共轴刚性旋翼变距轴线对铰链力矩影响 分析

袁明川*,孙朋朋,樊枫,刘平安,林永峰

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:对不同变距轴线方案下的共轴刚性旋翼桨叶气动铰链力矩特性进行了计算分析。以 X2 共轴刚性旋翼气动布局为研 究对象, 气动铰链力矩计算方法采用自由尾迹方法。变距轴线方案包括常规变距方案以及 X2 共轴刚性旋翼采用的新型变距 轴线方案。常规方案下变距轴线设置在桨叶剖面 0.25 弦点, 新方案下变距轴线在桨叶根部剖面设置在 0.5 弦点, 在特定的 径向剖面过渡至 0.25 弦点。对比了不同方案下旋翼气动铰链力矩的静态平均值和动态 1/2 峰一峰值。对 X2 旋翼气动布局 进行桨尖后掠处理,分析了桨尖后掠构型下的气动铰链力矩特点。结果表明, 新型变距轴线方案下铰链力矩的静态值和动 态值均有很大程度的减小,降低幅度随着前飞速度的增加而增大。

关键词:共轴刚性旋翼,铰链力矩,自由尾迹,变距轴线,后掠桨尖

中图分类号: V218 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.04.061

共轴刚性旋翼采用前行桨叶概念,是高速直升机技术 研究的重要方向^[1,2]。共轴刚性旋翼利用前行桨叶产生升 力,上、下旋翼的升力在横向存在偏置(升力作用点偏离桨 毂中心),旋翼横向气动不对称引起的滚转力矩通过升力偏 置来相互抵消。高速前飞时共轴刚性旋翼工作在大前进比 状态,常规旋翼前进比一般不超过0.4,共轴刚性旋翼的前进 比可达 0.75 以上。大前进比时,共轴刚性旋翼存在大面积 的反流区,反流区内气流从桨叶剖面翼型后缘流向前缘,气 动力及气动焦点位置和常规流动相差很大,这对旋翼的铰链 力矩特性存在着较大影响。同时,共轴刚性旋翼在桨叶内 侧采用纺锤体翼型,纺锤体翼型最大厚度一般位于 0.5 弦长 附近,考虑旋翼挥舞刚度设计的需求,共轴刚性旋翼变距轴 线在桨叶根部的位置和常规旋翼存在着一定的差异,这也 影响其铰链力矩特性。旋翼铰链力矩对桨叶弹性变形和旋 翼操纵系统疲劳强度具有重要影响,铰链力矩由桨叶气动 力、惯性力等因素共同作用组成,其中气动力贡献为主要部 分。因此,有必要对共轴刚性旋翼气动铰链力矩特性进行 研究。

国外对共轴刚性旋翼的研究始于 20 世纪 70 年代^[3]。 1971年,美国西科斯基公司进行了全尺寸的共轴刚性旋翼 风洞试验,测量了旋翼的气动性能以及操纵载荷^[4]。1975 年,西科斯基公司完成 XH-59A 高速直升机技术验证的研 制,并开始飞行试验,飞行试验直至 1981年结束^[5]。需要说 明的是, XH-59A 旋翼设计中没有过多考虑旋翼反流区的影 响,采用常规的 NACA 系列翼型,且桨叶的变距轴线采用常 规布置方案,位于 0.25 弦长位置。在 XH-59A 的基础上,西 科斯基公司进一步研制了 X2 高速直升机验证机。X2 旋翼 设计中充分考虑了反流区对旋翼气动特性的影响,在桨叶根 部采用双钝头的纺锤体翼型。同时,旋翼的变距轴线在桨叶 根部设置在 0.5 弦长位置,并逐渐过渡至常规的 0.25 弦长位 置^[6]。然而变距轴线位置的改变对于旋翼铰链力矩特性的 影响文献中并未过多分析。

国内对于共轴钢性旋翼的研究起步较晚,近几年,中 国直升机设计研究所和南京航空航天大学开展了一些理 论和试验研究。南京航空航天大学的徐国华等^[7]采用计算 流体力学(CFD)方法对共轴刚性旋翼进行了气动建模,并

收稿日期:2018-02-28; 退修日期:2018-03-12; 录用日期:2018-03-26

*通信作者.Tel.: 18902156963 E-mail: yuanmingchaunde@126.com

引用格式: Yuan Mingchuan, Sun Pengpeng, Fan Feng, et al. Investigation on blade aerodynamic hinge moment of coaxial rigid rotor with different pith axes[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (04): 61-66. 袁明川, 孙朋朋,樊枫,等. 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 (04): 61-66.

