

共轴刚性旋翼低阶动载荷特性分析

余智豪[†] 周云

(中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室,景德镇 333001)

摘要 针对共轴刚性旋翼低阶动载荷问题开展分析研究,建立考虑升力偏置的共轴刚性旋翼气弹配平计算方法,建立含干扰因子的共轴双旋翼气动干扰模型与考虑双旋翼构型的旋翼动力学模型,最终集成共轴双旋翼考虑升力偏置的共轴刚性旋翼气弹配平模型.在分析前进比、转速以及升力偏置参数影响下的旋翼低阶挥舞、摆振弯矩变化特性中发现:在大前进比状态下,桨根挥舞、摆振弯矩大大增加,且均以 2/rev 谐波载荷为主;而施加升力偏置使得挥舞 1/rev 谐波载荷增加,而 2/rev 谐波载荷降低,能整体抑制摆振弯矩.

关键词 直升机, 旋翼, 共轴刚性, 动载荷

中图分类号:V214.3+2

文献标志码:A

Lower Harmonic Load Analysis of Coaxial Rigid Rotor

Yu Zhihao Zhou Yun[†]

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract An aeroelastic trim of a coaxial rigid rotor with lift-offset was developed and applied to analyzing the lower harmonic load of coaxial rigid rotor. The structural dynamics model and the double-rotor aerodynamics model were jointly used to develop the coaxial rigid rotor's vibration load computing method. The lower harmonic load of blade root flap bending moment and blade root lag bending moment were analyzed in detail under the influence of advance ratio, rotor speed and lift offset. The results show that the predominant 2/rev trend in blade root flap bending moment and edge bending moment at high advance ratio, and the predominant 1/rev trend in blade root flap bending moment at high lift offset, the edge bending moment would be suppressed at high lift offset.

Key words helicopter, rotor, coaxial rigid, dynamic load

引言

一直以来,常规构型直升机都存在着航程短、巡航速度低的缺点^[1],世界各大直升机研发机构从未停止过探索高速直升机,以突破直升机速度限

制,其中采用前行桨叶概念的^[2]共轴高速直升机是未来直升机发展的重要方向之一,该构型高速直升机历经几十年发展,目前已突破 370 km/h 巡航速度,共轴高速直升机也历经 XH-59A, X-2, S-97 和 SB>1 等多型迭代(SB>1 于 2019 年初实现首

飞^[3]),正朝着 400 km/h 速度发展.共轴高速直升机是未来直升机发展的重要方向之一.

但恶劣的旋翼振动载荷问题也始终给共轴高速直升机研发带来挑战.因其非对称性的流场环境,使得旋翼一直是直升机主要振源,而其中气流分离、动态失速以及桨涡干扰等非正常气动问题又引起更为复杂的高阶结构载荷问题^[4].降低旋翼转速,推迟前行侧激波阻力发生是高速直升机实现高速前飞的策略之一,但低转速下的旋翼整体处在大前进比状态,且桨盘后行侧存在大面积反流区现象,桨叶内段经过该区域时会产生高负升力和高阻力,引起周期性脉冲式交变气动载荷,进而引起以 2/rev(基频为旋翼转速频率)为主要频率的挥舞、摆振结构载荷^[5,6],也使得桨尖挥舞形变也具有 2/rev 主要变化特征^[7].升力偏置是高速直升机实现高速前飞的另一大策略,但在高升力偏置下会造成显著的以 1/rev 为主要特征的挥舞结构载荷以及桨尖挥舞形变问题^[8,9],同时减小双旋翼桨尖间距,存在潜在的安全问题^[10].

XH-59A 飞行试验^[11]显示驾驶舱 3/rev(3 片桨叶)垂向振动在 461.7 km/h 状态下达到 0.5g 而横向振动高达 0.75g.X-2 载荷实测结果也表明桨毂 4/rev(4 片桨叶)振动载荷水平在 444 km/h 飞行状态下急剧增加^[12].

在美国德克萨斯州立大学的共轴双旋翼振动载荷试验^[13]中发现上下旋翼桨叶交叉作用最大能引起相当于 10% 旋翼拉力静态值和 30% 旋翼拉杆载荷静态值的冲击效应.当前共轴刚性旋翼振动载荷分析仍然是动力学研究中的难点之一.

针对共轴刚性旋翼结构载荷问题,本文建立共轴刚性旋翼气弹综合分析模型,针对共轴刚性旋翼挥舞、摆振的低阶动载荷展开详细的参数影响分析,包括旋翼转速、前进比以及升力偏置重要参数,通过参数影响分析总结共轴刚性旋翼挥舞、摆振低阶动载荷特性及变化规律,并得出相应结论.

