文章编号: 0258-1825(2007)04-0449-05

舰船升沉运动对旋翼瞬态气弹响应影响分析

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级重点实验室,江苏南京 210016)

摘 要:在旋翼气弹计算模型基础上引入舰船3个平动和3个转动广义坐标,根据 Hamilton 原理建立了基于广义力 形式的计入舰船运动的旋翼瞬态气弹响应计算模型。通过与国外试验及计算值的对比验证了本文计算模型的正确性,经算例分析得到以下结论:(1)升沉对桨尖最大负向位移影响明显,随升沉运动幅值增加、周期的减小,桨尖 最大向下位移增加明显,相位影响显著;(2)升沉与纵摇耦合运动对桨尖最大负向位移影响明显;(3)升沉与横摇耦 时主要以升沉为主,横摇贡献较小。

关键词:旋翼;船;瞬态气弹响应;升沉

中图分类号:V211.52 文献标识码: A

0 引 言

舰载直升机在起动或者停转过程中,如遇海面强 风,可能出现旋翼桨叶挥舞过大与机体相碰的事故, H46 直升机就曾发生过多次类似事故^[1]。目前,在此 类问题的研究中,由于存在诸多难题,例如:旋翼气弹 动力学分析、桨叶与挥舞限动装置碰撞分析和舰面流 场分析等,在旋翼舰面瞬态气弹响应研究中考虑舰船 运动影响的较少。康浩^[2]和 Keller^[3]在此类问题的研 究中考虑了舰船横摇运动与旋翼氏动方面的影响。 Hao Kang^[4]指出舰船运动对旋翼瞬态气弹响应有明 显影响。

由于旋翼入流直接影响桨叶剖面迎角,因而对旋 翼气弹响应影响较大。舰船升沉运动直接对应旋翼 入流方向,一方面舰船升沉运动引起桨叶挥舞方向速 度改变,产生气动耦合,另一方面,舰船运动带动桨叶 运动,产生惯性耦合。为了综合考虑其共同的影响, 先建立较为精细的包含有舰船运动的旋翼瞬态气弹 响应计算模型,然后验证其正确性,最后探讨舰船升 沉运动及其与纵摇和横摇耦合对旋翼瞬态气弹响应 的影响。

1 计算模型

1.1 中等变形梁模型

为了描述桨叶变形间的几何非线性耦合特性,本

文采用改进后的中等变形梁模型,具体见文献[5]。

1.2 桨叶运动分析

为考虑舰船有限转动对旋翼瞬态气弹响应的影 响,本文在王浩文等人^[6]所采用旋翼动力学模型基础 上引入舰体的3个转动广义坐标和3个平动广义坐 标。在桨毂坐标系 O_hX_hY_hZ_h 系中桨叶上任意点位置 矢量为 R_h,舰体坐标系为 O_iX_xY_xZ_x,如图 1。在舰体 坐标系中旋翼上任意点坐标为:

$$\boldsymbol{R} = \left\{ \left\{ \boldsymbol{x}_{s} \\ \boldsymbol{y}_{s} \\ \boldsymbol{z}_{s} \right\}^{T} + \left[\left\{ \boldsymbol{R}_{hx} \\ \boldsymbol{R}_{hy} \\ \boldsymbol{R}_{hx} \right\} + \left\{ \boldsymbol{x}_{ship} \\ \boldsymbol{y}_{ship} \\ \boldsymbol{z}_{ship} \right\}^{T} \right] \boldsymbol{T}_{y} \boldsymbol{T}_{p} \boldsymbol{T}_{r} \right\} \left\{ \boldsymbol{x}_{s} \\ \boldsymbol{x}_{s} \\ \boldsymbol{x}_{s} \right\}$$
(1)

式中: R_{hs} 、 R_{hy} 和 R_{hs} 为桨毂坐标系中桨叶任意点坐标; x_{ahip} 、 y_{ahip} 和 z_{ahip} 为桨毂中心到舰体坐标系原点距离3分量; x_s 、 y_s 和 z_s 为舰体平动广义坐标; i_s 、 j_s 和 k_s 分别为舰体坐标系单位矢量; T_y 、 T_p 和 T_r 为艏摇、 纵摇和横摇转换矩阵。以横摇为例, T_r 为:

$$\boldsymbol{T}_{r} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi_{r} & \sin\phi_{r} \\ 0 & \sin\phi_{r} & \cos\phi_{r} \end{bmatrix}$$
(2)

式中: ¢, 为舰船横摇角。

有了式(1),根据文献[6]就可求出动能项产生的 广义力和切线质量、阻尼、刚度阵。

收稿日期: 2006-02-07;修订日期: 2006-07-06. 作者情念如能 东(1979-),男,博士研究生,研究方向:直升机飞行动力学.



