高速升力偏置旋翼桨叶结构形变 特性研究



周云,胡和平,余智豪

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:对于共轴刚性旋翼而言,过大的桨叶结构变形可能导致上下旋翼桨尖发生碰撞,从而影响高速直升机的飞行安全。 本文建立了一套含升力偏置配平目标的共轴刚性旋翼综合气弹分析模型,并利用 XH-59A 风洞试验数据验证了计算方法的 有效性,获得了不同升力偏置和前进比状态下的桨叶结构变形特性,并进一步从剖面来流动压、剖面桨距角以及桨根挥舞弯 矩载荷等方面进行剖析,揭示了桨叶结构变形的影响作用机理。研究结果表明,在低速小前进比阶段,桨叶结构变形主要由 升力偏置控制决定,随着前飞速度的增加,前进比的影响将越来越突出,两者均对桨叶结构变形有重要影响,在高速飞行状 态下,适当增大升力偏置可以减小桨叶结构变形,进而有利于桨尖间距控制。

关键词:共轴刚性旋翼; 桨叶变形; 桨尖间距; 升力偏置; 前进比

中图分类号:V221

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.06.008

高速是未来直升机发展的重要方向,共轴刚性旋翼直 升机是极具发展潜力的高速构型之一,是世界各国目前研 究的热点。共轴刚性旋翼基于前行桨叶概念,通过升力偏 置大幅提升了旋翼气动性能,但与此同时带来了十分严重 的动力学问题,共轴刚性旋翼的振动载荷问题非常突出,旋 翼桨叶及桨毂动载荷水平很高^[1-2]。在强大的动载荷作用 下,桨叶结构会产生显著的挥舞方向弹性形变,对于共轴构 型旋翼而言,共轴反转的上下旋翼桨尖就存在发生碰撞的 危险,从而影响高速直升机的飞行安全,因此必须对共轴刚 性旋翼桨叶结构变形进行准确的评估和设计。

美国西科斯基公司在共轴刚性旋翼技术方面处于领先 地位,已先后研制了XH-59A、X-2、S-97以及SB>1等多型 共轴刚性旋翼高速直升机^[2-7],并研制了桨尖形变及桨尖间 距机载在线监测系统,可以推断他们在这方面已开展了系 统而翔实的研究工作,但受保密及技术封锁等限制,具体设 计资料几乎无法获取,仅能查阅到部分高校的相关理论基 础研究。美国马里兰大学Chopra教授团队在原UMARC代 码基础上,针对共轴刚性旋翼进行了适应性改进和完善,对 共轴刚性旋翼动力学问题进行了较系统的理论计算和分析 研究,研究指出,升力偏置和前飞速度是对桨叶结构变形影响最大的参数,并完成了共轴刚性模型旋翼桨尖间距在线监测试验测试^[8-9]。美国陆军实验室的Rajneesh和HaoKang采用CFD/CSD耦合方法研究了上下旋翼反转桨叶相遇引起的气动干扰作用,结果表明高频的2N_b/r的气动干扰脉冲载荷对桨叶结构变形影响很弱^[10],美国密歇根大学Friedmann教授团队开展了基于黏性涡粒子方法的共轴刚性旋翼气动载荷计算研究^[11]。另外,德国慕尼黑工业大学和韩国首尔大学近年来也在开展共轴刚性旋翼的理论计算和分析研究^[12-14],重点在旋翼性能和载荷方面,还探索了基于单片桨叶控制(individual blade control, IBC)方法的共轴刚性旋翼相关技术研究,目前还主要集中在共轴刚性旋翼气动特性、飞行操纵策略等基础研究方面^[16-19]。

本文首先建立一套含升力偏置配平目标的共轴刚性旋 翼综合气弹分析计算模型,并利用XH-59A风洞试验数据 进行计算方法验证。在此基础上,计算分析在不同升力偏 置和前进比状态下的桨叶结构变形特性,并从剖面来流动 压、桨距角变化以及桨根挥舞弯矩载荷等角度进行深入剖

收稿日期: 2021-02-10; 退修日期: 2021-03-20; 录用日期: 2021-05-07 基金项目: 航空科学基金(20175702002)

引用格式: Zhou Yun, Hu Heping, Yu Zihao. Research on blade structure deformation characteristics of high-speed lift offset rotor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(06):57-64. 周云, 胡和平, 余智豪. 高速升力偏置旋翼桨叶结构形变特性研究[J]. 航空 科学技术, 2021, 32(06):57-64.

