

文章编号: 1000-8055(2000) 01-0067-04

舰面直升机旋翼瞬态气弹响应分析

康 浩 高 正
(南京航空航天大学 飞行器系, 江苏 南京 210016)

摘要: 建立了舰面直升机起动和停车过程中的旋翼瞬态气弹响应分析方法, 在桨叶结构建模中考虑了桨叶的挥舞、摆振、扭转和拉伸变形并计入了桨叶重量影响和因旋翼速度变化产生的惯性力。桨叶气动力计算采用时域非定常空气动力计算模型, 包括非线性分离和动态失速的影响。用实验数据对分析方法进行了验证。最后, 利用本文方法进行了旋翼瞬态气弹响应的分析及参数分析。

关键词: 直升机; 旋翼; 气动力弹性; 气动力计算; 响应分析

中图分类号: V211.52 文献标识码: A

1 假 设

舰面旋翼起动和停车时的旋翼瞬态气弹响应研究, 在见诸于文献的方法中, 桨叶结构模型考虑桨叶挥舞^[1]及挥舞和扭转变形^[2], 气动力计算采用准定常气动力计算模型^[1,2], 由于无铰式和无轴承式旋翼以及复合材料桨叶的广泛应用, 桨叶变形是桨叶挥舞、摆振、扭转和拉伸变形的耦合的变形, 上述方法已不适用。用准定常气动力模型分析旋翼的瞬态气弹响应, 也存在较大的缺陷。

本文研究舰面直升机起动和停车过程中的旋翼瞬态气弹响应分析方法, 在桨叶结构建模中考虑桨叶的挥舞、摆振、扭转和拉伸变形并计入桨叶重量影响。桨叶气动力计算采用时域非定常空气动力计算模型, 包括非线性分离和动态失速的影响。建立一个较上述方法^[1,2]合理的、准确的舰面

旋翼瞬态气弹响应分析方法。

在本文研究中, 只考虑舰体的横滚运动^[3], 并且由于舰体运动的频率远低于旋翼旋转频率, 忽略由于舰体的运动而在直升机桨叶上产生的惯性载荷, 只考虑由于舰体的运动而产生的桨叶空气动力环境的变化。

假设桨叶为细长的非均匀弹性梁, 变形为小应变、中等变形量, 在运转中产生挥舞、摆振、扭转和拉伸方向的变形。旋翼转速为变转速并考虑桨叶重量的影响。分析中采用如图 1 所示的坐标系。

2 桨叶结构模型及桨叶气动力计算

对于旋翼桨叶, 其广义 Hamilton 原理表达为: $\delta \Pi = \int_1^2 (\delta T - \delta U + \delta W) dt = 0$ (1)

其中: $\delta T, \delta U, \delta W$ 分别表示桨叶的动能变分、势

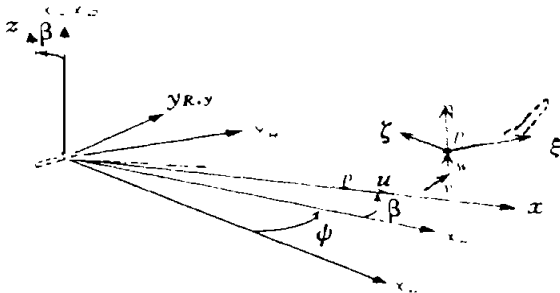
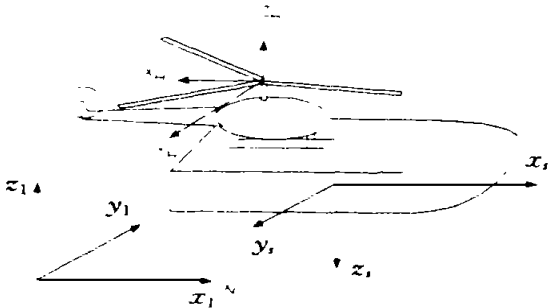