1 共轴刚性旋翼气弹模型

1.1 共轴双旋翼干扰模型

基于 Pitt-Peters 线性入流模型^[14]并引入双旋翼气动干扰因子建立共轴双旋翼入流模型,其干扰形式下的旋翼桨盘诱导速度表达式如下:

$$v_u = v_2 + \delta_{12} v_1$$

$$v_l = v_1 + \delta_{21} v_2 \quad (1)$$

式中诱导速度 v 下标 1 和 2 代表上、下旋翼(1 为下), $v_{u,l}$ 为上、下旋翼最终诱导速度,依据动量守恒定律引入气动干扰因子^[7](上旋翼对下旋翼干扰),共轴双旋翼几何结构和气动干扰示意分别如图 1 和图 2 所示.

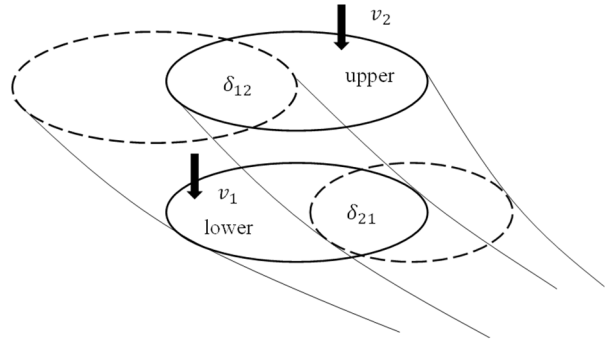


图 1 双旋翼干扰
Fig.1 Coaxial rotor interaction



图 2 共轴双旋翼直升机
Fig.2 Coaxial rotor helicopter

1.2 共轴刚性旋翼气弹模型

本文基于中等变形梁理论^[15]建立桨叶结构动力学模型,通过哈密顿原理建立旋翼系统动力学方程:

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (2)$$

其中 δU 为系统应变能变分项,其变分形式如下,其中 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为应变矩阵, $\boldsymbol{\sigma}$ 为材料应力矩阵.

$$\delta U = \iint (\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\sigma}) dA dx \quad (3)$$

δT 为动能变分项,包括桨叶旋转和桨叶变形运动产生的动能,其变分形式如下: \mathbf{q}_b 为广义自由度矩阵, \mathbf{M}_b 为桨叶惯性运动引起的质量矩阵, \mathbf{F}_M 动能的非线性广义力.

$$\delta T = -\delta \mathbf{q}_b^T (\mathbf{M}_b \ddot{\mathbf{q}}_b + \mathbf{F}_M) \quad (4)$$

δW 为外载荷做功项,包括气动力和气动力矩两部分.其中 F_a 为气动力,为 M_a 气动力矩,为 G_b 广义力系数矩阵.

$$\delta W = \delta \mathbf{q}^T \int_0^L \left(\mathbf{G}_b \begin{pmatrix} \mathbf{F}_a \\ \mathbf{M}_a \end{pmatrix} \right) dx \quad (5)$$

采用 5 节点 15 自由度梁单元对桨叶进行离散(图 3).其中单元自由度中 u, v, w, φ 表示拉伸、摆振、挥舞和扭转位移,方向定义为桨叶向上挥舞运动 w 、逆旋转方向摆振运动 v 以及桨叶抬头扭转 φ 为正.根据哈密顿原理推导并得到每个单元的质量阵 \mathbf{M} 、阻尼阵 \mathbf{C} 、刚度阵 \mathbf{K} 以及外载荷项 \mathbf{F} ,最后通过有限元总体阵组集得到最终旋翼动力学方程,其中 \mathbf{q} 为系统所有自由度的列向量.

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{F}(\mathbf{q}) \quad (6)$$

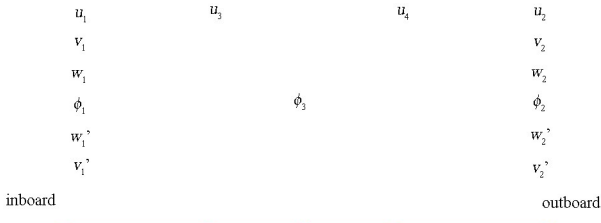


图 3 有限元单元自由度
Fig.3 Degree of Finite element

气动力模型采用非线性准定常模型,并针对共轴高速直升机的特殊工作环境,进行大前进比反流区气动力计算修正以及建立适用于大前进比状态的提升收敛性的配平迭代方法^[5].

