航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Apr. 25 2020 Vol. 31 No.04 42-49

升力偏置对共轴刚性旋翼桨叶载荷和形变的影响分析研究

刘婷*，刘平安，樊枫
中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室，江西 景德镇 333001

摘 要：针对高速直升机共轴刚性旋翼，开展了升力偏置对旋翼桨叶载荷和变形影响的计算研究。首先，基于Camrad Ⅱ软件，建立适合于共轴刚性旋翼气动/结构计算模型，并采用相关试验数据进行了计算验证。在此基础上，针对共轴刚性旋翼的桨叶载荷和形变开展了计算研究，分析了升力偏置对共轴刚性旋翼桨叶气动力、桨叶剖面载荷、桨叶变形和桨尖间距的影响规律。计算结果表明，随升力偏置的增大，前行侧桨叶桨尖向上位移增大，后行侧向下位移增大，且后行侧桨尖位移受升力偏置影响比前行侧更显著；同时，桨尖后掠会使桨叶外段在后行侧产生一定的下垂量，影响桨尖间距，使桨尖间距变小。

关键词：共轴旋翼旋翼；升力偏置；桨叶变形；桨叶载荷；计算分析

中图分类号： V211.52 **文献标识码：** A DOI： 10.19452/j.issn1007-5453.2020.04.007

高速化是直升机未来重要的发展方向之一，也是当前国内外直升机技术领域的研究热点。其中，共轴刚性旋翼高速直升机是极具应用潜力的高速直升机构型。该构型高速直升机采用“前行桨叶”+共轴双旋翼+推力桨复合式构型，充分利用了旋翼前行侧动压大的优势，为后行侧卸载，削弱了后行桨叶动态失速问题。由于采用了共轴双旋翼构型，并且存在升力偏置特性，共轴刚性旋翼桨叶会在上旋翼的后行侧、下旋翼的前行侧相互接近，存在桨尖相碰的风险。另外，为了实现高速飞行，该构型直升机大幅减小了上下旋翼桨毂间距以降低气动阻力，这加剧了共轴刚性旋翼的飞行安全问题。升力偏置是影响共轴刚性旋翼气动载荷、桨叶形变和桨尖间距的重要影响参数，为此，本文针对共轴刚性旋翼，开展升力偏置对气动载荷和桨叶形变的影响规律计算研究，具有重要的学术意义和工程应用价值。

国外对共轴刚性旋翼的研究起步较早，美国西科斯基公司通过XH-59A、X-2和S-97等多型共轴刚性旋翼高速直升机[1-6]的研制，对共轴刚性旋翼的气动、动力学、飞行力学等特性开展了较多的研究，并针对共轴刚性旋翼的桨尖间距开展了一些试验研究[7]。美国陆军研究实验室、得克萨斯大学、马里兰大学等对共轴刚性旋翼的载荷、性能和变形等做了相关的理论或试验研究[8-13]。在国内，针对共轴刚性旋翼的研究起步较晚，但发展较快，主要是针对共轴刚性旋翼气动特性等方面的开展了一些理论与试验研究[14-17]，尚无对共轴刚性旋翼桨叶载荷、形变和桨尖间距的综合研究。

鉴于此，本文基于Camrad II软件建立了共轴刚性旋翼气动/结构计算模型，并围绕共轴刚性旋翼重要的状态参数——升力偏置对桨叶载荷、形变和桨尖间距的影响规律开展了详细的计算研究，获得了一些有意义的结论。

1 计算方法及验证

CAMRAD II是一款知名的旋翼飞行器综合分析软件，在直升机多学科综合计算中应用广泛[18]。本文基于Camrad II软件，建立一个适用于共轴刚性旋翼气动与结构的综合计算模型。其中，气动模型采用自由尾迹模型以考虑共轴刚性旋翼间的气动干扰影响；桨叶结构模型采用二维翼型+一维梁的中等变形梁理论，并取6阶模态桨叶模态，主要考虑三阶挥舞、二阶摆振、一阶扭转等主要模态。

首先采用国外HART II模型旋翼试验数据[19]，对Camrad II桨叶载荷和形变计算能力进行验证。HARTII旋

收稿日期：2020-01-08；退修日期：2020-02-10；录用日期：2020-03-01
*通信作者. Tel.：13070103516 E-mail：buaaliuting@126.com
引用格式：Liu Ting，Liu Pingan，Fan Feng.Influence of lift offset on coaxial rigid rotor blade loads and deflection[J].Aeronautical Science & Technology，2020，31(04)：42-49. 刘婷，刘平安，樊枫. 升力偏置对共轴刚性旋翼桨叶载荷和形变的影响分析研究[J]. 航空科学技术，2020，31(04)：42-49.