析,揭示了高速升力偏置旋翼桨叶结构变形的作用机理,可 为共轴刚性旋翼设计提供理论支撑。

1 计算方法与验证

1.1 共轴双旋翼气弹动力学计算模型

基于 Hamilton 变分原理推导旋翼气弹动力学方程:

$$\int_{t_{c}}^{t_{2}} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0$$
⁽¹⁾

式中:*δU*,*δT*,*δW*分别为动力学系统的应变能、动能和外力虚功变分。

桨叶结构动力学模型基于中等变形梁理论,分别用*u*,v, w,*φ*来描述桨叶的拉伸、摆振、挥舞和扭转运动,根据中等变 形梁弹性变形 Green 应变表达式以及桨叶上任意点位置矢 量表达式,可以推导出桨叶应变能项和动能项的变分表达 式。桨叶空气动力学模型基于二阶升力线理论,翼型气动 力计算采用 Greenberg 准定常气动力模型,入流采用线性入 流或者自由尾迹模型,进而可以得到气动外力虚功,δ*U*,δ*T*, δ*W*具体表达式可见参考文献[18]。采用如图1所示的15自 由度梁单元进行有限元离散,并根据桨毂边界条件完成有 限元总体阵组集,可以得到桨叶气弹控制方程,如式(2)所 示。控制方程是周期时变的非线性常微分方程组,利用时 间有限元方法可求解获得桨叶稳态周期响应^[20-21]。

$$M(\psi)\ddot{q} + C(\psi,q,\dot{q})\dot{q} + K(\psi,q)q = F(\psi,q,\dot{q},\ddot{q})$$
(2)





对于共轴双旋翼结构建模(见图2),根据上下旋翼同轴 反转的关系,可得到上下旋翼的旋转角速度和桨毂载荷具 有如式(3)和式(4)表达的映射关系,进而可以分别计算上下 旋翼气弹动力学响应,再通过坐标系转换关系获得共轴双



图 2 共轴刚性旋翼气弹动力学模型



旋翼的性能和载荷。

$$\psi^{ccw} = -\psi^{cw} = \psi$$

$$\begin{bmatrix} D \\ Y \\ L \end{bmatrix}^{ccw} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D \\ Y \\ L \end{bmatrix}^{cw}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ Q \end{bmatrix}^{ccw} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ Q \end{bmatrix}^{cw}$$
(4)

1.2 共轴刚性旋翼升力偏置操纵

共轴刚性旋翼的操纵是有冗余的,在本文中根据既定 的操纵策略,固定旋翼提前操纵角Γ,采用式(5)所示的耦合 方式进行配平操纵,即利用总距θ₀、纵向变距A₁、横向变距 B₁和差动横向变距B'₁进行共轴刚性旋翼配平操纵,对应的 配平目标是共轴旋翼拉力、滚转力矩、俯仰力矩以及横向升 力偏置,上下旋翼变距操纵如式(6)所示:

$$\begin{cases} \theta_{0} = \frac{1}{2} \left(\theta_{0,U} + \theta_{0,L} \right) \\ A_{1} = -\frac{1}{2} \left(\theta_{1C,U} + \theta_{1C,L} \right) \\ B_{1} = -\frac{1}{2} \left(\theta_{1S,U} - \theta_{1S,L} \right) \\ B_{1}' = -\frac{1}{2} \left(\theta_{1S,U} + \theta_{1S,L} \right) \\ \end{cases}$$
(5)
$$\begin{cases} \theta_{U} = \theta_{0} + A_{1} \cos \left(\psi_{U} + \Gamma \right) - \left(B_{1} + B_{1}' \right) \sin \left(\psi_{U} + \Gamma \right) \\ \theta_{L} = \theta_{0} + A_{1} \cos \left(\psi_{L} + \Gamma \right) + \left(B_{1} - B_{1}' \right) \sin \left(\psi_{L} + \Gamma \right) \end{cases}$$
(6)

1.3 计算方法验证

利用 XH-59A 风洞试验数据对本文计算模型进行验 证^[22]。表1给出了桨叶结构固有频率计算值与参考文献值 的对比,误差在5%以内。图3给出了前进比0.25状态下上 旋翼桨叶0.1R剖面处挥舞弯矩前四阶谐波幅值计算对比情 况,可以看出本文计算的1/r和2/r桨叶动载荷较风洞试验 值稍偏大,可能的原因是没有采用XH-59A旋翼桨叶所用 翼型的气动数据,而是采用OA309翼型数据进行计算,但 OA309翼型相较更优。本文计算的3/r和4/r等高阶桨叶动 载荷较风洞试验值偏低,分析原因可能是建模中没有考虑 上下旋翼气动干扰,但高阶动载荷对桨叶结构变形以及桨 尖间距的影响比较小,总体来说本文计算结果与参考文献 试验值吻合程度较好,表明本文计算方法有效。

