

带受控振荡附翼的新概念旋翼气动弹性分析

杨卫东 张呈林 王适存 顾仲权

(南京航空航天大学直升机技术研究所, 南京, 210016)

AEROELASTIC ANALYSIS OF NEW CONCEPT ROTOR BLADE WITH CONTROLLED OSCILLATING TRAILING EDGE FLAP

Yang Weidong, Zhang Chenglin, Wang Shicun, Gu Zhongquan

(Research Institute of Helicopter Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

摘要 通过建立带受控振荡附翼的新概念旋翼气动弹性分析模型,研究了采用受控振荡附翼的直升机旋翼气动弹性特性及其在降低旋翼振动载荷方面的有效性。气动模型采用了计及振荡附翼非定常影响的二元叶素模型。探讨了改变旋翼桨叶及振荡附翼的结构参数对新概念旋翼减振效果的影响。数值结果表明振荡附翼的引入能有效地降低旋翼桨毂的振动载荷。为振荡附翼的振动自适应控制律设计提供了有效的旋翼气动弹性分析方法。

关键词 直升机 旋翼 气动弹性 附翼 振动

中图分类号 V 275.1, V 211.47, V 214.19

Abstract The aeroelastic analysis of a helicopter rotor blade with the controlled oscillating trailing edge flap is presented by building an aeroelastic model of the new concept rotor blade. The aerodynamic model with unsteady terms including the effect of the trailing edge flap has been used. The sensitivity of structural parameters of the trailing edge flap on vibration reduction is also studied. Numerical results show that significant reductions of vibratory vertical shears and hub moments in the fixed frame can be obtained for a four-bladed soft-inplane hingeless rotor.

Key words helicopter, rotor, aeroelasticity, flap, vibration

随着机敏材料与灵巧 (smart) 结构技术的发展及其在直升机旋翼上的应用潜能,出现了带受控振荡附翼 (flap) 的新概念旋翼,并已成为直升机技术领域的一个研究热点。其原理是,在旋翼桨叶外端后缘处采用灵巧结构布置一受控振荡附翼。通过控制附翼的振荡运动,产生附加的空气动力,以达到降低直升机振动水平和旋翼气动噪声的目的。通过建立新型旋翼的气动弹性分析模型,分析了具有振荡附翼的新概念旋翼的气动弹性特性及其在降低旋翼振动载荷方面的有效性,通过调整旋翼桨叶及振荡附翼的结构参数,探讨了这些参数对新型旋翼减振效果的影响。

1 新型旋翼气弹分析模型

旋翼桨叶的气动力采用叶素理论计算,带有振荡附翼的二元叶素如图 1 所示,在直升机前飞状态下,由于桨叶存在周期挥舞和周期变距运动,因此,桨叶上的叶素存在着周期的沉浮运动(记为 \dot{h} , \ddot{h})和俯仰运动(记为 α , $\dot{\alpha}$, $\ddot{\alpha}$),而受控附翼除随叶素的沉浮运动和俯仰运动外还有自身的受控振

荡运动(记为 δ , $\dot{\delta}$, $\ddot{\delta}$)。

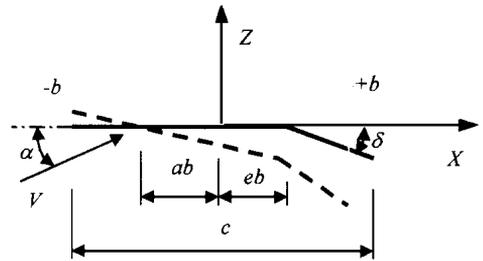


图 1 带受控振荡附翼的叶素图

当旋翼桨叶的叶素及后缘附翼分别以简约频率 $k_1 = \omega c / (2V)$, $k_2 = \omega c / (2V)$ 作简谐振荡时,由薄翼理论,叶素的气动升力和气动力矩为

$$C_N = \frac{\pi b}{V^2} (V \dot{\alpha} + \dot{h} - ba \ddot{\alpha}) + 2\pi C(k_1) \alpha_{qs}$$

$$C_M = - \frac{\pi}{2V^2} [(0.125 + a^2) b^2 \dot{\alpha} - abh \ddot{\alpha}] -$$

$$\pi(a + 0.5) C(k_1) \alpha_{qs} - \frac{\pi}{2V^2} [V(0.5 - a) b \dot{\alpha}]$$