与常规单旋翼直升机操纵方式不同,共轴高速直升机操纵策略中通过设置差动变距来调节上下旋翼操纵量的差异,也通过差动变距的方式设置升力偏置,进而实现高速前飞,其上下旋翼操纵表达式如下:

$$\begin{cases} \theta_U = \theta_0 + \Delta\theta_0 - (A_1 + A'_1)\cos(\psi_U + \Gamma) - \\ \quad (B_1 + B'_1)\sin(\psi_U + \Gamma) \\ \theta_L = \theta_0 - \Delta\theta_0 - (A_1 - A'_1)\cos(\psi_L + \Gamma) - \\ \quad (B'_1 - B_1)\sin(\psi_L + \Gamma) \end{cases} \quad (7)$$

上式中,下标 U,L 分别表示上、下旋翼,其中 θ_0 为总距,用于控制旋翼总拉力; $\Delta\theta_0$ 为差动总距,控制上下旋翼拉力差,调节双旋翼扭矩,产生偏航力矩; A_1 为纵向周期变距, A'_1 为差动纵向周期变距,二者用来调节旋翼总俯仰力矩与上下旋翼俯仰力矩

差; B_1 为横向周期变距, B'_1 为差动纵向周期变距,用来调节旋翼总滚转力矩与上下旋翼滚转力矩差; Γ 为提前操纵角,反映驾驶员操纵与旋翼响应的滞后关系.

在本文中设置 4 个配平目标,分别是双旋翼总拉力 F_z ,总俯仰力矩 M_y 和总滚转力矩 M_x 以及升力偏置(Lift Offset)[表达式如式(4)],对应的配平操纵量依次为 θ_0, A_1, B_1, B'_1 .

$$\text{Lift Offset} = \frac{|M_x^U| + |M_x^L|}{(T^U + T^L) \cdot R} \quad (8)$$

上式中, T 表示旋翼拉力,上标 U,L 分别代表上、下旋翼, R 表示旋翼半径.

2 共轴刚性旋翼低阶动载荷计算分析

本文以 XH-59A 共轴刚性旋翼为分析对象^[16],旋翼总体参数见表 1.着重分析旋翼转速、前飞速度以及升力偏置对共轴刚性旋翼挥舞、摆振弯矩的低阶动载荷影响.以下算例分析均按照旋翼拉力 $T=3500\text{kg}$ 进行配平计算.

表 1 XH-59A 旋翼参数
Table 1 XH-59A rotor parameters

Parameter	Value
Rotor radius /m	5.4864
Number of blade	2×3
Taper ratio	2 : 1
Tip chord /m	0.286
Rotor space /m	0.762
Pre-twist / °	3
Blade twist / °	-10°
Solidity	0.1267
Rotor speed / (rad/s)	36.11
Direction of rotation	Counter-clockwise(upper), Clockwise(lower)

首先针对本文建立的共轴刚性旋翼气弹分析方法进行验证.计算 XH-59A 的旋翼前 5 阶模态频率并绘制共振图(图 4),图中黑点为试验值^[16],黑线为计算值.为旋翼转速,额定转速为 345rpm, E 表示摆振频率, F 表示挥舞频率, T 表示扭转频率.前 5 阶模态频率包括挥舞前 2 阶、摆振前 2 阶、扭转 1 阶频率,图中计算值基本贴合试验值,具有较高的准确性,尤其是挥舞 1 阶、摆振 1 阶频率结果对比,表明本文建立的旋翼气弹分析方法准确可靠.

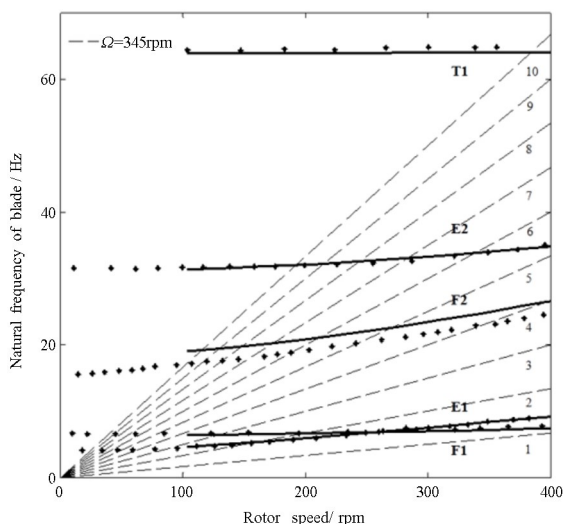


图4 旋翼共振图
Fig.4 Resonance diagram of rotor

2.1 旋翼转速参数影响分析

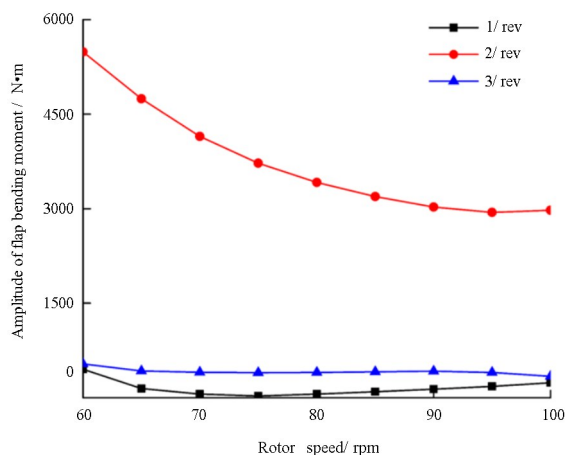


图5 上旋翼桨根挥舞弯矩低阶谐波幅值
Fig.5 The lower harmonic amplitude of root flap bending moment in upper rotor