翼试验模型为BO-105直升机旋翼的40%缩放模型，试验状态为轴倾角5.3°的基准状态，额定转速1041r/min，悬停时桨尖马赫数0.641，前飞速度33m/s，前进比0.15。图1和图2分别给出了本文计算的HARTII旋翼典型的桨叶剖面载荷和形变结果与试验值的对比结果。从图中可以看出，本文计算结果与试验值吻合良好，表明了本文方法对桨叶变形和桨叶载荷的计算是有效的。

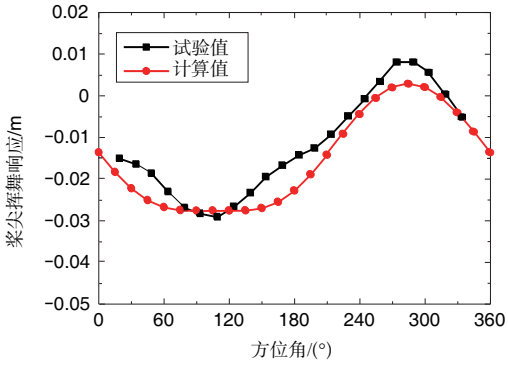


图1 桨尖挥舞位移试验和HART Ⅱ计算对比曲线

Fig.1 Comparison of the blade tip flap response between the simulation and HART Ⅱ measurement

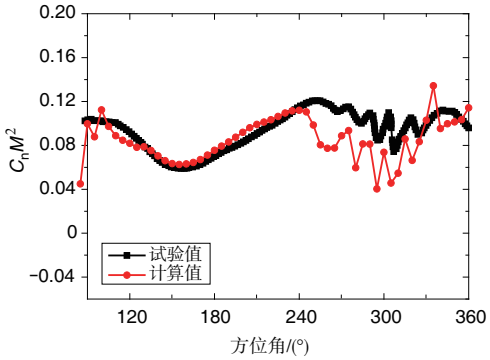


图2 0.87*R*截面拉力系数试验和HART Ⅱ计算对比曲线

Fig.2 Comparison of normal force coefficient at 0.87*R* between the simulation and HART Ⅱ measurement

为进一步验证本文方法对共轴刚性旋翼桨尖间距计算的准确性，采用国内共轴刚性旋翼试验测量的桨尖间距数据进行计算验证。共轴刚性旋翼试验模型的主要参数见表1。共轴刚性旋翼风洞试验现场图片如图3所示。

图4给出了本文计算的共轴刚性旋翼桨尖间距计算结果与试验数据对比曲线。从图中可以看出，计算结果与试验数据吻合较好，表明了本文方法对共轴刚性旋翼桨尖间距的计算是有效的，并且具有较高的计算精度。此外，由于共轴刚性旋翼桨叶桨尖桨距是桨叶展向各剖面形变累积的

表1 共轴刚性旋翼试验参数

Table 1 The parameters of the coaxial rigid rotor

旋翼模型	刚性无铰式连接
直径/m	4
桨毂半径/m	0.272
上下旋翼间距	0.15*R*
桨叶片数	上下旋翼各4片
预锥角/(°)	3
交叉角/(°)	0
轴倾角/(°)	0
前进比	0.35
桨尖速度/(m/s)	163
旋转方向	上旋翼逆时针转动 下旋翼顺时针转动

结果，这也间接证明了本文方法对共轴刚性旋翼桨叶形变的计算是有效的。其中升力偏置量的计算公式为：

$$\mathrm{LOS} = \frac{M_x}{LR}$$

式中：LOS为升力偏置量，M_x为旋翼滚转力矩，L是旋翼升力(垂向力，垂直来流速度)，R为旋翼半径。

图3 共轴刚性旋翼试验图

Fig.3 Coaxial rigid rotor system in wind tunnel

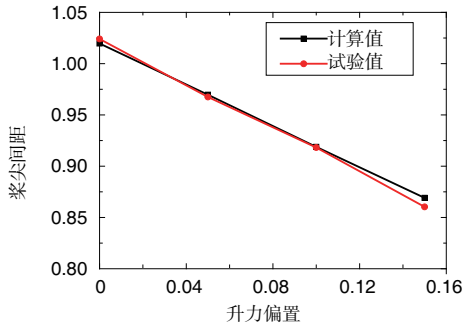


图4 桨尖间距随升力偏置变化曲线

Fig.4 Comparison of the blade tip clearance between the simulation and measurement