表1 XH-59A 桨叶无量纲固有频率计算值对比

Table 1 Comparison of calculated dimensionless natural frequencies of XH–59A blades

桨叶模态	本文/(1/r)	参考文献(1/r)	误差/%
一阶摆振	1.3666	1.33	2.75
一阶挥舞	1.5681	1.49	5.24
二阶挥舞	4.3694	4.19	4.28
二阶摆振	5.9245	5.81	1.97
三阶挥舞	8.8760	9.01	-1.49
一阶扭转	10.8625	11.30	-3.87







2 桨叶结构形变计算与影响机理分析

本文计算所采用的共轴刚性旋翼基本参数见表2,主要 研究桨叶挥舞方向结构变形,桨尖间距通过上下旋翼桨尖 挥舞位移获得,如图4所示。

2.1 桨叶结构形变计算

共轴刚性旋翼高速直升机巡航飞行状态,前进比和升力偏置是对桨叶结构变形最重要的影响因素。本文对前进 比µ=0.1~0.7和升力偏置LOS=0.0~0.3范围内桨叶结构变形 进行了计算分析。前进比µ=V/Ω_R,即是前飞速度与桨尖速 度的比值,共轴刚性旋翼升力偏置定义如式(7)和图5所示,

Table 2 Main parameters of rotor

参数	数值	
桨叶片数	4	
旋翼半径/m	5.8	
桨尖速度/(m/s)	190	
桨毂预锥角/(°)	3.0	
上下旋翼安装间距/(1/R)	0.14	
上旋翼旋转方向	俯视逆时针	
下旋翼旋转方向	俯视顺时针	



图 4 共轴刚性旋翼桨叶变形及桨尖间距示意图

Fig.4 Blade deformation and tip clearance of coaxial rigid rotor



Fig.5 Lift offset diagram of coaxial rigid rotor

即作用在单副旋翼上的滚转力矩除以其升力:

$$LOS = \frac{C_{MX}}{C_{LA}}$$
(7)

图6是4种升力偏置状态下,桨尖挥舞方向结构变形随 前进比变化的时域曲线,当LOS=0时,桨叶变形以2/r波形 为主,并且随着前进比μ增大,桨叶动态变形量显著增大; 随着升力偏置LOS增大,桨叶变形1/r波形就越来越显著,









在大升力偏置、中小速度段(如LOS=0.3, μ<0.5),桨叶变形 主要由升力偏置决定,基本不随前进比变化,但是随着前进 比继续增大,到了大速度段(如μ>0.5),前进比的影响就越来 越突出。

图7给出了相同升力偏置和前进比变化范围内,桨叶变 形1/r~3/r谐波幅值变化趋势,可以更加直观地看出,在小升 力偏置状态下,桨叶变形的高阶谐波成分,随着前进比增大 迅速增加,尤其是2/r谐波幅值剧烈增加。桨叶变形的1/r谐 波幅值与升力偏置基本是线性对应的,在高速段,升力偏置 对桨叶高阶变形具有明显的抑制作用。

图8给出了4种升力偏置状态下,桨叶结构变形1/2峰 峰值随前进比变化情况,升力偏置越小,桨叶变形随前进比 变化就越剧烈。在小前进比阶段(如μ<0.25),桨叶变形主要 由升力偏置控制,随升力偏置增大而增大;在大前进比阶段 (如μ>0.55),升力偏置和前进比都有重要影响,桨叶变形随 升力偏置增大反而是减小的,也就是说在大前进比状态下, 采用适当的升力偏置可以减小桨叶变形量。







2.2 桨叶结构变形影响机理分析

桨叶挥舞结构变形是由于桨叶升力方向气动载荷引起 的,下面将从剖面来流动压、桨距角变化,以及桨根挥舞弯 矩等方面对结构变形特性的作用机理进行剖析。

桨叶剖面升力主要由剖面来流动压和升力系数两部分 决定,如式(8)所示。

$$L = \left(\frac{1}{2}\rho V^2\right) \cdot C_L \tag{8}$$

桨叶剖面来流速度U_r主要由桨叶旋转速度和前飞速 度两部分叠加,如式(9)所示,其中x是桨叶展向位置,μ是前 进比,ψ是桨叶方位角,θ₀是桨叶迎角。

 $U_{\rm T} = \left(x + \mu \sin\psi\right) \cos\theta_0 \tag{9}$

可以看出,桨叶剖面来流速度 U_r呈 1/r 周期变化,那么 来流动压是来流速度的平方项,将引起来流动压 1/r+2/r 周 期变化,如式(10)所示。另外,由于周期变距操纵,剖面桨 距角也是 1/r变化的,两者相乘,根据傅里叶谐波叶栅效应, 桨叶剖面气动载荷将衍生出各阶谐波,且来流动压和剖面 迎角周期变化幅值越大,那么产生的高阶动载荷就越显著。

$$\left(U_{\rm T}\right)^2 = \left[x^2 + 2x\mu\sin\psi + \mu^2\frac{\cos(2\psi - 1)}{2}\right]$$
(10)