图 1 舰面旋翼坐标系图 Fig.1 Coordinate frame of shipboard rotor

1.3 气动力项

舰载直升机旋翼在起动和停转过程中,由于旋翼 转速较低,再加上舰面气流较强,翼型剖面迎角变化 相当大,为此桨叶翼型升力系数、阻力系数和俯仰力 矩系数采用查表法^[3]。根据式(1),将舰体坐标系看 作惯性坐标,由文献[7],可得气动力产生的广义力。

1.4 旋翼动力学方程

将上述推导的弹性势能项、动能项、气动力项和 重力项集成,根据 Hamilton 原理,由文献[8],得出由 广义力形式表示的桨叶隐式非线性微分方程:

 Q_i^T(q,q,q,t) + Q_i^E(q) + Q_i^C(q) + Q_i^A(q,q,t) = 0

 (i = 1,...,N)

 式中,Q表示广义力,上标 T、E、C、A 分别表示动

 能、弹性势能、重力和气动力引起的广义力;q、q和 q

 表示广义位移、速度和加速度矢量。方程(3)的求解

 采用针对广义力形式运动方程的隐式 Newmark 数值

 积分方法^[8]。重力项计算见文献[3]。

1.5 桨叶与挥舞限动块碰撞分析

旋翼在起动和停转过程中,由于舰面气流的影

响,桨叶会不时的与挥舞限动块碰撞。Bottasso^[9]按 一般的接触问题将接触力分为弹性力和耗散力,而耗 散力计算涉及接触的材料特性等。而较多的处理方 法是将挥舞限动块处理成具有较大刚度的角弹簧^[3]。 当挥舞角 β 小于等于挥舞限动角 β_{DS} 时,与挥舞限动 块碰撞,碰撞后桨叶根部的约束由铰支式变为悬臂 式,在挥舞角上附加约束刚度 $k_{\rm B}$,具体如下:

$$\beta(t) > \beta_{\rm DS} \quad k_{\beta}(t) = 0$$

$$\beta(t) \le \beta_{\rm DS} \quad k_{\beta}(t) = k_{\rm DS}$$
(4)

式中:*k*_{DS}一般取较大值,以确保挥舞角碰撞后变化较小。

2 模型验证

Newman^[10]为了研究舰面旋翼瞬态气弹响应问题,将 2m 直径模型跷跷板旋翼放在模型舰面上,上 下挥舞限动角分别为 23°和 - 11°,横向风速大小为 5m/s,进行了舰面流场和旋翼气弹响应测试,模型旋 翼参数见文献[10]。旋翼转速从 0rpm 开始,经过 42s,线性增加到 600rpm,模拟旋翼起动阶段;然后以 600rpm 的转速保持 6s,模拟稳态阶段;最后在 10s 的 时间内,线性减小为 0rpm,模拟停转阶段。

图 2 给出旋翼在甲板中心处挥舞角响应试验值、 文献[4]计算值和本文计算值。从图 2 可看出:本文 与文献[4]的计算值较为一致,均与试验值吻合较好, 验证了本文的建模及计算方法的正确性。

3 舰船运动对旋翼瞬态气弹响应影响

3.1 旋翼参数

本文采用固有特性较为接近直9直升机桨叶的 均质梁作为算例桨叶,具体参数见表1,起动过程旋 翼转速按文献[4]的方法模拟,旋翼在20s时达到额



Fig.2 Comparison of test data with computation value

定转速,10s时即 50%额定转速时离心式限动块脱开。

表1 桨叶参数

Table 1 Blade parameters

-	
旋翼半径 R	6m
挥舞铰位置	5% R
	0.4m
 额定转速	300rpm
脱开前挥舞限动角	± 2°
脱开后挥舞限动角	± 15°
桨尖静挠度	5.0% R
桨叶一阶挥舞频率	1.04/rev
<u> 桨叶一阶摆振频率</u>	0.56/rev
<u> </u>	4.07/rev
桨叶翼型	NACA0012