对其气动特性进行了一些初步的数值计算,研究了旋翼的 气动性能变化以及旋翼/机身之间的气动干扰情况。中国 直升机设计研究所的林永峰^[8]等开展了共轴刚性旋翼缩比 模型的风洞试验,研究了共轴刚性旋翼的气动性能和流场 特性。

本文以 X2 旋翼气动布局为研究对象,对不同变距轴 线方案的旋翼气动铰链力矩特性进行了计算分析,计算采 用自由尾迹方法。计算中,首先对比了常规变距方案(变 距轴线位于桨叶剖面 0.25 弦点)和新型变距方案(变距轴 线在桨叶根部设置在 0.5 弦点并在特定径向位置过渡至 0.25 弦点)下桨叶气动铰链力矩的变化特点,并分析了新 型变距轴线径向过渡位置对气动铰链力矩的影响;进一步 增加了桨尖后掠,分析了桨尖后掠构型下的气动铰链力矩 特点。

1 计算分析方法

1.1 计算方法

采用自由尾迹方法进行气动铰链力矩的计算。自由尾 迹方法将旋翼尾迹离散为涡元,涡元随当地气流速度而运 动^[9]。计算中将尾迹分为近尾迹和远尾迹分别处理,由近尾 迹过渡至远尾迹的涡龄角为 60°。近尾迹区域内桨尖涡处 于卷起过程中,尾迹保持涡面的形式;远尾迹桨尖涡完全形 成,以线涡单元的形式对尾迹进行处理。采用涡核模型对 桨尖涡进行模拟,涡核半径为 0.2 倍弦长。将桨叶离散为有 限的气动分析单元,根据尾迹方法计算桨叶在不同展向位置 和不同方位角的诱导速度分布情况,确定不同剖面的有效气 动迎角和来流速度,进而根据不同剖面的翼型气动数据表 获得升力、阻力、俯仰力矩特性,积分获得旋翼的气动力和 力矩。

1.2 计算和试验对比

旋翼气动铰链力矩为桨叶剖面翼型俯仰力矩的积分, 气动性能为剖面翼型升力和阻力的积分。鉴于试验中测得 的铰链力矩包括惯性力、变距铰摩擦力等各种因素,难以和 计算结果进行直接对比,因而采用气动性能的试验结果对自 由尾迹计算方法进行验证。进行了悬停和前飞状态的对比, 悬停状态采用采用中国直升机设计研究所进行的共轴刚性 旋翼缩比模型试验数据^[8],前飞状态采用 XH-59A 全尺寸风 洞试验数据^[4]进行对比。图 1 为悬停和前飞状态自由尾迹 气动计算结果和试验的对比结果,结果表明计算和试验具有 良好的一致性。



图 1 计算和试验结果的对比 Fig.1 Comparison between computation and test result

2 计算模型和状态

2.1 **旋翼模型参数**

采用 X2 高速验证机旋翼气动布局进行旋翼铰链力矩的分析。X2 旋翼半径 4m,悬停和低速前飞状态桨尖旋转速度为 189m/s,高速前飞时转速降低保证桨尖马赫数小于 0.9,最大可降低转速 20%。旋翼桨叶采用变弦长平面外形,桨叶扭转为先正后负的分段扭转方案,在桨叶内侧采用前后缘均为钝头的纺锤体翼型,在 0.46R 处过渡至常规尖后缘翼型。由于缺少 X2 旋翼所用翼型的详细数据,旋翼翼型采用 OA213 和 OA209 翼型进行代替。计算采用的旋翼模型的详细参数如表 1 和图 2 所示。