图 1 地面、舰体和桨叶坐标系

收稿日期: 1999-01-08; 修订日期: 1999-05-07

作者简介: 康浩(1963-), 男, 南京航空航天大学飞行器系副教授, 博士

能变分和外力虚功。

依据小应变、中等变形假设,考虑桨叶的挥、摆、扭和拉伸变形,导出桨叶应变能变分^[5]:

$$\frac{\delta U_b}{m_0 \Omega^2 R^3} = \int (U_u \delta u' + U_v \delta v' + U_w \delta w' + U_w \delta w'' + U_v \delta v'' + U \hat{\delta \varphi} + U \hat{\delta \varphi}') dx \quad (2)$$

式中: m 为桨叶单位长度质量。桨叶动能定义为:

$$T_b = \frac{1}{2} \iiint_A \rho_s V_b \cdot V_b dV dx \quad (3)$$

式中: ρ_s 为桨叶质量密度, V_b 为桨叶上某点相对于桨毂的速度,将桨叶速度代入动能表达式导出动能变分为(式中 w 为坐标方向桨叶位移)^[5]:

$$\frac{\delta U_b}{m_0 \Omega^2 R^3} = \int m (T_u \delta u + T_v \delta v + T_w \delta w + T_w \delta w' + T_v \delta v' + T \hat{\delta \varphi} + T_F) dx \quad (4)$$

操纵线系由一扭簧模拟,扭簧安装在桨叶变距铰处。操纵线系弹性势能变分:

$$\delta U_{PL} = K_\theta \Delta \varphi (\Delta \varphi) \quad (5)$$

式中: K_θ 为操纵系统刚度。

桨叶的挥舞和摆振限动装置都简化为扭簧,扭簧的刚度由桨叶与限动装置的相对位置确定,当桨叶与限动装置接触时,扭簧刚度足够的大,使得桨叶在接触点的位移很小(1%),当桨叶不与限动装置接触时,扭簧刚度为零。桨叶挥舞和摆振限动装置的应变能变分:

$$\delta U_{DS} = K_\beta (\Delta w' - w'_{bs}) \delta \Delta w' + K_\beta (\Delta v' - v'_{bs}) \delta \Delta v' \quad (6)$$

式中: K_β 为限动装置等效弹簧刚度, w'_{bs} 为限动角。忽略舰体运动在桨叶上产生的惯性作用和旋翼轴的倾角,桨叶的重力虚功为:

$$\delta W_G = - \int mg \delta w dx \quad (7)$$

式中: g 为重力加速度, w 为坐标方向桨叶位移。

将桨叶离散为一系列的梁单元,定义每个梁单元的运动自由度为:

$$q_i^T = [u_1, u_2, u_3, u_4, v_1, v_2, v_2, w_1, w_1', w_2, w_2', \hat{\varphi}_1, \hat{\varphi}_2, \hat{\varphi}] \quad (8)$$

$$(L_A) = \begin{Bmatrix} L_u^A \\ L_v^A \\ L_w^A \\ M_{\hat{\varphi}}^A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L_u^A \\ L_v^A \\ K_N^N (L_w^A)_{QS} + K_N^N (L_w^A)_{US} + (L_w^A)_{US} + (L_w^A)_{US} \\ (M_{\hat{\varphi}}^A)_{QS} + (M_{\hat{\varphi}}^A)_{US} + (M_{\hat{\varphi}}^A)_{US} + (M_{\hat{\varphi}}^A)_{US} + K_N^N K_{mC}^N (L_w^A)_{QS} + K_N^N K_{mC}^N (L_w^A)_{US} - ed (L_w^A) \end{Bmatrix} \quad (11)$$

式中: K_N^N 和 K_M^N 为非定常气动力分离因子, ed 为升力, i 为非环量分量;下标 QS 为准定常气动力, US 为非定常气动力。

将桨叶的动能变分、势能变分离散化,可给出桨叶运动微分方程:

$$M \ddot{q} + \dot{C} q + K q = Q \quad (9)$$

式中: M 为质量矩阵, q 为总体位移矢量, K 为刚度矩阵, Q 为力矢量。

假设相对于舰面的风是均匀的,并由风速 V_{wod} , 风与舰面纵轴的夹角 Ψ_{wod} 和垂直分量 V_{vert} 定义。舰体横滚运动在舰面旋翼桨毂高度上产生沿 Y_s 轴的速度 V_{roll} 为:

$$V_{rdl} = \varphi_{max} h_{cg} \left[\frac{2\pi}{T} \right] \sin \left[\frac{2\pi \Psi}{T} \right] \quad (10)$$