2 计算结果与分析

为开展升力偏置对共轴刚性旋翼桨叶载荷和形变的影响分析研究，这里选用上一节中介绍的4m直径共轴刚性旋翼试验模型作为研究对象。

为便于后文的分析研究，本文以上旋翼的方位角定义为共轴刚性旋翼的方位角。

2.1 升力偏置对共轴刚性旋翼前飞效率的影响研究

共轴刚性旋翼最大的优点是可以充分发挥前行侧桨叶的升力潜能，而减弱后行桨叶的动态失速问题，使整副旋翼在大速度时仍保持很好的气动效率。本文首先针对升力偏置对共轴刚性旋翼前飞气动性能的影响进行了计算分析。选择的计算状态为前进比0.35、0°轴倾角，桨尖速度为163m/s。图5和图6分别给出了共轴刚性旋翼的需用功率和前飞升阻比随升力偏置的变化曲线。从图中可以看出，共轴刚性旋翼的需用功率随着升力偏置的增大逐渐减小，前飞升阻比随升力偏置的增大先增大后减小，即存在一个最优升力偏置值使得共轴刚性旋翼的气动效率达到最高。其影响机理为随着升力偏置的增大，前行侧的升力增大，而后行侧的升力减小，减弱了后行侧的失速现象，降低了由于桨叶失速引起的功率消耗。从计算结果中可得到：升力偏置对提升共轴刚性旋翼气动效率是有利的。

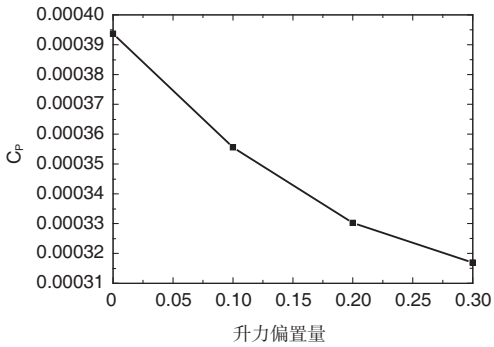


图5 需用功率系数随升力偏置变化曲线

Fig.5 Required power coefficient with lift offset

2.2 升力偏置对桨叶载荷的影响研究

桨叶载荷是影响桨叶疲劳寿命和桨叶变形的关键因素，为全面分析升力偏置对共轴刚性旋翼的影响，这里针对升力偏置对桨叶载荷的影响进行了计算分析研究。无铰刚性桨叶挥舞运动主要受气动力、挥舞弯矩和离心力作用，离心力只与挥舞角有关，所以下面重点分析迎角、气动力和挥舞弯矩与升力偏置的关系。由于上下旋翼的挥舞弯矩和气动力分布云图变化规律基本相同，所以本文只选取上旋翼进行桨叶载荷分析。

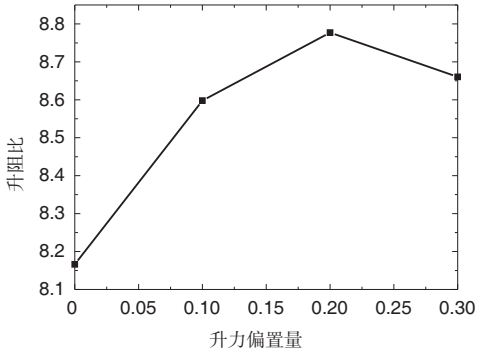


图6 升阻比随升力偏置变化曲线

Fig.6 Lift-drag ratio with lift offset

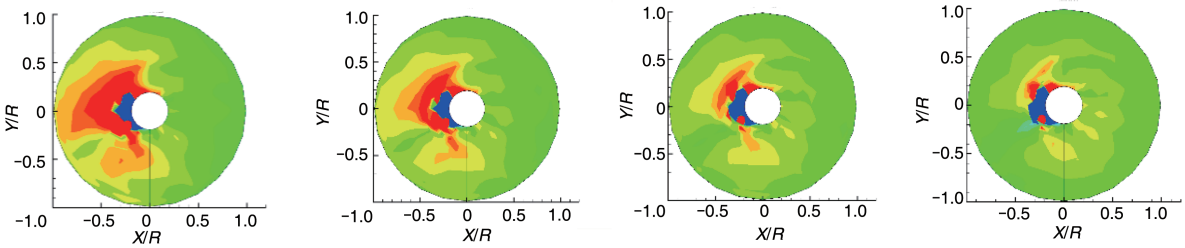
图7为不同升力偏置状态下的桨盘有效迎角分布云图，其中左半圆为后行侧。可以看出随升力偏置增大，后行侧迎角明显逐渐减小，前行侧迎角逐渐增大，桨盘迎角分布逐渐变均匀，各剖面在较优的状态下运行，故提高了旋翼的飞行性能。随迎角变化，升力也随之呈相同的变化趋势，如图8所示，随升力偏置增大，升力逐渐向桨盘前行侧移动，后行侧从桨根到桨尖升力逐渐减小，故前行侧桨叶向上挥舞位移增大，后行侧桨叶向上挥舞位移减小。