在前飞速度 $v = 60\text{m/s}$ (前进比 $\mu = 0.302$) 状态下,由于旋翼尾迹被快速吹离桨盘,此时上下旋翼可忽略气动干扰^[7],此时分析转速对旋翼动载荷影响.图5和图6是不同转速下的上旋翼挥舞、摆振弯矩的低阶谐波幅值计算结果.结果表明,在低转速下挥舞、摆振弯矩的 $2/\text{rev}$ 谐波幅值变化显著,尤其在挥舞方向.在低转速大前进比状态下,桨叶在前行侧桨尖处以及后行侧桨根处存在较大的负升力区域,且桨叶根部经历周期性交变脉冲气动载荷^[5],为满足桨盘整体升力的横向平衡,后行侧桨叶升力向桨尖集中,而前行侧整理升力降低以平衡后行侧桨叶升力,这一现象造成周期内的挥舞弯矩以 $2/\text{rev}$ 谐波为主.图5中相比于100%转速状

态,60%转速状态下的挥舞 2Ω 谐波幅值增加约82.2%,呈指数上升特点.另外,挥舞、摆振弯矩的 $1/\text{rev}$ 、 $3/\text{rev}$ 谐波幅值受转速影响不大.

图6结果也有 $2/\text{rev}$ 谐波幅值增加的特点.相比于100%转速状态,60%转速状态下的摆振 $2/\text{rev}$ 谐波幅值增加高达824.4%,尤其是低转速下幅值急剧增加.一方面是因为摆振运动受到挥舞运动影响, $2/\text{rev}$ 的挥舞运动引起 $2/\text{rev}$ 哥氏力,进而引起 $2/\text{rev}$ 摆振载荷;另一方面因为降低转速后,摆振1阶频率接近 $2/\text{rev}$ (见图4),存在共振现象,进而摆振动载荷急剧增加.

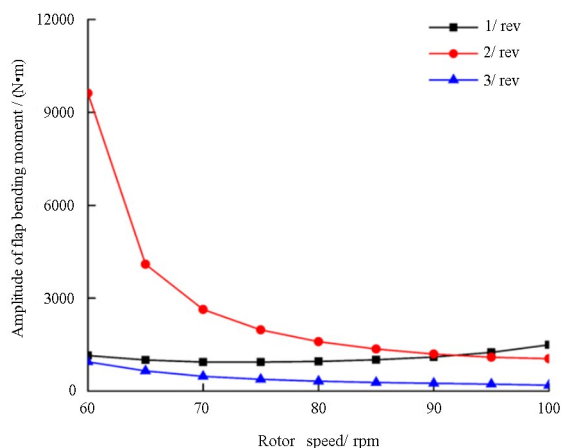


图6 上旋翼桨根摆振弯矩低阶谐波幅值
Fig.6 The lower harmonic amplitude of root lag bending moment in upper rotor

2.2 前飞速度参数影响分析

图7和图8是前飞速度影响下的上旋翼桨根挥舞、摆振弯矩计算结果.在低速飞行时由于上下旋翼气动干扰效应导致上旋翼拉力大于下旋翼拉力,即上旋翼拉力 $F_z > T/2$,前飞速度增加,后旋翼尾迹加快远离桨盘区域,气动干扰效应减弱,上下旋翼拉力差 (ΔF_z) 逐渐降低,即每幅旋翼拉力都趋于 $T/2$.这就使得上旋翼桨根挥舞、摆振弯矩 $1/\text{rev}$ 谐波幅值先增大后降低.而前飞速度进一步增加,使得旋翼处在大前进比状态,与降低转速原因类似,导致挥舞弯矩 $2/\text{rev}$ 谐波幅值急剧增加.但不同的是,前飞速度增加后挥舞弯矩各低阶谐波幅值都增加,尤其是2、3阶谐波幅值.

图7中相比 $v = 15\text{m/s}$ (前进比 $\mu = 0.075$) 时刻, $v = 120\text{m/s}$ (前进比 $\mu = 0.604$) 时刻的挥舞弯矩 $2/\text{rev}$ 谐波幅值增长约13.7倍,也暴露出大前进比下共轴刚性旋翼振动载荷恶劣的严峻问题.摆振弯

矩仍然以 1/rev 谐波为主,且前飞速度对摆振 1/rev 谐波载荷影响较大,都存在大前进比状态下各低阶谐波幅值增加的现象.