表 1 旋翼模型参数 Table 1 Parameters of rotor model

旋翼半径/m	4
桨叶片数	上、下旋翼共8片
旋翼实度	0.1441
根切位置	0.14 <i>R</i>
旋转方向	上旋翼逆时针 下旋翼顺时针
桨尖旋转速度	189m/s
前行侧桨尖马赫数限制	0.9
剖面翼型配置	0.14R: 纺锤体翼型 0.46R: OA213 翼型 0.90R: OA213 翼型 1.00R: OA209 翼型





2.2 计算状态

主要进行了不同速度前飞状态铰链力矩特性的影响分析。前飞状态下旋翼不同方位角的气动环境相差很大,铰链 气动力矩随方位角进行周期性变化,铰链力矩的动态变化 会引起桨叶弹性变形和动态操纵载荷,对旋翼气动性能和疲 劳寿命均会带来影响。在前飞计算中,采用的飞行重量(质 量)为2400kg,飞行速度取150~450km/h,前行侧桨尖马赫 数限制在0.9以下,旋翼横向升力偏置配平至0.15R和0.3R 两个状态,旋翼的俯仰力矩和滚转力矩配平至0。前飞状 态下共轴刚性旋翼上下旋翼间气动干扰较弱,上下旋翼气 动铰链力矩特性相差不大,以下的分析均取上旋翼的计算 结果。

3 计算结果分析

3.1 不同变距轴线方案对铰链力矩影响

共轴刚性旋翼的变距轴线在桨叶根部设置在 0.5 弦点, 在特定的径向剖面逐渐过渡至 0.25 弦点位置^[10],和常规旋 翼存在较大的不同。进行了常规变距轴线方案和不同径向 过渡剖面的新型变距轴线方案气动铰链力矩的对比计算。 图 3 为不同变距轴线方案的桨叶外形示意,方案 1 表示常规 变距方案,方案 2~ 方案 4 表示新型变距方案,变距轴线分 别在 0.6*R*、0.7*R* 和 0.8*R* 径向剖面位置过渡至常规的 0.25 弦 点。

图 4 为旋翼桨叶气动铰链力矩随方位角的变化曲线。 从图 4 可以看出不同方位角下桨叶铰链力矩的动态变化趋势,且动态变化幅度随着前飞速度而增加,铰链力矩最大值









图 4 桨叶气动铰链力矩随方位角的变化 Fig.4 Variation of blade aerodynamic hinge moment with azimuth angle

和最小值出现在方位角 90°和 270°附近。在方位角 90°附 近,铰链力矩为负值,表现为低头力矩,这和常规翼型的气动 力矩特性相符合,在方位角 270°附近,大飞行速度下铰链力 矩表现为抬头力矩,这是因为大风速下旋翼反流现象严重, 反流区内气流从桨叶后缘流向前缘,产生负升力,对变距轴 线处产生抬头力矩。

图 5 为常规的变距轴线方案和新型方案 (0.6*R* 径向位 置过渡) 的气动铰链力矩特性对比,图 5 (a) 为静态平均值, 图 5 (b) 为动态变化的 1/2 峰 - 峰值。可以看出,对于不同 的升力偏置前飞状态,新型变距轴线方案下旋翼气动铰链力 矩的静态值和动态值的大小均有很大程度的降低,且降低幅 度随着前飞速度的增加而增大。

图 6 为桨叶剖面气动力矩随方位角和径向位置的 变化云图,桨叶的气动铰链力矩为剖面气动力矩的积分。 图 6 (a) 为常规变距轴线方案的剖面气动力矩云图, 图 6 (b) 为新型变距轴线方案。图 6 (a) 和图 6 (b) 中桨叶 剖面气动力矩的区别主要在径向位置小于 0.6R 的区域。在 此区域内,新型变距轴线方案下反流区内剖面气动力矩明显 降低,这减小了桨叶铰链力矩的正峰值,同时在前行侧剖面 力矩有所增加,这降低了桨叶铰链力矩的负峰值。桨叶剖面 气动力矩的以上改变是新型变距轴线方案下气动铰链力矩 静态值和动态值减小的原因。