图9分别给出了不同升力偏置状态下，上旋翼桨叶挥舞弯矩分布云图，其中，左半圆为后行侧，剖面弯矩定义为使得桨叶向下挥舞变形为正。图10为不同升力偏置状态下，上旋翼桨叶0.3R截面处的挥舞弯矩随方位角变化曲线，剖面弯矩定义为使得桨叶向下挥舞变形为正。从图中可以看出，随着升力偏置的增大，桨叶内段剖面在前行侧向上挥舞的弯矩明显增大，而后行侧向下挥舞的弯矩则显著增大。这是由于弯矩与形变的变化关系为$M = EI\dfrac{\partial^2 Z}{\partial r^2}$，即弯矩与曲率呈线性关系，桨叶内段剖面在前行侧向上挥舞的变形曲率增大，而在后行侧向下挥舞的变形曲率减小。需要说明的是，由于试验旋翼在桨根处有3°的预锥角，桨叶离心力在桨根处会产生较大的向下的挥舞弯矩，而当升力偏置足够大时，由前行桨叶升力产生的向上的挥舞弯矩将大于离心力的影响，桨根弯矩则由向下变成向上。

图11为不同升力偏置状态下，上旋翼桨叶0.3R截面处的挥舞弯矩动载荷随方位角变化曲线，可以看出随升力偏置增大，桨叶挥舞弯矩动载增大，会减小桨叶的疲劳寿命。

2.3 升力偏置对桨叶形变和桨尖间距的影响研究

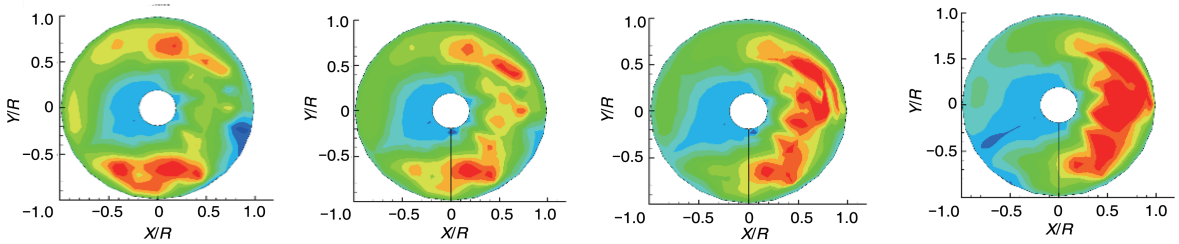
图12给出的是本文计算的前进比0.35时，共轴刚性旋翼上下旋翼桨尖间距随方位角的变化情况，其中，纵坐标为无量纲化的桨尖间距d/d_0，d为桨尖间距，d_0为上下旋翼