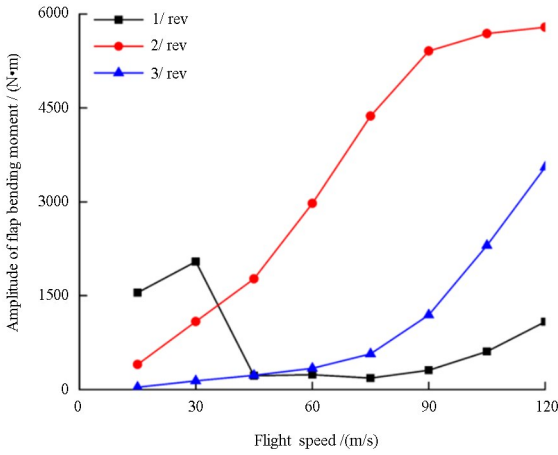


图 7 上旋翼桨根挥舞弯矩低阶谐波幅值

Fig.7 The lower harmonic amplitude of root flap bending moment in upper rotor

偏置是通过调节差动横向周期变距来施加,通过 1/rev 的周期变距变化直接影响旋翼滚转力矩、挥舞响应以及挥舞弯矩,使得挥舞弯矩整体变为 1/rev 为主的谐波特性.

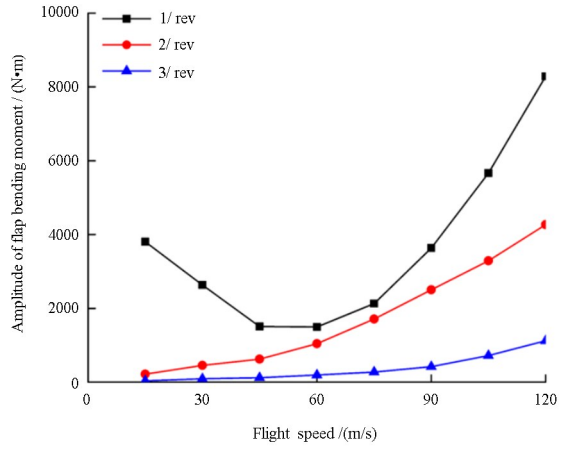


图 8 上旋翼桨根摆振弯矩低阶谐波幅值

Fig.8 The lower harmonic amplitude of root lag bending moment in upper rotor

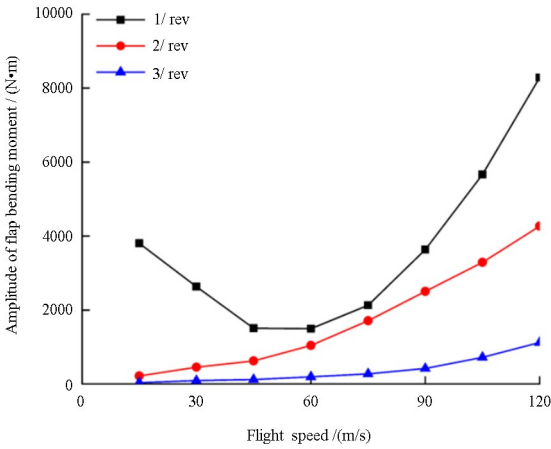
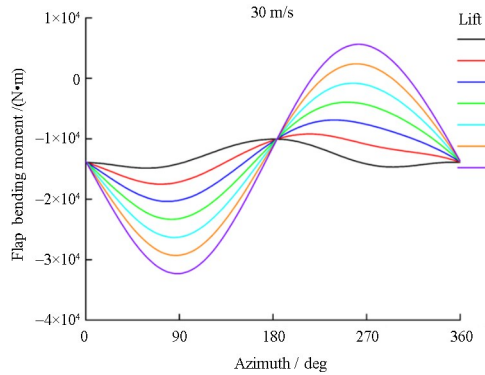
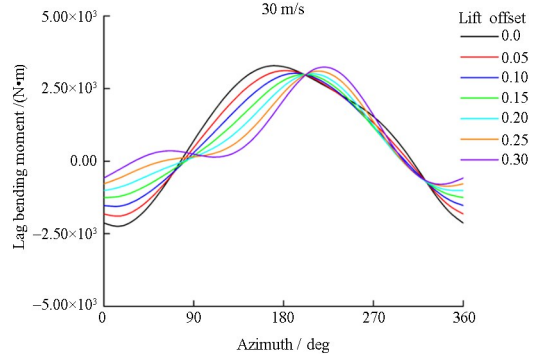