图 5 常规和新型变距轴线方案对铰链力矩影响 Fig.5 Blade aerodynamic hinge moment of conventional and new pitch axis concepts





进一步分析了新型变距轴线方案中不同的径向过渡位 置对旋翼气动铰链力矩特性的影响。图 7 为不同变距方案 下气动铰链力矩静态平均值和动态 1/2 峰 - 峰值的对比。 从图中可以看出,随着径向过渡位置的外移,铰链力矩的静 态平均值逐渐由负值变为正值,这主要是因为前行侧的剖面 升力对变距轴线产生了抬头的力矩,铰链力矩的 1/2 峰 - 峰 值,在大飞行速度下随着径向过渡位置的外移逐渐降低,但是 在小飞行速度下超过 0.6R 径向剖面之后动态值反而增大。





需说明的是,以上分析中没有考虑变距轴线改变后旋 翼动力学特性的变化。事实上变距轴线的改变会对旋翼的 气弹稳定性产生一定的影响,合理的变距轴线方案不仅需要 降低铰链力矩,还需要保证一定的气弹稳定性裕度。

3.2 桨尖后掠构型下铰链力矩影响特性

为了减弱前行侧激波压缩性效应,高速旋翼一般在桨 尖处采用后掠的气动布局,后掠状态下桨尖偏离变距轴线, 桨叶的气动铰链力矩特性也会相应发生变化。X2 旋翼作为 早期验证方案未采用桨尖后掠,对其气动布局进行桨尖后掠 处理,后掠位置 0.9*R*,后掠角度 20°。图 8 为后掠桨叶外形 示意,方案 5 对 X2 桨叶进行桨尖后掠处理并采用常规变距 轴线方案,方案 6 采用新型变距轴线方案,过渡位置 0.6*R*。





图9为有无桨尖后掠构型下桨叶气动铰链力矩对比。 从图9可以看出,桨尖后掠状态下,桨叶气动铰链力矩静态 值附加了低头力矩,静态值增加。对于桨叶气动铰链力矩 的动态值,0.15R横向升力偏置前飞状态下,桨尖后掠造成 小速度飞行时动态值增加,大飞行速度时动态值减小;0.30R 横向升力偏置前飞状态下,小速度飞行时动态值增加幅度 明显大于 0.15R升力偏置状态,大飞行速度时动态值有所减 小,但减小幅度很小。造成以上现象的主要原因是,不同飞 行速度以及不同横向升力偏置前飞状态下,旋翼配平操纵量 不同,造成旋翼桨尖升力分布的差异。



图 9 桨尖后掠对桨叶气动铰链力矩影响 Fig.9 Effects of sweepback tip on blade aerodynamic hinge moment

图 10 为桨尖后掠构型下常规和新型变距轴线方案桨 叶气动铰链力矩对比。可以看出,气动铰链力矩变化和桨尖 无后掠构型相一致,新型变距轴线方案对气动铰链力矩静态 和动态值仍具有较大的减弱作用。



图 10 桨尖后掠构型下不同变距轴线方案对气动铰链力矩影响 Fig.10 Effects of pitch axis on aerodynamic hinge moment with sweepback tip

4 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1)共轴刚性旋翼采用的新型变距轴线方案,对旋翼气动铰链力矩静态值和动态值均有很大程度的减弱,且减弱幅度随着前飞速度的增加而增大。

(2)新型变距轴线方案中,随着径向过渡剖面外移,旋 翼气动铰链力矩静态值由负值逐渐变为正值,动态值在大 飞行速度下逐渐减小,在小飞行速度下过渡剖面外移超过特 定位置后动态值反而增加。