舰载无人直升机一般要求在 5 级海况条件下能 安全 起降,此时舰 面相对气流速度最大可达 110km/h^[11]。由于舰面气流受舰面建筑尾流、海上气 象条件和紊流等因素的影响,目前计算精度较为有 限^[3],为此,工程上提出了几种实用的桨盘平面处舰 面来流数学模型^[3]。本文采用较为危险的计算状态, 舰面来流采用梯形流,阵风因子取 0.25。

3.2 舰船升沉运动影响

一般要求舰载无人直升机在 5 级海况条件下可 安全着舰^[11]。舰船升沉按正弦激励处理:

$$z_h = A_h \sin\left(\frac{2\pi}{T_h}t + \varphi_h\right)$$
 (5)

式中: A_h 为升沉幅值; T_h 为升沉周期; φ_h 为升沉初始 相位。舰船升沉幅值与舰船所遭遇的波浪频率、阻尼 及自身升沉固有频率等因素有关,为讨论参数影响, 本文最大升沉幅值按 5 级海况条件下的平均波高取, 约 6m^[12]。舰船升沉周期通常接近纵摇周期,一般作 战舰艇纵摇周期约 5s~10s^[12]。桨尖与机体相碰主 要原因是桨尖向下挥舞位移过大,因此,本文主要讨 论各参数对桨尖最大向下位移的影响。 在不同参数组合下,桨尖最大向下位移变化值百 分比如表 2(相对于无舰船运动时的向下位移)。从 表 2 可明显看出:(1)随升沉幅值 A_h 的增加,桨叶最 大向下位移增加明显, A_h 为 6m时,桨尖最大向下位 移增加超过 15%;(2)随升沉周期 T_h 的增加,舰船升 沉运动影响明显减小;(3)升沉相位的影响显著。

3.3 升沉运动与纵横摇运动耦合

, 一般要求舰载无人直升机在 5 级海况条件下纵 摇 5°可安全着舰^[11]。纵摇运动按与式(5)类似规律 处理,纵摇幅值 5°,周期 7.5s,相位分别为 0°、90°、180° 和 270°。升沉运动按幅值 6m,周期 5s,相位 0°处理。 桨毂中心点到舰体质心 3 轴距离分别为 75m、0m 和 5m。在上述纵摇和升沉运动共同影响时的桨尖位移 响应曲线如图 3。

从图 3 可明显看出,升沉和纵摇耦合时,桨尖负向最大位移分别变化为 - 3.4%、+ 2.3%、+ 18.8% 和 - 10.8%。单独计入升沉时,桨尖负向最大位移分 别变化为 + 11.4%。而单独计入纵摇时,桨尖负向最 大位移变化为 - 13.6%、+ 14.2%、+ 8.0%和 - 2.8%。从上面三组数据的对比可看出:升沉和纵 摇运动非线性耦合对桨叶最大负向位移影响显著。

一般要求舰载无人直升机在 5 级海况条件下横 据 8°可安全着舰^[11]。横摇运动按与式(4)类似规律 处理,横摇幅值 5°,周期 10s,相位分别为 0°、90°、180° 和 270°。升沉运动按幅值 6m,周期 5s,相位 0°处理。 上述四种情况桨叶位移响应如图 4。

从图 4 可看出:在不同的横摇相位与升沉耦合 时,桨尖向下最大位移分别增加 10.2%、9.1%、 11.9%、12.5%,而单独考虑升沉运动时桨尖最大向 下位移增加为 11.4%,从而说明横摇与升沉的耦合 表现出接近升沉的影响,横摇贡献较小,横摇与升沉 的耦合较弱,耦合时主要是升沉起作用。

。表 2 舰船升沉运动影响

MI-1-1-		Y-i flore and a a		All a 'll a anna		~8	- Lin
I SDIE	2	Infinence	nr	тпе пеяче	тноцоп	OE.	SILLE
	-		~			-	_

φ	$A_{k} = 2m$			$A_{\mathbf{k}} = 4\mathrm{m}$		$A_{k} = 6m$			
	$T_h = 5s$	$T_{k} = 7.5$ s	$T_{h} = 10s$	$T_k = 5s$	$T_{\rm A} = 7.5$ s	$T_{k} = 10s$	$T_{k} = 5s$	$T_{k} = 7.5$ s	$T_k = 10s$
0°	- 5.7	-2.3	+1.7	+ 6.3	- 1.1	+1.1	+ 11.4	+ 8.0	-0.6
90°	- 2.8	-5.7	-4.0	- 13.6	- 8.0	-3.4	- 16.5	- 3.4	+3.4
180°	+8.0	-2.3	- 2.3	+ 10.2	-8.5	-5.7	+ 15.3	- 18.2	-9.7
270°	-7.4	+4.5	+1.1	+1.1	+7.4	0.0	+9.6	+ 5.7	-2.3