(a) 升力偏置0　(b) 升力偏置0.1*R*　(c) 升力偏置0.2*R*　(d) 升力偏置0.3*R*

图7　桨盘迎角分布云图

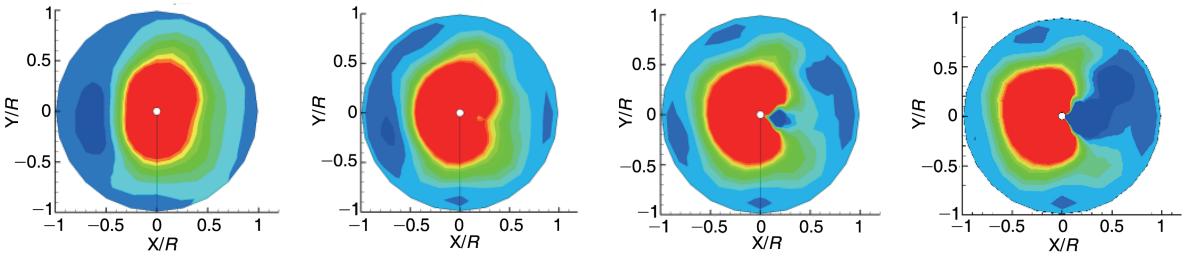
Fig.7　The upper rotor attack angle



(a) 升力偏置0　(b) 升力偏置0.1*R*　(c) 升力偏置0.2*R*　(d) 升力偏置0.3*R*

图8　桨盘升力分布云图

Fig.8　The upper rotor lift force



(a) 升力偏置0　(b) 升力偏置0.1*R*　(c) 升力偏置0.2*R*　(d) 升力偏置0.3*R*

图9　挥舞弯矩分布云图

Fig.15　The upper rotor flap bending moment

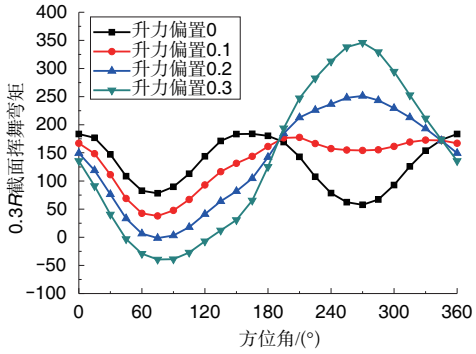


图10　不同升力偏置0.3*R*截面挥舞弯矩变化曲线

Fig.10　Flap bending moment at 0.3*R* with lift offset

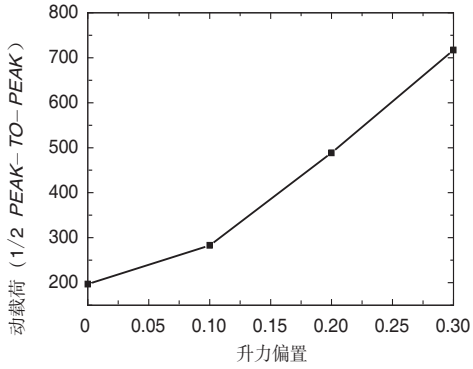


图11　不同升力偏置0.3*R*截面弯矩动载荷变化曲线

Fig.11　Bending moment dynamic load at 0.3*R* with lift offset

桨毂中心轴向间距。从图中可以看出，无升力偏置时，上下旋翼的桨尖间距几乎不随方位角变化；而当升力偏置存在并逐渐增大时，桨尖间距呈现出一阶谐波的周期性变化形式，即在方位角90°附近桨尖间距达到最大，而在方位角

270°附近达到最小。这是由于共轴刚性旋翼的工作原理就是增大前行侧的桨叶升力，而降低后行侧的桨叶升力，在这种情况下，在方位角90°处，上旋翼桨叶正处于前行侧，向上挥舞量增大，而此时下旋翼对应的桨叶正处于后行侧，向上的挥舞量减小甚至向下挥舞，而导致上下旋翼桨尖间距增大；反之，在270°方位角处，上下旋翼桨叶会相互接近，存在相碰的风险。从图12还可以看出，随着升力偏置的增大，在270°方位角处，上下旋翼桨尖间距也随之线性减小，这也表明，升力偏置是影响共轴刚性旋翼桨尖间距的重要参数。

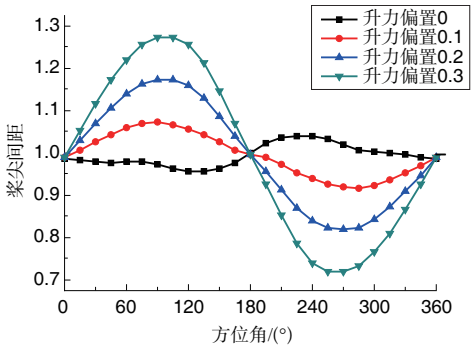


图12 不同升力偏置桨尖间距随方位角变化（前进比0.35，轴倾角0°）

Fig.12 Blade tip clearance with azimuth at different lift offsets at advance ratio 0.35, shaft angle 0°

为了进一步研究升力偏置对共轴刚性旋翼桨尖间距的影响机理，本文从升力偏置对桨叶载荷、桨叶变形和桨尖间距进行综合分析研究。

图13和图14分别给出了上旋翼后行侧和下旋翼前行侧的整片桨叶变形情况，横坐标为方位角，纵坐标为桨叶剖面挥舞位移/半径。从图中可以明显看出，随着升力偏置的增加，上旋翼后行桨叶向下变形量逐渐增大，而下旋翼前行侧的桨叶向上变形量却逐渐减小，这也是上下旋翼桨尖间距在该处明显减小的原因。从图中还可以看出，升力偏置的增大，对后行桨叶变形量的影响要明显大于前行桨叶。此外，无论是上旋翼还是下旋翼，桨叶变形主要发生在0.3R附近，而在0.3R以内基本无变形，而在0.3R以外，桨叶也基本呈现出无变形的情况。为进一步分析这种情况，给出了桨叶的刚度分布，如图15所示。从中可以看出，为保证桨叶具有大的挥舞一阶频率，在试验桨叶结构设计时显著增大了根部段的挥舞刚度，而0.3R处刚度开始显著下降。结合桨叶的刚度分布进行分析可知，在0.3R以内，由于挥舞刚度很大，导致挥舞变形很小，而在0.3R处由于挥舞刚度的变化，导致整片桨叶的变形量在该处进行了累积，致使在0.3R处发生了显著的变形。

另外，从图13和图14中，还可以发现一个有趣的现象：上下旋翼桨叶在桨尖处都存在明显的下垂现象，并且，随升力偏置增大，前行桨叶下垂量增大，而后行桨叶下垂量减小。实际上，这并不是桨叶外段的变形引起的。其具体原因为：试验桨叶采用了后掠桨尖设计，当桨叶桨距增大时，后掠桨尖会沿参考轴线向下偏转，从侧面看，桨尖有一个下垂的角度。而当升力偏置为零时，后行桨叶总距要明显大于前行桨叶，如图16所示，所以图13中的桨尖下垂量要远大于图14中的情况。

