

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.02.015

共轴高速直升机振动载荷计算分析模型

李沂霏 陈立道 刘勇

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家重点实验室,南京,210016)

摘要:共轴高速直升机上下旋翼之间存在强烈的气动干扰现象,这对旋翼的气动特性影响较大。本文根据这一特点并考虑气弹耦合计算效率,利用单旋翼自由尾迹模型的尾迹几何和固定尾迹计算的初始诱导速度分布作为共轴双旋翼预定尾迹模型的初始迭代值。与 Leishman-Beddoes 非定常动态失速模型、Pitt-Peters 动态入流模型、共轴直升机上下旋翼桨叶全本征动力学方程及弹性桨叶与变距轴承边界约束条件等计算模块相结合,建立了一种考虑上下旋翼之间气动干扰及耦合迭代的共轴双旋翼振动载荷计算模型。为验证本分析模型的计算精度,以西科斯基公司的验证机 XH-59A 为研究对象,与国外风洞试验结果进行了对比,两者吻合较好。

关键词:ABC 旋翼;共轴高速;旋翼动力学;尾迹;直升机

中图分类号:V211.47 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2018)02-0244-07

Mathematical Analysis Model for Vibration Loads of a Coaxial High Speed Helicopter

LI Yifei, CHEN Lidao, LIU Yong

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 210016, China)

Abstract:The strong aerodynamic interference exists between the upper and lower rotors of a coaxial high speed helicopter, which has a significantly influence on the aerodynamic characteristics of the rotors. Based on the feature and considering the efficiency of the aeroelastic coupling calculation, the initial induced velocity distribution calculated by rigid-wake model, together with the wake geometry feature of a single rotor calculated by free-wake model, are the initial iteration values for the prescribed-wake model of a coaxial helicopter. The main calculation modules: The blade fully intrinsic dynamic equations of the coaxial twin rotors, the constraint equations between the blade and the bearings and the aerodynamic models, including the wake models and Leishman-Beddoes unsteady dynamic stall model and Pitt-Peters dynamic inflow model, are the basis for establishing a computational model of the coaxial twin rotors vibration load considering the aerodynamic interference and coupling iteration between the upper and lower rotor. The forces and moments on the sample XH-59A, which is the certification machine of Sikorsky, are calculated with the help of the model. The computational results are in good coincidence with those from the wind tunnel test.

Key words: advancing blade concept(ABC) rotor; coaxial high speed; rotor dynamics; blade wakes; helicopter

基金项目:江苏高校优势学科建设工程基金(PAPD)资助项目。

收稿日期:2017-12-15;**修订日期:**2018-02-15

通信作者:刘勇,男,讲师,硕士生导师,E-mail:liuyong@nuaa.edu.cn。

引用格式:李沂霏,陈立道,刘勇.共轴高速直升机振动载荷计算分析模型[J].南京航空航天大学学报,2018,50(2):244-250. LI Yifei, CHEN Lidao, LIU Yong. Mathematical analysis model for vibration loads of a coaxial high speed helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2): 244-250.

共轴高速直升机采用了前行桨叶概念(Advancing blade concept, ABC)旋翼,具有两副反向旋转的刚性无铰式旋翼,使得直升机桨盘两侧都存在前行桨叶,依靠前行桨叶产生部分升力从而对后行桨叶有效卸载,解决了后行桨叶失速带来的速度限制;同时结合变转速技术,解决了高速前飞时由前行边气流压缩带来的速度限制^[1]。刚性旋翼的采用可使直升机布置得更紧凑,但同时上下旋翼之间间距变小,使得上下旋翼产生强烈的气动干扰,这使得对共轴高速直升机旋翼的气动分析变得复杂。

近些年,国内外一直致力于 ABC 旋翼的非定常气动力学研究。Kim 等^[2-3]采用了 Brown 涡运输模型研究 ABC 旋翼的上下旋翼之间的干扰及尾迹对旋翼气动性能的影响。Lim 等^[4]还用自由尾迹模型,对 XH-59A 的 ABC 旋翼进行悬停性能分析。Burgess^[5]就 ABC 旋翼在 XH-59A 验证机上的使用做了一个概括性的描述。国内,张银^[6]针对复合式直升机较深入地开展了其干扰流场的 CFD 方法即飞行力学建模方法的研究,其先建立了一种适用于旋翼/推进螺旋桨/机身干扰流场的动量源数值模拟方法,同时结合动量源方法建立了一个针对复合直升机的较高精度的非线性飞行力学模型。李文浩^[7]开展了复合式高速直升机共轴刚性旋翼/机身干扰流场的计算方法和模型研究,分别针对大前进比旋翼模型、共轴刚性旋翼气动特性、旋翼/机身干扰流场、高速状态桨毂阻力特性进行了数值计算。

针对 ABC 旋翼的气动特性计算,目前国内外主要采用的计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法虽然精确度较高,但其模型比较复杂,耗时较长。本文从工程应用出发,使用固定尾迹模型计算旋翼的初始诱导速度分布,将其代入预定尾迹模型中进行迭代计算的方法。对于预定尾迹模型需要提供初始的尾迹几何形状,本文使用自由尾迹模型计算的单旋翼模型结果作为迭代的初始值。在此基础上,结合 Leishman-Beddoes 非定常动态失速模型、Pitt-Peters 动态入流模型、共轴直升机上下旋翼桨叶全本征动力学方程及弹性桨叶与变距轴承边界约束条件等计算模块,建立了一种模型相对简单、实用的共轴高速直升机振动载荷计算模型。通过与实验数据对比,验证了本文所建立模型的计算精度,具有实用性。