由附翼的受控振荡运动产生的附加气动力和气动力矩为

$$C_N^f = \frac{b}{V^2} (-V F_4 \dot{\delta} - b F_2 \ddot{\delta}) + 2\pi C(k_2) \delta_{qs}$$

1998-05-20 收到, 1998-10-05 收到修改稿
中德国际合作研究课题(CAE-DLR; 97-6)

$$C_M^f = - \frac{1}{2V^2} [(F_7 + (c - a)F_1 b^2 \dot{\delta}) + \pi(a + 0.5)C(k_2)\dot{\delta}_{qs} - \frac{1}{2V^2} [(F_4 + F_{10})V^2 \dot{\delta} + (F_1 - F_8 - (e - a)F_4 + \frac{1}{2}F_{11})V b \dot{\delta}]$$

式中:

$$\alpha_{qs} = \frac{h}{V} + \alpha + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \frac{\dot{\alpha}}{V},$$

$$\dot{\delta}_{qs} = \frac{F_{10}\dot{\delta}}{\pi} + \frac{bF_{11}\dot{\delta}}{2\pi V}$$

$F_1 \sim F_{20}$ 为后缘附翼几何常数, 与后缘附翼的几何位置 e 及桨叶变距轴位置 a 有关。

当叶素及附翼存在任意振荡运动时, 叶素及振荡附翼产生的总的气动力表现为一动态响应过程, 其时域模型为

$$C_L(t) = \frac{\pi b}{V^2} (\ddot{h} + V \dot{\alpha} - ba \ddot{\alpha}) + \frac{b}{V} (-V F_4 \dot{\delta} - b F_1 \dot{\delta}) + \int_0^s \phi(s - \sigma) \frac{d}{d\sigma} C_{L_{qs}} d\sigma$$

式中:

$$\phi = 1 - \prod_{i=1}^N A_i \exp(-\beta_i b_i s),$$

$$C_{L_{qs}} = \frac{2\pi}{\beta} (\alpha_{qs}(t) + \dot{\delta}_{qs}(t))$$

A_i, b_i 为经验系数。气动力中的环量力部分可近似表示为

$$C_{L_c}(t) = C_{L_{qs}}(t) - \sum_{i=1}^N X_i$$

时域升力亏损函数 X_i 在离散的时间点上写成递推格式为

$$X_i(s + \Delta s) = \exp(-\beta^2 b_i \Delta s) X_i(s) + A_i \Delta C_{L_{qs}} \exp(-\beta^2 b_i \Delta s / 2)$$

在实际计算中, 为便于在气弹分析中应用, 升力亏损函数可在形成空间单元矩阵时沿展向的每个高斯积分点上取值和计算。响应计算时, 一种方法可取 X_i 的初值为零, 沿每个时间单元积分, 直至一周中最后一个时间单元的最后一个节点, 将此点值作为下一次迭代的初值, 直至收敛; 另一种方法是利用周期性条件, 直接给出一周的时间有限元方程, 解此代数方程即可得到响应解^[3]。

2 数值算例与结果讨论

取类似于 BO-105 直升机的旋翼特性参数^[3]

作为数值分析的基准桨叶, 振荡附翼参数如图 2 所示。附翼的振荡运动为 $\delta = 1.5 \cos 4\omega t + 0.8^\circ \sin 4\omega t$, ω 为旋翼转速。算例分析取 $\mu = 0.3$ 的水平前飞状态。将基准旋翼的原始数据和后缘附翼的振荡运动输入先进旋翼气动弹性综合分析软件 ARMDAS^[3] 中, 进行分析计算, 计算结果示于图 3~ 图 8 中。