图9是来流动压随前进比变化情况,可以看出,随着前进比增大,来流动压1/r分量线性增大,2/r分量的系数是 μ²/2,呈抛物线型增大,对于常规旋翼而言,通常μ<0.35,2/r 分量是较小的,但是对于共轴刚性旋翼,前进比会高达0.7 以上,来流动压中的2/r分量就非常显著,这就会导致大前进比状态下,桨叶高阶振动载荷会急剧增加。



下面对桨距角周期变化情况进行分析。图 10 是旋翼 配平操纵量随前进比和升力偏置变化曲线,桨距角的周期 变化部分主要是由纵向周期变距*A*₁和差动横向变距*B*₁贡 献的,在高速前飞状态下,随着升力偏置增大,旋翼纵向周 期变距*A*₁和差动横向周期变距*B*₁'都是趋于减小的,那么剖 面桨距角周期变化幅值必然就更小,也就是说,在相同的来 流动压情况下,傅里叶谐波叶栅效应将减弱,从而对桨叶高 阶动载荷具有一定抑制作用。

图 11 是 4 种升力偏置状态下, 桨根挥舞弯矩载荷随前 进比变化情况, 可以看出, 桨根 1/r 动载荷与升力偏置是线



图 10 旋翼配平操纵量随前进比和升力偏置变化 Fig.10 Rotor trim control varies with advance ratio

and lift offset





Fig.11 The harmonic amplitude of the root flap bending moment varies with the advance ratio and lift offset

性对应的,且基本不随前进比变化;在零升力偏置状态下, 随着前进比增大,2/r动载荷急剧增大;在大前进比状态下, 适当增大升力偏置,可以显著地减小2/r桨叶动载荷。

2.3 上下旋翼桨尖间距影响分析

对于共轴构型旋翼,过大的桨叶结构变形可能导致上 下旋翼桨尖发生碰撞,影响高速直升机的飞行安全,图12 是上下旋翼桨尖间距示意图,通过计算上下旋翼桨叶挥舞 方向结构变形,就能得到桨尖间距。

图13是4种升力偏置状态下,桨尖间距随前进比变化 情况,在小前进比状态,桨尖间距主要受升力偏置控制,升 力偏置越大,桨尖间距越小。但是随着前进比的增大,小升 力偏置状态的桨尖间距会急剧减小,而大升力偏置状态的



Fig.12 Schematic diagram of tip clearance between upper and lower rotors

桨尖间距变化不大。也就是说,共轴刚性旋翼在高速飞行 状态下,采用适当的升力偏置实际上是有利于桨尖间距安 全控制的。图13所示的桨尖间距的变化趋势与图8所示的 桨叶结构变形特性是相对应的。



Fig.13 The tip cleanrance of upper and lower rotors varies with lift offset and advance ratio

3 结论

共轴刚性旋翼高速直升机巡航飞行状态,前进比和升 力偏置是对桨叶结构变形以及桨尖间距最重要的影响因 素。通过研究,可以得到以下结论:

(1)在小前进比阶段,桨叶结构变形主要由升力偏置控 制决定,变形以1/r为主,且变形随升力偏置增大而线性增 大。随着前飞速度增加,2/r变形分量越来越显著,前进比 的影响越来越突出,两方面因素均对桨叶变形有重要影响。 在高速飞行状态下,采用适当的升力偏置可以减小桨叶结 构变形,进而有利于桨尖间距控制。 (2)共轴刚性旋翼高速飞行状态下,前进比可高达0.7 以上,剖面来流动压1/r和2/r周期变化幅值急剧增加,是导 致桨叶高阶动载荷激增,进而引起桨叶结构变形的根本原 因。在高速飞行状态下,引入适当的升力偏置,实际上是减 小了桨距角周期变化幅值,进而减弱了傅里叶谐波的叶栅 效应,因此可以减小桨叶高阶动载荷,进而减小桨叶结构变 形量。