式中: φ_{ax} 为舰体滚转角, h_{cg} 为船上坐标系到桨毂的距离, T 为舰体滚动周期。

舰面流场对舰面直升机旋翼影响分别可由桨盘阶梯形入流和线性入流两个模型描述。入流在桨盘上产生的气流速度定义为:

$$V^{gust} = V_x^{gust} \hat{I}_H + V_y^{gust} \hat{J}_H + V_z^{gust} \hat{K}_H$$

对于阶梯形入流,在桨盘垂直方向上的速度分量定义为: $V_z^{gust} = V_{wod} K_{vert}$ 。式中: K_{vert} 为阵风的比例系数,对于迎风方面的半桨盘, K_{vert} 为正,背风方面的半桨盘, K_{vert} 为负。

对于线性入流,在垂直桨盘方向上的速度分量为: $V_z^{gust} = V_{wod} K_{vert} \lambda \cos(\Psi - \pi + \Psi_{wod})$ 。式中 Ψ 为桨叶方位角。

那么,舰面流场产生的桨叶剖面相对气流速度为:

$$V_w = \mu_x \hat{I}_H + \mu_y \hat{J}_H + (\mu_z - \lambda) \hat{K}_H$$

其中, λ 为诱导入流,分量 μ_x , μ_y 和 μ_z 分别为:

$$\mu_x = V_{wod} \cos \Psi_{wod} \cos \alpha + V_{wod} \sin \Psi_{wod} \sin \alpha \cdot$$

$$\sin \varphi - V_{vert} \sin \alpha \cos \varphi + V_x^{gust}$$

$$\mu_y = - V_{wod} \sin \Psi_{wod} \cos \varphi - V_{vert} \sin \varphi +$$

$$V_y^{vert} + V_{roll}$$

$$\mu_z = V_{wod} \cos \Psi_{wod} \sin \alpha - V_{wod} \sin \Psi_{wod} \cos \alpha \cdot$$

$$\sin \varphi + V_{vert} \cos \alpha \cos \varphi + V_z^{gust}$$

导出桨叶各剖面上的气流相对速度并采用 Leishman- Beddoes 时域非定常气动力模型,经推导,得到作用在桨叶弹性轴上的非定常气动力为^[5]:

有限元离散化后, 气动力虚功可表达为:

$$\delta W_b = \sum_{i=1}^N \delta q_i^T ([EM] \ddot{q}_i + [EC] \dot{q}_i + [EK] q_i + \{EQ\}) \quad (12)$$

3 桨瞬态气弹响应计算及验证

在模态空间, 采用四阶 Runge- Kutta 积分法求解方程, 计算旋翼起动过程中的瞬态响应时, 以桨叶静止时的静位移为初始条件; 计算旋翼停车过程的瞬态响应时, 以旋翼稳定工作状态下桨叶的位移为初始条件。

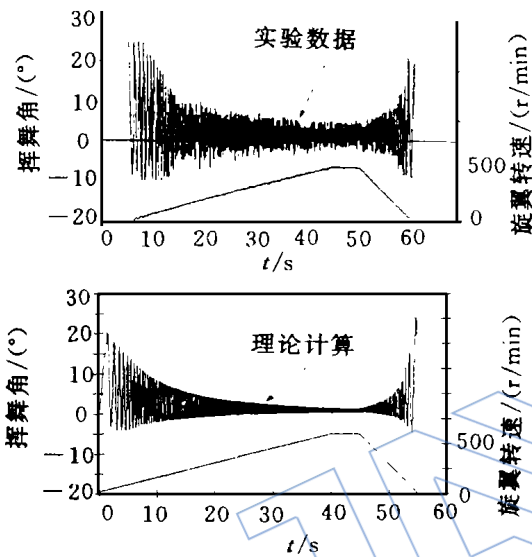


图2 计算与实验结果对比

以文献[4]所述实验为计算对象, 该实验为舰面模型旋翼的风洞实验, 旋翼直径 2 m, 风速为 5 m/s。实验中测量旋翼桨盘平面上沿来流方向上的流场速度和旋翼起动/ 停车过程中桨叶挥舞角响应。计算时, 将桨盘处实测速度作为桨盘入流速度输入, 将实验中的旋翼起动→工作转速→停车的时间历程作为计算的旋翼转速时间历程, 积分步长取为 0.004 弧度, 计算旋翼的瞬态响应实验结果对比, 如图 2 所示, 计算和实验结果基本吻合。表明所建立的方法是可行的。