图 8 上旋翼桨根摆振弯矩低阶谐波幅值

Fig.8 The lower harmonic amplitude of root lag bending moment in upper rotor



(a) 挥舞 (Flap)



(b) 摆振 (Lag)

图 9 上旋翼桨根弯矩

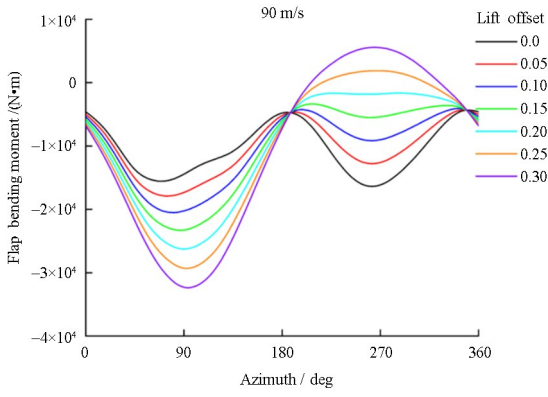
Fig.9 The root bending moment in upper rotor

2.3 升力偏置下的旋翼低阶动载荷分析

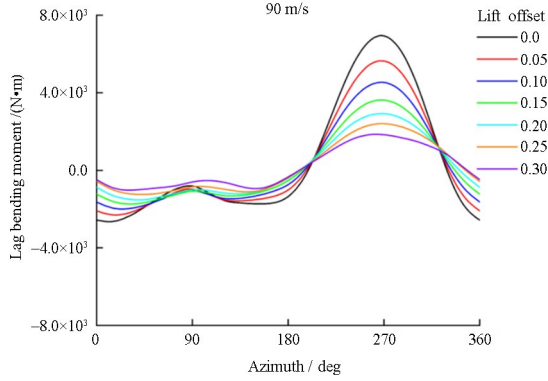
共轴刚性旋翼通过升力偏置策略实现提升前行侧桨叶升力,同时卸载后行侧升力,以提高旋翼气动效率,同时实现高速前飞.但与此同时造成了更大的旋翼滚转力矩以及桨盘横向不平衡性,带来新的动力学问题.

图 9 和图 10 是两种前飞速度(30m/s 和 90m/s)下的上旋翼桨根挥舞、摆振弯矩结果图.计算结果表明,在升力偏置影响下,桨根挥舞弯矩峰峰值增加,其弯矩最大值在 90°和 270°两个方位角处,挥舞弯矩随升力偏置增加而逐渐呈现 1/rev 谐波为主的变化趋势,且该现象愈发明显.这主要因为升力

摆振方面载荷主要受挥舞运动以及挥舞载荷影响,图 9(b)和图 10(b)显示,在升力偏置影响下,摆振弯矩逐渐降低,尤其是在大速度状态.值得注意的是:大速度状态下由于桨盘后行侧区域的负升力及脉冲式气动效应,直接造成摆振弯矩在 270°



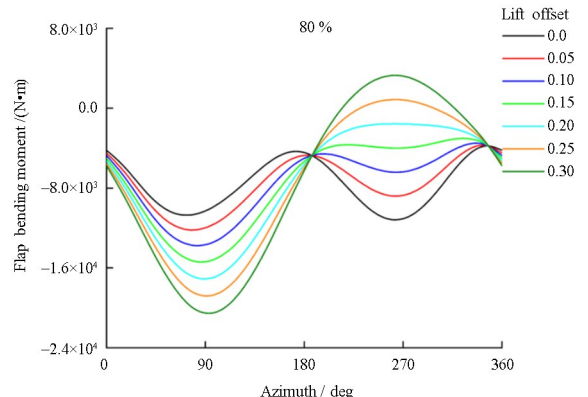
(a) 挥舞 (Flap)



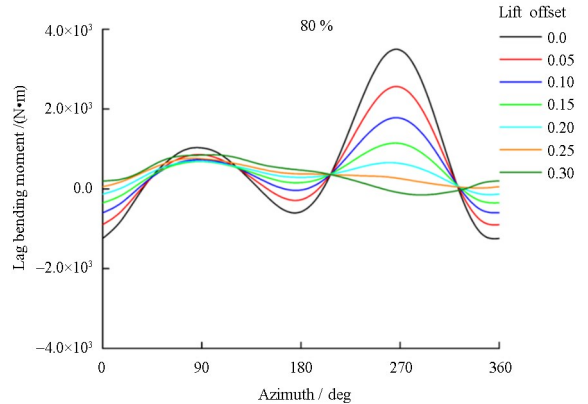
(b) 摆振 (Lag)