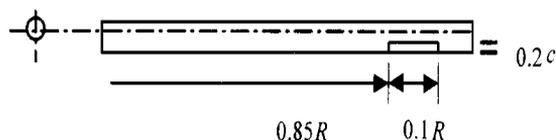


图 2 带受控附翼的新概念旋翼桨叶示意图

图 3 给出了后缘附翼的振荡运动对桨叶位移响应的的影响, 与基准桨叶情况相比, 后缘附翼的振荡运动对桨叶挥舞及摆振响应影响较小, 而对桨叶扭转响应影响很大。

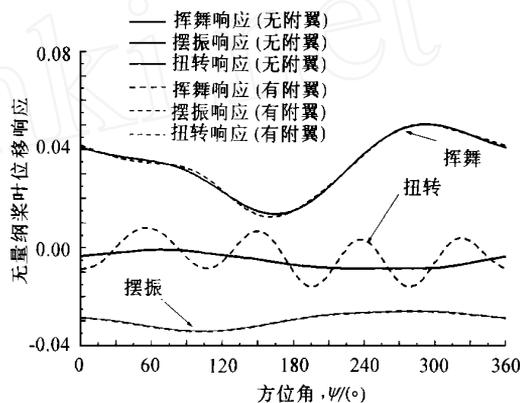


图 3 后缘附翼振荡对桨叶位移响应的的影响

图 4 给出了桨毂垂直载荷在一个周期 ($0 \sim 360^\circ$) 上的响应历程, 由图中可以看出后缘附翼使桨毂垂直振动载荷明显减小, 但其一周的平均值不变。这是因为算例给出的是直升机配平计算后的结果 (即保持直升机重量及飞行状态不变)。

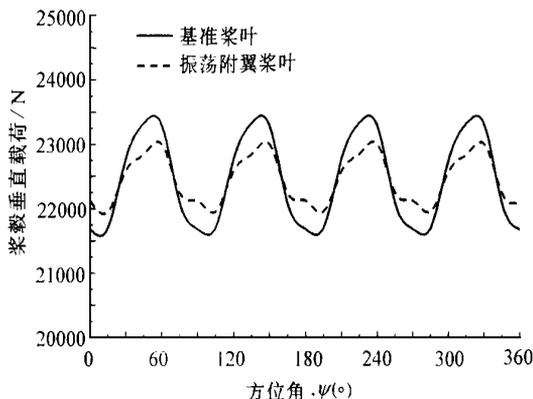


图 4 后缘附翼振荡对桨毂垂直载荷的影响

图 5 给出了附翼振荡对固定坐标系下每转 4 次桨毂振动载荷的影响。由图可见, 与基准桨叶相比, 后缘附翼的振荡使垂直方向每转 4 次的桨毂振动载荷 (F_z^{4P}) 和 $4/\text{Rev}$ 摆振弯矩降低幅度较大。而对有的方向的振动载荷影响不大。图 3、图 4、图 5 是同一种状态下的计算结果。由此可见, 后缘附翼的作用是明显的。

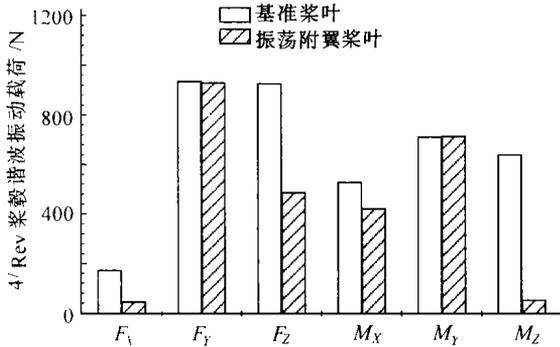


图 5 附翼振荡对桨毂谐波载荷的影响

为了考察桨叶扭转刚度对振荡附翼所起作用的影响, 本文给出了 3 种扭转刚度(对应的 3 个一阶扭转频率为 4.56Ω , 3.35Ω , 2.54Ω)下, 后缘附翼的振荡运动(参数为: $e = 0.6, 0.83R \sim 0.87R$, $\delta = 2.8\cos 3\omega + 1.8\sin 3\omega$, $\mu = 0.3$)对桨根剪力和弯矩的影响(如图 6、图 7)。由图中可以看到桨叶扭