4 算例及参数分析

以某直升机后旋翼为例。旋翼起动的转速时间历程由实测的起动时间历程拟合确定。风速 40 节 ($\Psi_{\text{wod}} = 90^\circ$), 桨盘入流假设为线性入流 (K_{ia} , $K_{\text{ert}} = 25\%$), 图 3 给出了桨尖位移和挥舞角的瞬态响应分析结果。在旋翼起动初期 (0~5 s), 重力的作用下, 桨叶靠在下限动块上。当转速增加到

定时, 桨叶上的离心力和气动力作用增大, 桨叶上挥并离开下限动块, 上挥的桨叶很快与上限动块相撞, 撞击后, 桨叶又开始下挥直到撞击下限动块, 撞击后桨尖达到最大下沉位移值。桨尖的最大下沉位移大大超出静止时的位移。当其下垂最大时, 与桨尖下机身十分接近。

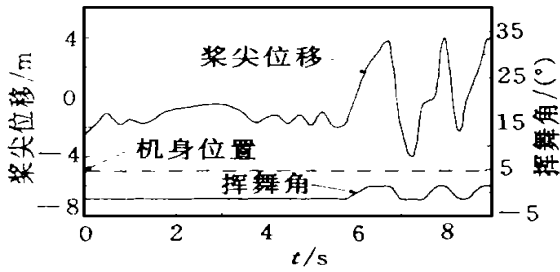


图3 旋翼起动过程中桨叶瞬态响应

桨尖下沉位移过大将撞击机身造成事故, 下面分析不同的环境和旋翼参数对桨尖最大下沉位移的影响。

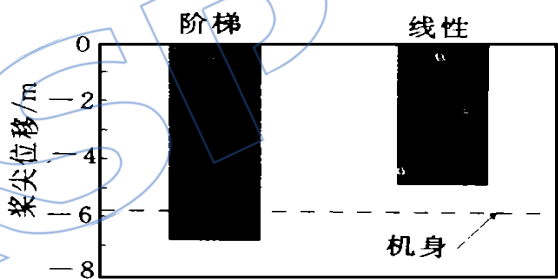


图4 入流的影响(V= 50 节)

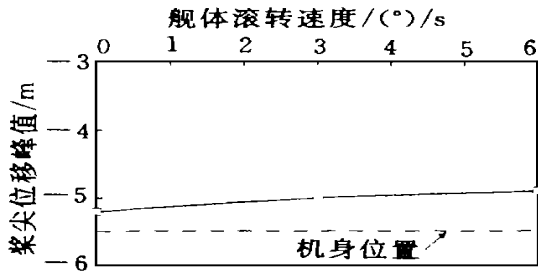


图5 舰体滚转速度的影响(V= 50 节)

环境的影响: 图 4 和图 5 分别给出了不同的桨盘入流(线性入流和阶梯形入流) 和不同的舰体滚转速度下桨尖最大下沉位移的比较, 同样的风速下, 阶梯形入流产生较线性入流大 60% 的桨尖下沉位移, 表明舰面流场的紊流度对桨尖位移响应有较大的影响。因此, 选择适当的直升机起降位置十分重要。图 5 表明: 舰体滚转速度对桨尖的下沉峰值影响不大, 这是由于舰体滚转速度相对于旋翼运动速度要小的多。

旋翼参数的影响: 图 6 给出了不同总距和周

期变距下的桨尖最大位移响应比较,可见,旋翼起动时的操纵量直接影响到桨尖的响应,操纵量增大,桨尖下沉位移峰值减小。所以,适当改变旋翼起动时的操纵量,可以在一定条件下避免桨尖碰撞机身。