图 10 上旋翼桨根弯矩

Fig.10 The root bending moment in upper rotor



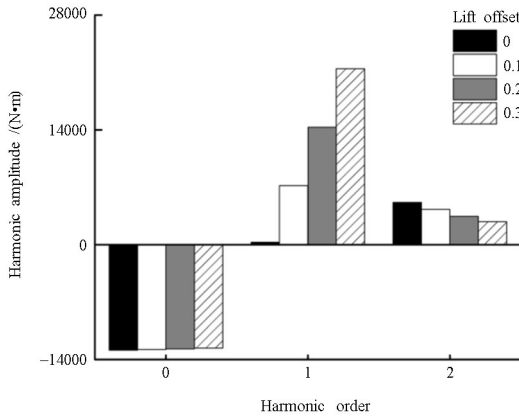
(a) 挥舞 (Flap)



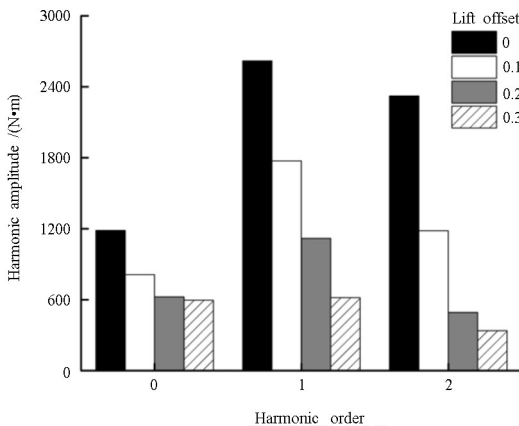
(b) 摆振 (Lag)

图 12 上旋翼桨根弯矩

Fig.12 The root bending moment in upper rotor



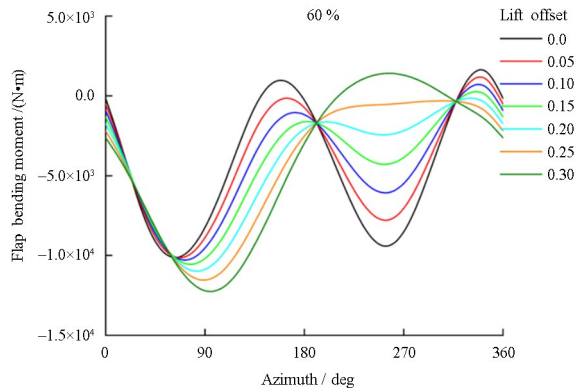
(a) 挥舞 (Flap)



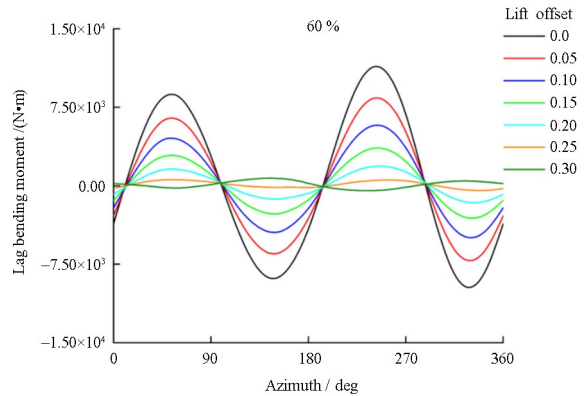
(b) 摆振 (Lag)

图 11 低阶谐波幅值

Fig.11 The lower harmonic amplitude



(a) 挥舞 (Flap)



(b) 摆振 (Lag)

图 13 上旋翼桨根弯矩

Fig.13 The root bending moment in upper rotor

陡增,而通过施加升力偏置,卸载后行侧升力同时降低了后行侧的阻力,进而摆振弯矩降低,这种陡增现象得到有效缓解,侧面表明升力偏置具有降低摆振载荷的潜在能力。

为更深入研究升力偏置的影响,选取 $v=90\text{m/s}$ (前进比 $\mu=0.45$) 下的挥舞、摆振弯矩进行谐波分解并绘制图 11。图中显示,在大速度状态下,升力偏置几乎不改变挥舞弯矩静态值,但随着升力偏置增加,挥舞 2 阶载荷逐渐降低,而 $1/\text{rev}$ 载荷急剧增加。而摆振弯矩中所有成分均降低,再次说明了升力偏置具有降低摆振载荷的潜在能力。

针对不同转速下的升力偏置影响也展开相应的计算分析,图 12 和图 13 为前飞速度 60m/s 下 80% 和 60% 两档转速下的上旋翼桨根挥舞、摆振弯矩计算结果。降低旋翼转速和增加前飞速度都会使得旋翼处于大前进比状态下,在 80% 转速结果中,升力偏置的增加导致挥舞弯矩的 $1/\text{rev}$ 谐波载荷明显增加, $2/\text{rev}$ 谐波载荷降低,这一现象在 60% 的挥舞弯矩结果[图 13(a)]更为突出。摆振弯矩随升力偏置的增加而整体降低,尤其是 $2/\text{rev}$ 谐波载荷[图 13(b)],表明在大前进比状态下,采用升力偏置策略能有效降低摆振弯矩。