(3) 桨尖后掠附加了低头力矩,旋翼气动铰链力矩静态 值增加,动态值变化受不同飞行状态配平操纵的影响,总体 上桨尖后掠造成在小飞行速度下动态值增加,在大飞行速度 下动态值减小。

(4) 桨尖后掠构型下,新型变距轴线方案对旋翼气动铰链力矩的静态值和动态值仍然具有较大的减弱作用。

参考文献

- Ruddell A J. Advancing Blade Concept (ABC) technology demonstrator[R]. Sikorsky Engineering Report SER-69065, 1981.
- [2] Ruddell A J. Advancing Blade Concept (ABC^{TM}) development [C]//

American Helicopter Society 32th Annual Forum. Washington DC, 1976.

- [3] Burgess R K. Development of the ABC rotor[C]// The 27th Annual National V/STOL Forum of the American Helicopter Society. Washington DC, 1971.
- [4] Paglino V M, Beno E A. Full-scale wind-tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system[R]. USAAMRDL Technical Report 71–25, 1971.
- [5] Ruddell A J. Advancing Blade Concept (ABC)[™] development test program[C]//AIAA 1st Flight Testing Conference. Las Vegas, 1981.
- [6] Bagai A. Aerodynamic design of the X2[™] technology demonstrator main rotor blade[C]//American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montreal, Canada, 2008.
- [7] 叶靓,徐国华. 共轴式双旋翼悬停流场和气动力的 CFD 计算
 [J]. 空气动力学学报, 2012, 30 (4): 437-442.
 Ye Liang, Xu Guohua. Calculation on flow field and aerodynamic force of coaxial rotors in hover with CFD method [J]. Acta Aerodynamica Sinca, 2012, 30 (4): 437-442. (in Chinese)

- [8] 江露生,林永峰,刘平安. 共轴刚性旋翼悬停气动干扰特性试验研究 [C]// 第三十二届中国直升机年会, 2016.
 Jiang Lusheng, Lin Yongfeng, Liu Pingan. Experimental investigation of aerodynamic interaction characteristics of rigid coaxial rotors in hover [C]// The 33th CHS, 2016. (in Chinese)
- [9] 李攀.旋翼非定常自由尾迹及高置信度直升机飞行力学建模研究 [D].南京:南京航空航天大学,2010.
 Li Pan. Rotor unsteady free-vortex wake model and investigation on high-fidelity modeling of helicopter flight dynamics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [10] Bagai A. Rotor blade for a high speed rotary-wing aircraft. U.S. Patent, No.7600976B2 [P].2007.

作者简介

袁明川(1988-) 男,硕士,工程师。主要研究方向: 旋翼
空气动力学。
Tel: 18902156963
E-mail: yuanmingchaunde@126.com

Investigation on Blade Aerodynamic Hinge Moment of Coaxial Rigid Rotor with Different Pith Axes

Yuan Mingchuan*, Sun Pengpeng, Fan Feng, Liu Pingan, Lin Yongfeng Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: The blade aerodynamic hinge moment of coaxial rigid rotor with different blade pith axis concepts was analyzed. Free wake method was used during the analysis, and the X2 rotor aerodynamic configuration was chosen as research object. The blade pith axis concepts include conventional concept and new concepts which were used by recent X2 coaxial rigid rotor configurations. The blade pith axis was set on quarter chord in the conventional concept, while in the new concept pith axis was set on half chord at blade root and then translated to quarter chord at specific radial location. The static mean value and the half peak-peak value of the blade aerodynamic hinge moment results were compared. Then, the X2 rotor blade tip was modified, the blade aerodynamic hinge moment of rotor configuration with back sweep blade tip was investigated. The results show that, the new blade pith axis concept reduce both the mean value and the the half peak-peak value of hinge moment, and the reduction increases as the flight speed increase.

Key Words: coaxial rigid rotor; hinge moment; free wake; blade pith axis; back sweep blade tip

 Received:
 2018-02-28;
 Revised:
 2018-03-12;
 Accepted:
 2018-03-26

 *Corresponding author.Tel.:
 18902156963
 E-mail:
 yuanmingchaunde@126.com