万方数据





Fig.4 Influence of coupling of heave with roll on rotor response

4 结 论

在旋翼气弹计算模型基础上引入舰船 3 个平动 和 3 个转动广义坐标,根据 Hamilton 原理建立了基于 广义力形式的计入舰船运动的旋翼瞬态气弹响应计 算模型。通过与国外试验及计算值的对比验证了本 文计算模型的正确性,得到以下结论:(1)升沉对桨尖 最大负向位移影响明显,随升沉运动幅值增加、周期 的减小,桨叶最大向下位移增加明显,相位影响显著; (2)升沉与纵摇耦合运动对桨尖最大负向位移影响明 显;(3)升沉与横摇的耦合运动对桨尖位移的影响主 要以升沉影响为主,横摇贡献较小。

参考文献:

[1] KELLER J A, SMITH E C. Experiment and theoretical corre-万方数据 lation of helicopter rotor blade - droop stop impacts [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 443-450.

- [2] 康浩,高正. 舰面直升机旋翼瞬态气弹响应分析[J]. 航空动力学报,2000,15(1):67-70.
- [3] KELLER J A. Analysis and control of the transient aeroelastic response of rotors during shipboard engagement and disengagement operations [D]. Pennsylvania; Pennsylvania State University: 2001.
- [4] KANG HAO, HE CHENGJIAN. Modeling and simulation of rotor engagement and disengagement during shipboard operations [A]. Proceedings of the American Helicopter Society 60th Annual Forum [C]. Baltimore, Maryland, 2004.
- [5] STRAUB F K, SANGHA K B, PANDA B. Advanced finite element modeling of rotor blade aeroelasticity[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1994, 39(2): 56-68.
- [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] 韩东,高正,王浩文.惯性坐标系下的旋翼气弹稳定
 性建模[J].南京航空航天大学学报,2005,37(4):
 417-420.
- [8] WANG Hao-wen, GAO Zheng. Rotor vibratory load prediction based on generalized forces [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(1): 28-33.
- [9] BOTTASSO C L, BAUCHAU O A. Multibody modeling of engage and disengage operations of helicopter rotors [J].

Journal of the American Helicopter Society, 2001, 46(4): 290-300.

- [10] NEWMAN S J. The verification of a theoretical helicopter rotor blade sailing method by means of windtunnel testing[J]. Aeronautical Journal, 1995, 99(982): 41-51.
- [11] 韩东,高正.舰载无人直升机的应用和发展预测[A]. 第二十届全国直升机年会论文集[C].2004:27-33.
- [12] 巴塔杳雅 R.海洋运载工具动力学[M].邬明川,戴仁 元,陶尧森,译.北京:海洋出版社,1982.

Effects of heave of ship on rotor transient areoelastic response

HAN Dong, GAO Zheng, WANG Hao-wen

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

Abstract: Three translational and rotational generalized coordinates of ship were introduced based on the aeroelastic model of helicopter. According to Hamilton principle, transient aeroelastic response model of rotor blade was derived based on generalized forces formulation including ship motions. Computational results of this paper are in good agreement with test data and other work's results. Computational results show: (1) ship's heave motion has noticeable influence on maximum negative displacement of blade tip and the parameters — amplitude, period and phase of heave motion of ship have distinct influences; (2) coupling between heave and pitch has distinct effect on maximum negative displacement; (3) coupling between heave heave

Key words: rotor; ship; transient aeroelastic response; heave

(上接第 448 页)

characteristics of wind loads and interference effect of surrounding buildings are discussed in detail. Several conclusions can be made as follows. Generally, interference effect of surrounding buildings can decrease the mean wind pressure and increase the fluctuating wind pressure, and the effect to the front edge of the windward side of the roof is higher than that to other positions. The wind-catching effect may induce high wind pressure because of the location of the surrounding buildings. The wind pressure distribution would become more and more dispersive owing to the interference effect and the fluctuating wind pressure can't be neglected as for the whole wind load.

Key words: large span roof structure; mean wind pressure; fluctuating wind pressure; interference effect; wind-catching effect