图 7 给出了桨尖最大下沉位移随桨叶刚度的变化,表明增加桨叶的刚度,桨尖的下沉峰值减小。由此可以得到:改变桨叶刚度,可以避免过大的桨尖位移。

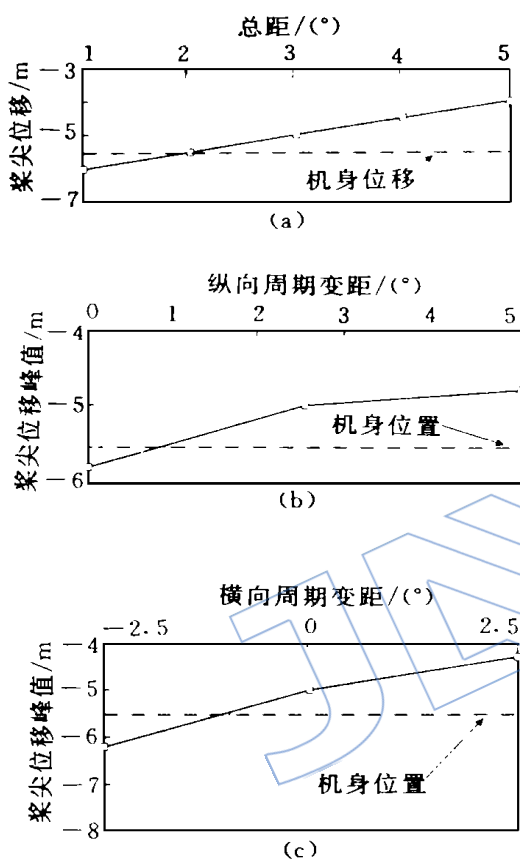


图 6 旋翼操纵量的影响($V=50$ 节)

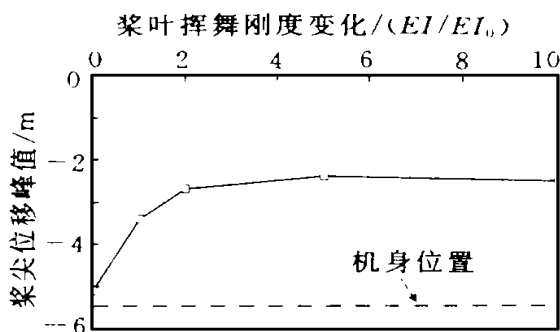


图 7 桨叶刚度的影响

参 考 文 献

- 1 Newman S J. A Theoretical Model for the Predicting the Blade Sailing Behaviour of a Semi-Rigid Rotor Helicopter [J]. Vertical, 1990, 14(4):
- 2 Geyer W P, Smith E C. Aeroelastic Analysis of Transient Blade Dynamics During Shipboard Engage/Disengage Operations[C]. Proceedings of the 2nd International Aeromechanics Specialists' Conference, Bridgeport, CT, 11-13 October 1995
- 3 Ferrier B, Semenza J. NATC Manned Flight Simulator VTOL Ship Motion Simulation and Application[C]. Presented at the 46th Annual National Forum of the AHS, Washington, D. C., May 1990
- 4 Hurst D W, Newman S J. Wind Tunnel Measurements of Ship Induced Turbulence and the Prediction of Helicopter Rotor Blade Response[C]. Proceedings of the Eleventh European Rotorcraft Forum, Paper No. 99, London, England, September 10-13, 1985
- 5 康浩. 舰面旋翼飞行器旋翼瞬态响应研究:[博士学位论文][D]. 南京航空航天大学, 1998

(责任编辑 杨再荣)

Aeroelastic Response Analysis of Helicopter Rotor During Shipboard Operation

Kang Hao, Gao Zhen

(1st Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A method of transient aeroelastic rotor response analysis was developed and used to investigate shipboard engage/disengage sequences of the helicopter rotor. The blade was modeled as an elastic beam undergoing flap, lag torsion and axis deflections. The weight of blade and the inertia force due to the variation of rotation speed were taken into account. Blade element theory was used to calculate unsteady aerodynamic loads in linear and nonlinear regimes. The experimental data validated this analysis. The parameter effects on transient response were investigated.

Key words: helicopters; rotor wing; aeroelasticity; aerodynamic computation; response analysis