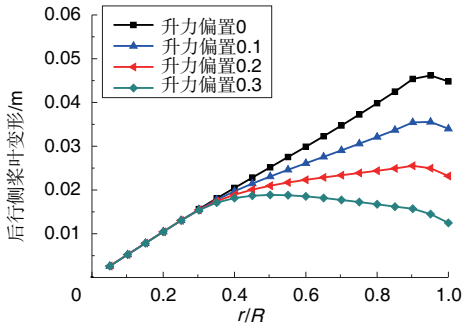


图13 上旋翼桨叶变形与升力偏置曲线图（前进比0.35，轴倾角0°）

Fig.13 The upper rotor blade deflection with radius at different lift offsets at advance ratio 0.35, shaft anagle 0°

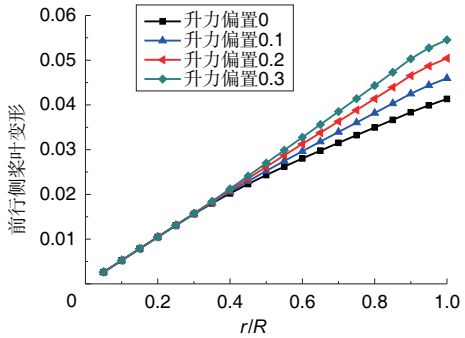


图14 下旋翼桨叶变形与升力偏置曲线图（前进比0.35，轴倾角0°）

Fig.14 The lower rotor blade deflection with radius at different lift offsets at advance ratio 0.35, shaft angle 0°

进一步对上下旋翼桨尖位移随升力偏置变化进行分析。图17给出的是上旋翼后行桨叶和下旋翼前行桨叶桨尖位移变化量随升力偏置变化曲线，图中纵坐标为

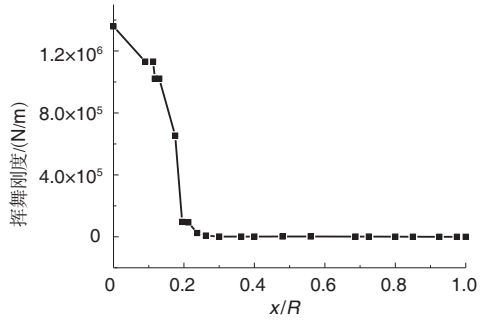


图15 挥舞刚度分布

Fig.15 Blade flap stiffness

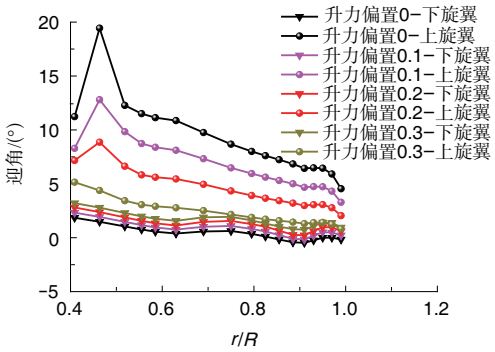


图16 不同升力偏置上下旋翼桨距变化曲线

Fig.16 Attack angle of rotors at different lift offset

$|y-y_0|/d_0$，y为桨尖的位置，y_0为零升力偏置下桨尖挥舞位移，d_0为上下旋翼桨毂中心轴向桨距。从图中可以发现，升力偏置对后行侧桨尖位移的影响几乎为前行侧桨尖位移的两倍。对上旋翼桨尖位移/半径（见图18）随方位角变化进行三角函数分解，图19和图20分别为上旋翼桨尖一阶挥舞位移/半径和桨尖二阶挥舞位移/半径。从图中可以看出，90°方位角桨尖的一阶挥舞随升力偏置增大而增大，桨尖的二阶挥舞随升力偏置增大而减小，而270°方位角桨尖的一阶挥舞随升力偏置增大而减小，桨尖的二阶挥舞随升力偏置增大而减小，所以一阶和二阶挥舞位移叠加后90°方位角桨尖位移会小于270°，这也导致后行侧桨尖位移变化量明显大于前行侧桨尖位移。

另外，发现升力偏置较小的状态下，桨尖呈二阶挥舞位移，随升力偏置增大，桨尖由二阶挥舞现象越不明显，逐渐呈明显的一阶挥舞现象。这是由于升力偏置较小时，最大升力分布在180°和360°方位角左右，升力呈现明显的二阶分布，如图11所示。且随升力偏置增大，升力逐渐向桨盘前行侧移动，后行侧从桨根到桨尖升力逐渐减小，升力逐渐变成明显的一阶挥舞，如图11~图14桨盘升力分布云图。