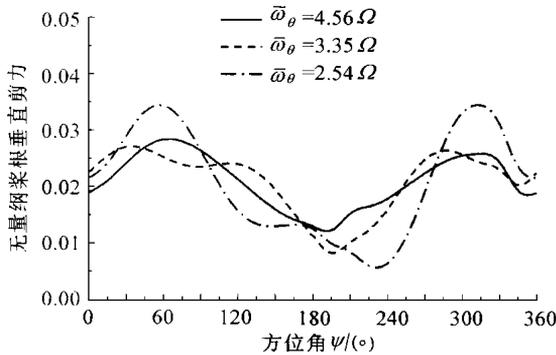


图 6 桨叶扭转刚度对桨根垂直剪力的影响

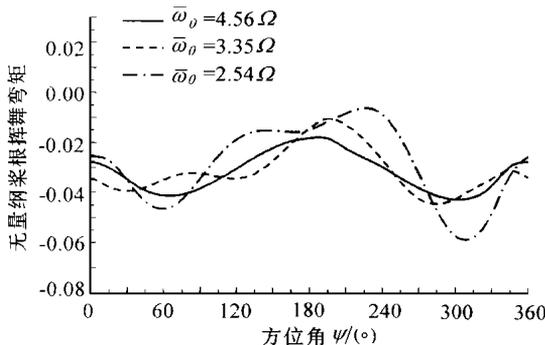


图 7 桨叶扭转刚度对桨根挥舞弯矩的影响

转刚度的改变对后缘附翼所起的作用有较大影响。扭转刚度的降低, 使旋翼振动载荷有所增加, 也使后缘附翼的减振效果降低了。

图 8 比较了 2 种振荡频率 ($3/\text{Rev}$, $4/\text{Rev}$) 下旋翼桨毂的每转 4 次的谐波振动载荷。由图可知, 在 $4/\text{Rev}$ 振荡频率下, 多个方向的谐波振动载荷降低了。

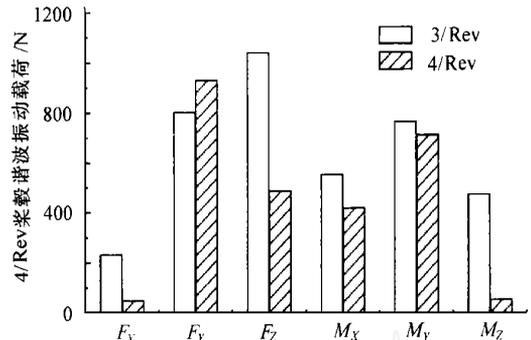


图 8 附翼振荡频率对桨毂谐波载荷的影响

3 结论

- (1) 适当的后缘附翼振荡运动能有效地降低旋翼振动载荷。
- (2) 桨叶扭转刚度对后缘附翼的减振效果有较大影响, 扭转刚度的降低往往会导致振动载荷的提高, 并将削弱后缘附翼在旋翼减振方面的作用。

参 考 文 献

- 1 Millott T, Friedmann P P. Vibration reduction in helicopter rotors using an active control surface located on the blade. In: Proceedings of 33rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ACS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Dallas: 1992 1975~1988
- 2 Friedmann P P. Vibration reduction in helicopters using active control. In: Zhu D M, Ko J M ed. Proceedings of international conference on structural dynamics: Vibration, Noise and Control, Hong Kong: 1995 18~43
- 3 杨卫东. 后掠桨尖旋翼气弹耦合分析及优化研究: [学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 1995

杨卫东 男, 31 岁, 副教授, 1995 年 6 月获工学博士学位, 研究兴趣: 飞行器设计、直升机振动控制、直升机气动弹性力学。Email: erwingao@public1.ptt.js.cn