3 结论

本文建立了共轴双旋翼气动干扰模型,集成共轴刚性旋翼综合气弹分析模型,针对共轴刚性旋翼低阶动载荷特性,开展了包括前飞速度、转速以及升力偏置在内的详细的参数影响分析,并得出以下结论:

(1)降低旋翼转速和提高飞行速度使得旋翼处于大前进比状态,此时的桨根挥舞、摆振弯矩大大增加,且均以 $2/\text{rev}$ 谐波载荷为主要载荷。

(2)在大前进比状态下,采用升力偏置会使得挥舞弯矩 $1/\text{rev}$ 谐波载荷增加,而 $2/\text{rev}$ 谐波载荷降低;并且升力偏置能整理抑制摆振弯矩。

参考文献

[1] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策 [J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173—179.
WU X M. Current Status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft [J]. Jour-

nal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2):173—179.

[2] DENG J K, FENG F, LIU P A, et al. Aerodynamic characteristics of rigid coaxial rotor by wind tunnel test and numerical calculation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(2): 568—576.

[3] SCOTT B, ERIC K. Design and development of the main rotor gearbox for the sikorsky boeing SB>1 DEFIANT JMR technology demonstrator aircraft [C]//The Proceedings of 75th Vertical Flight Society Annual Forum. Philadelphia: Vertical Flight Society, 2019: 2949—2957.

[4] 余智豪, 周云, 宋彬, 等. 基于流固耦合的旋翼结构振动载荷计算分析 [J]. 振动工程学报, 2020, 32(02): 285—294.
YU Z H, ZHOU Y, SONG B, et al. Computational analysis on structural vibration loads of rotor based on liquid-solid coupling method [J]. Journal of Vibration Engineering, 2020, 32(02): 285—294.

[5] 余智豪, 周云, 宋彬. 大前进比变转速旋翼气弹动力学建模与载荷特性分析 [J]. 振动与冲击, 2021, 40(04): 17—22.
YU Z H, ZHOU Y, SONG B. Aeroelastic modeling and load analysis of a variable speed rotor in high advance ratio [J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(04): 17—22.

[6] XING W, LAUREN T, INDERJIT C. Refined performance results on a slowed mach-scaled rotor at high advance ratios [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2020, 65(1): 1203—12016.

[7] 余智豪, 周云. 含升力偏置的共轴刚性旋翼配平与响应分析 [J]. 科学技术与工程, 2020, 20(32): 13466—13471.
YU Z H, ZHOU Y. Trim and response analysis of coaxial rigid rotor with lift offset [J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(32): 13466—13471.

[8] JOSEPH H. Aeromechanics of a high speed coaxial helicopter rotor [D]. Maryland: University of Maryland, 2017.

[9] SCHMAUS J, CHOPRA I. Aeromechanics for a high advance ratio coaxial helicopter [C]//The Proceedings of 71st American Helicopter Society International Annual Forum. Fairfax: American Helicopter Society, 2015: 1139—1153.

[10] 周云, 胡和平, 孟微. 共轴刚性旋翼桨尖间距建模与参数影响研究 [J]. 动力学与控制学报, 2020,

- 18(4): 52–60.
- ZHOU Y, HU H P, MENG W. Modeling and parametric study of tip clearance of coaxial rigid rotor [J]. *Journal of dynamics and control*, 2020, 18(4): 52–60.
- [11] ROBERT K, BURGESS. The ABCTM rotor a historical perspective [C]//The Proceedings of 60th American Helicopter Society International Annual Forum Vertical Flight Transformation, Baltimore: American Helicopter Society, 2004: 2306–2352.
- [12] BLACKWELL R, MILLOTT T. Dynamics design characteristics of the sikorsky X2 technologyTM demonstrator aircraft [C]//The Proceeding of 64th American Helicopter Society International Annual Forum. Montreal: American Helicopter Society, 2008: 886–898.
- [13] DAIJU U, JAYANT S, ROLAND F, et al. Blade passage loads and deformation of a coaxial rotor system in hover [J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(6): 2144–2157.
- [14] PITT D M, PETERS D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives [J]. *Vertica*, 1981, 5(1): 21–34.
- [15] 翁晨. 直升机稳态平飞状态旋翼桨叶振动载荷计算的气弹模态法 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- WENG C. The prediction and analysis of rotor vibration loads based on aeroelastic characteristics in the helicopter steady level flight condition [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [16] FELKER F F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale, coaxial, hingeless rotor helicopter: NASA TM8129 [R]. Washington: NASA, 1981.