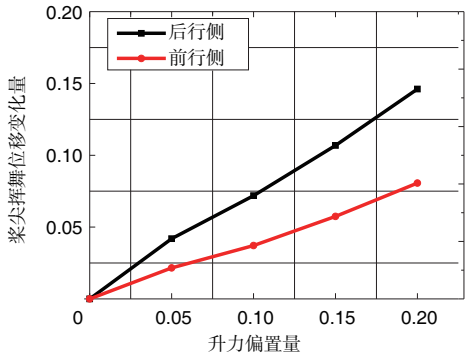


图17 上下旋翼桨尖位移变化量与升力偏置曲线图（前进比0.35，轴倾角0°）

Fig.17 The change in rotor tip displacement of upper rotor and lower rotor with lift offset at advance ratio 0.35, shaft angle 0°

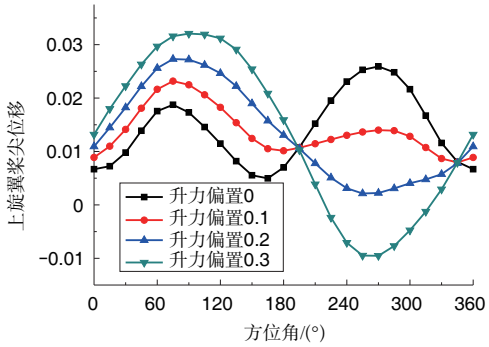


图18 不同升力偏置桨尖位移随方位角变化曲线

Fig.18 Tip displacement of upper rotor with azimuth at different lift offset

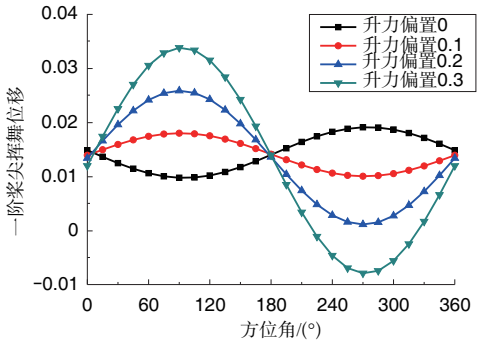


图19 不同升力偏置桨尖一阶挥舞位移

Fig.19 One order flap of blade tip with azimuth at different lift offsets

3 结论

本文基于Camrad II软件，建立了适合于共轴刚性旋翼气动/结构耦合计算模型，并开展了升力偏置对共轴刚性旋翼气动性能、桨叶载荷和桨叶形变的影响规律，经过对计算

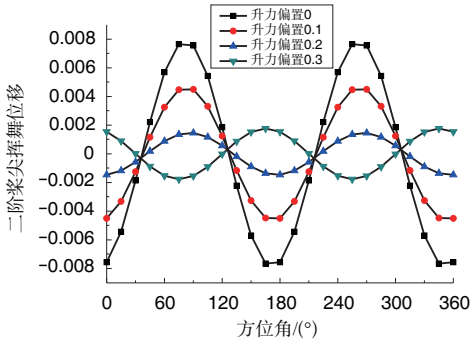


图20 不同升力偏置桨尖二阶挥舞位移

Fig.20 Two order flap of blade tip with azimuth at different lift offsets

结果的分析,可得出以下结论:

(1) 本文基于Camrad II建立的共轴刚性旋翼气动/结构综合计算模型是有效的,能够适用于共轴刚性旋翼的气动性能、桨叶载荷和桨叶形变的评估。

(2) 升力偏置能够有效提升共轴刚性旋翼的前飞效率。

(3) 随着升力偏置的增大,旋翼前行桨叶的挥舞弯矩载荷明显增大,且升力逐渐向前行侧移动。

(4) 随着升力偏置的增大,旋翼桨尖间距显著减小,并且后行桨叶变形量受升力偏置的影响要显著大于前行桨叶。

(5) 桨尖后掠会使桨叶外段在后行侧产生一定的下垂量,使桨尖间距变小。

参考文献

[1] Robert K B. The ABCTM rotor - a historical perspective[C]// 62nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Baltimore, MD, 2004:7-10.

[2] Walsh D, Weiner S, Arifian K. et al. High airspeed testing of the sikorsky X2 technology (TM) demonstrator[C]// 67th Annual Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, 2011.

[3] Fort F. An experimental investigation of hub drag on the XH-59A[R]. AIAA-1985, 1985.

[4] Ruddell A, Andrew J. Advancing Blade Concept (ABC™) development[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1977, 22(1):13-23.

[5] Blackwell R, Millott T. Dynamics design characteristics of the Sikorsky X2 technology TM demonstrator aircraft[C]//64th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montreal Canada, 2008.

