

Hide Expanded Menus

王强, 陈铭, 王保兵, 苏兵兵. 旋翼几何参数对共轴双旋翼悬停性能的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1434~1443

旋翼几何参数对共轴双旋翼悬停性能的影响

Effect of geometric parameters of rotor on hovering performance of coaxial rotor

投稿时间: 2013-06-17

DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.06.025

中文关键词: [旋翼几何参数](#) [共轴双旋翼](#) [悬停性能](#) [自由尾迹法](#) [综合优化](#)

英文关键词: [geometric parameters of rotor](#) [coaxial rotor](#) [hovering performance](#) [free-wake method](#) [comprehensive optimization](#)

基金项目:

作者	单位
王强	北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191
陈铭	北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191
王保兵	北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191
苏兵兵	中国航空工业集团公司 中国直升机设计研究所 旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001

摘要点击次数: 79

全文下载次数: 99

中文摘要:

为研究旋翼几何参数对共轴双旋翼悬停性能的影响,建立了基于自由尾迹法和2阶升力线法的共轴双旋翼气动模型,分别计算和分析了共轴双旋翼的旋翼翼型、上下旋翼半径之比、上下旋翼间距、桨叶扭转角以及桨叶尖削比等参数对共轴双旋翼悬停性能的影响,最后基于分析结果综合优化了悬停状态下各旋翼的几何参数.结果表明:旋翼翼型、上下旋翼间距、桨叶扭转角以及桨叶尖削比对共轴双旋翼悬停性能有一定的影响,上下旋翼间距对其影响较小,综合优化旋翼在拉力系数为0.01时与基准旋翼相比,扭矩系数降低10.5%,悬停效率提高9.5%.

英文摘要:

To study the effect of geometric parameter on hovering performance of coaxial rotor, the aerodynamic model of coaxial rotor based on free-wake method and second-order lifting-line theory was established, the performance with the rotor's airfoil, the ratio of the upper rotor's radius to the lower rotor's radius, the vertical separation of the rotor, the blade twist angle, and the rotor taper was calculated and analyzed, the comprehensive optimized rotor's geometric parameter was selected and analyzed in hovering based on the upper result at last. The results show that influences of the rotor's airfoil, the ratio of the upper rotor's radius to the lower rotor's radius, the blade twist angle, and the rotor taper are great, while there is almost no influence of the vertical separation on the hovering performance. The tension coefficient of 0.01 of the comprehensive optimized rotor can be reduced by 10.5% and the figure of merit can be increased by 9.5% comparing with the basic rotor.

[查看全文](#) [查看/发表评论](#) [下载PDF阅读器](#)

关闭

友情链接: [中国航空学会](#) [北京航空航天大学](#) [EI检索](#) [中国知网](#) [万方](#) [中国宇航学会](#) [北京勤云科技](#)

您是第6745404位访问者

Copyright© 2011 航空动力学报 京公网安备110108400106号 技术支持: 北京勤云科技发展有限公司