m 变化曲线

表 1 时间序列和关联积分参数	
参数	数值
样本间隔(Δt)/s	0.000 2
样本点数(N)	3 000
嵌入维数(m)	1~12
时间延迟(τ)	4

表 2 剪刀构型尾桨气动噪声关联维数					
转速/ ($r \cdot \min^{-1}$)	剪刀角关联维数				
	18°	30°	45°	60°	72°
1 000	5.10	4.92	4.57	4.66	4.71
1 670	5.18	5.11	4.63	4.76	4.85

表 2 中列出了两种转速下的剪刀角从 18°到