参考文献

- [1] Robert K. The ABCTM rotor-a historical perspective[C]// 62th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2004.
- [2] Ruddell. Advancing Blade Concept (ABC) technology demonstrator[R]. USAARADCOM-TR-81-D-5, 1981.
- [3] Blackwell R, Millott T. Dynamics design characteristics of the sikorsky X2 technology demonstrator aircraft[C]// 64th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2008.
- [4] Ashish B. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade[C]// 64th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2008.
- [5] Erez E. X2TM load alleviating controls[C]// 68th Annual Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, 2012.
- [6] Peter F, Gary K, John J. Overview of S–97 RAIDER[™] scale model tests[C]//72th Annual Forum of the American Helicopter Society. West Palm Beach, Florida, 2016.
- [7] Greg L, Angshuman B. JMR development[C]//72th Annual Forum of the American Helicopter Society. West Palm Beach, Florida, 2016.
- [8] Joseph H. Aeromechanics of a high speed coaxial helicopter rotor[D]. Maryland: University of Maryland, 2017.
- [9] Joseph H, Inderjit C. Performance and loads of a model coaxial rotor part ii prediction validations with measurements [C]//72st AHS, 2016.
- [10] Rajneesh S, Kang Hao. Computational investigations of transient loads and blade deformations on coaxial rotor systems [C]// 33th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2015.
- [11] Puneet S, Perterz P. Application of vortex method to coaxial rotor wake and load calculations[R]. AIAA 2017-0051, 2017.
- [12] Roland F, Jurgen R, Manfred H. Aeromechanics analysis of a coaxial rotor system in hover and high-advance-ratio forward flight[C]//34th AIAA Applied Aerodynamics Conference,

2016.

- [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] Jeong G, Hyung K, Jae P. Performance and vibration analyses of lift-offset helicopters[C]//73th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2017.
- [15] Jae P, Hyung K, Sanghyun C. Vibration reduction analysis using individual blade pitch controls for lift-offset rotors[C]// 44th European Rotorcraft Forum, 2018.
- [16] 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. Aerodynamic Interference and flight characteristics analysis of compound coaxial rigid rotor helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [17] 张永华, 赵旭, 周平,等. 共轴刚性直升机前飞状态气动配平与性能分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(2): 37-45.
 Zhang Yonghua, Zhao Xu, Zhou Ping, et al. Trimming method and aerodynamic performance analysis of coaxial rigid helicopters in forward flight[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(2): 37-45. (in Chinese)
- [18] 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):24-30.
 Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pan, et al. Rotor control strategy analysis of coaxial rigid rotor high speed helicopter[J]. Journal of Northwest Polytechnic University, 2017, 35(5): 24-30. (in Chinese)
- [19] 武上景,鲁可,汪正中.前行桨叶概念高速直升机操作冗余问题研究[J]. 航空科学技术,2020,31(4):59-66.
 Wu Shangjing, Lu Ke, Wang Zhengzhong. Research on control redundancy of advancing blade concept high-speed helicopter
 [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(4):59-66. (in Chinese)
- [20] Gunjit B, Inderjit C. University of Maryland advanced rotor craft code theory manual[C]//Center for Rotorcraft Education and Research University of Maryland College Park, 1994.
- [21] Anubhav D. Fundamental understanding prediction and validation of rotor vibratory loads in steady level flight[D]. Maryland: University of Maryland, 2004.

[22] Fort F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale coaxial hingeless rotor helicopter[R]. USAARAD

COM-TR-81-A-27, 1981.

(责任编辑 陈东晓)

Research on Blade Structure Deformation Characteristics of High-speed Lift Offset Rotor

Zhou Yun, Hu Heping, Yu Zhihao

Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Heicopter Rsesarch and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: For coaxial rigid rotors, excessive blade structural deformation may lead to collision between upper and lower rotor tip, thus affecting the flight safety of high-speed helicopters. A comprehensive aeroelastic analysis model of coaxial rigid rotor with lift offset trimmed target is established, and the validity of the calculation method is verified by XH-59A wind tunnel test data. Deformation characteristics of blade structure under different lift offset and forward ratio are obtained. Further analysis is made on the blade section dynamic pressure, blade section pitch angle and flapping moment load of blade root, and the effect mechanism of blade structure deformation is then revealed. The results show that the blade structure deformation is mainly determined by lift offset at low speed stage. With the increase of forward flight speed, the influence of forward ratio will become more and more prominent. Both of them have important effects on the deformation of blade structure. In high speed flight, properly increasing lift offset can reduce the structural deformation of blade, which is beneficial to the control of coaxial rotor tip clearance.

Key Words: coaxial rigid rotor; blade deformation; rotor tip clearance; lift offset; advance ratio