[6] Bagai A. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade[C]// 64th Annual Forum of the American Helicopter Society. Montreal Canada, 2008.

[7] Seung Bum K, Derek G, Patrick O B. Tip displacement estimation using fiber optic sensors for X2 technology TM rotor blades[C]// 72th Annual Forum of the American Helicopter Society. West Palm Beach, Florida, 2016.

[8] Christopher C, Sirohi J, Feil R, et al. Measurement of transient loads and blade deformation in a coaxial counter-rotating rotor [C]//73th Annual Forum of the American Helicopter Society, Fort Worth, Texas, USA, 2017.

[9] Joseph H, Schmaus J. Aeromechanics of a high speed coaxial helicopter rotor[D]. University of Maryland, 2017.

[10] Christopher C, Jayant S. Performance and loads of a model coaxial rotor partI wind tunnel testing[C]//72st AHS, 2016.

[11] Cameron C, Karpatne A, Sirohi J. Performance and vibratory hub loads of a mach scale coaxial rotor in hover[R].AHS Paper 70-2014-0095, Montreal, 2014.

[12] Rajneesh S, Kang H.Computational investigations of transient loads and blade deformations on coaxial rotor systems[C]// 33th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2015.

[13] Roland F, Jurgen R, Manfred H.Vibratory load predictions of a high advance ratio coaxial rotor system validated by wind tunnel tests[C]// 43th European Rotorcraft Forum, 2017.

[14] 张银. 复合式共轴刚性旋翼直升机气动干扰及飞行特性分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
Zhang Yin. Research on aerodynamic interaction and flight characteristics of compound helicopter with rigid coaxial rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2014. (in Chinese)

[15] 袁野, 陈仁良, 李攀, 等. 共轴刚性旋翼高速直升机旋翼操纵策略分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(5):915-921.
Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pan, et al. Rotor control strategy analysis of coaxial rigid rotor high-speed helicopter[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35 (5): 915-921.(in Chinese)

[16] 袁明川, 孙朋朋, 樊枫. 共轴刚性旋翼变距轴线对铰链力矩影响分析[J]. 航空科学技术, 2018, 29(4): 61-66.
Yuan Mingchuan, Sun Pengpeng, Fan Feng. Investigation on

blade aerodynamic hinge moment of coaxial rigid rotor with different pith axes[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(4): 61-66.(in Chinese)

[17] 苏大成, 史勇杰, 黄水林, 等. 共轴刚性旋翼气动干扰特性研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(11):14-22.
Su Dacheng, Shi Yongjie, Huang Shuilin, et al. Research on aerodynamic interaction effect of rigid coaxial rotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(11): 14-22. (in Chinese)

[18] Johnson W. Technology drivers in the development of CAMRAD II [C]//Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference, San Francisco, California, 1994.

[19] Joon W, Chee T, Yung H. HART-II: Prediction of blade-vortex interaction loading[C]// 29th European Rotorcraft Forum, 2003.

（责任编辑　王为）

作者简介

刘婷（1992－）女，硕士，助理工程师。主要研究方向：旋翼空气动力和旋翼噪声。
Tel：13070103516　　E-mail：buaaliuting@126.com
刘平安（1985－）男，硕士，高级工程师。主要研究方向：旋翼空气动力和旋翼噪声。
Tel：13920360560　　E-mail：lpa1231@163.com
樊枫（1987－）男，博士，高级工程师。主要研究方向：旋翼空气动力和旋翼噪声。
Tel：15707981188
E-mail：361608653@qq.com

Influence of Lift Offset on Coaxial Rigid Rotor Blade Loads and Deformation

Liu Ting*, Liu Pingan, Fan Feng

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

Abstract: Lift offset is of great significance in coaxial rigid rotor. The influence on rotor blade load and blade deformation by lift offset is studied. In this paper, a free-wake model was developed to predict the coaxial rigid rotor aerodynamic and structural calculation model using the rotorcraft comprehensive analysis CAMRAD Ⅱ, and the verification against a set of experiments in related literatures is presented. The influence of changing parameters of lift offset on blade airloads, blade section load, tip clearance and blade deformation are also studied systematically. With lift offset increase, the upper rotor blade deflection of advancing side flap up displacement increases, and so does the lower rotor blade of retreading side flap down displacement, and the impact of lift offset on retreading blade is stronger than advancing blade. Blade tip sweep could cause outer section of retreading blade droop, and decrease tip clearance.

Key Words: coaxial rigid rotor; lift offset; blade deformation; blade load; calculation and analysis

Received: 2020-01-08；　**Revised:** 2020-02-10；　**Accepted:** 2020-03-01

***Corresponding author.Tel.**：13070103516　**E-mail**：buaaliuting@126.com