1 共轴高速直升机旋翼振动载荷计算模型

1.1 ABC 旋翼动力学边界条件

图 1 为 ABC 旋翼的结构示意图,刚体 R_0K_0

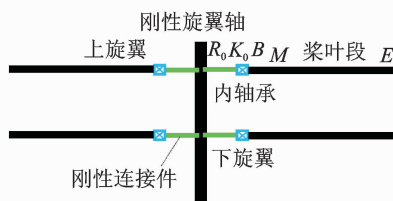


图 1 ABC 旋翼构型

Fig. 1 Configuration of ABC rotor

模拟桨毂刚性偏置量,内轴承 K_0B 模拟无铰式旋翼柔性弹性轴承, ME 段为桨叶翼型段。桨叶段 ME 在 M 点处的边界条件为

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{V}_M - \mathbf{V}^* &= \mathbf{0} \\ \boldsymbol{\Omega}_M - \boldsymbol{\Omega}^* &= \mathbf{0} \end{aligned} \right\} \text{桨叶段 } ME \text{ 根部}$$

$$\mathbf{V}^* = \boldsymbol{\Omega}_{R_0K_0} \times \mathbf{r}_{R_0K_0} \cdot \mathbf{A}_1 + \dot{\mathbf{U}}_{K_0B} + \boldsymbol{\Omega}_{R_0K_0} \times \mathbf{U}_{K_0B}$$

$$\boldsymbol{\Omega}^* = \boldsymbol{\Omega}_{R_0K_0} + \dot{\boldsymbol{\Theta}}_{K_0B} \quad (1)$$

式中: \mathbf{U}_{K_0B} 及 $\boldsymbol{\Theta}_{K_0B}$ 分别为内轴承的位移和转动自由度; \mathbf{A}_1 为桨毂旋转坐标系 \mathbf{A} 单位矢量 $[\mathbf{A}_1, \mathbf{A}_2, \mathbf{A}_3]$ 的分量,沿着桨毂轴偏置指向变距轴承。值得注意的是,由于 ABC 上下旋翼是共轴反转的,因而上下旋翼的坐标转换矩阵有所不同。

1.2 共轴高速直升机旋翼全本征动力学方程

以文献[8,9]所建的无铰式单旋翼全本征动力学方程为基础,假设共轴高速直升机上下旋翼是通过刚性的旋翼轴连接,引入 ABC 旋翼动力学边界条件,将上下旋翼的动力学方程组合起来便得到共轴直升机的全本征动力学方程

$$\begin{cases} \mathbf{A}_{j\pm} \dot{\mathbf{q}}_{i\pm} + \mathbf{B}_{j\pm} \mathbf{q}_{i\pm} + \mathbf{C}_{jik\pm} \mathbf{q}_{i\pm} \mathbf{q}_{k\pm} + \mathbf{D}_{j\pm} = \mathbf{0} \\ \mathbf{A}_{j\mp} \dot{\mathbf{q}}_{i\mp} + \mathbf{B}_{j\mp} \mathbf{q}_{i\mp} + \mathbf{C}_{jik\mp} \mathbf{q}_{i\mp} \mathbf{q}_{k\mp} + \mathbf{D}_{j\mp} = \mathbf{0} \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}$ 分别为系数矩阵; \mathbf{q} 为广义自由度(包含桨叶剖面速度及剖面载荷)。

1.3 共轴高速直升机旋翼气动力学模型

考虑计算的准确性以及耗时的长短,本文使用固定尾迹模型计算旋翼的初始诱导速度分布,将其代入预定尾迹模型中进行迭代计算的方法。但由于预定尾迹模型需要提供初始的尾迹几何形状,然而目前对 ABC 旋翼的尾迹相关研究较少,不能提供尾迹的相关数据。

本文使用自由尾迹模型计算的单旋翼模型结果作为迭代的初始值代入到预定尾迹模型中进行迭代计算。之所以不直接使用自由尾迹模型进行双旋翼迭代计算,主要出于气弹耦合迭代时间和收敛性的考虑。共轴高速直升机旋翼的气动环境较为复杂,分析难度较大,自由尾迹耗时长且难以收敛或耗散太快。

对于单个旋翼,考虑“儒氏旋翼”的情况,由毕奥-萨瓦尔定理可得位于方位角 ψ 的长度为 $Rd\psi$ 的涡线,对待求点 p 点诱导速度为

$$V_{\text{径}} = \frac{-\Gamma}{2\pi Hr} \left[\frac{(R^2 + r^2 + z_1^2)}{\sqrt{(R+r)^2 + z_1^2}} \cdot F\left(\frac{\pi}{2}, k\right) - \sqrt{(R+r)^2 + z_1^2} \cdot E\left(\frac{\pi}{2}, k\right) \right]$$

$$V_{\text{轴}} = \frac{\Gamma R}{4\pi H} \left\{ I + \frac{2 \cdot z_1}{R \sqrt{(R+r)^2 + z_1^2}} \cdot \left[F\left(\frac{\pi}{2}, k\right) - \frac{(r^2 - R^2)}{(R+r)^2} \cdot \Pi\left(\frac{\pi}{2}, n, k\right) \right] \right\} \quad (3)$$

在实际情况下,附着涡环量是沿着桨叶半径变化的,为便于计算,将桨盘上逸出的涡系离散成有限多个涡柱(本文将其离散为5个),根据儒柯夫斯基定理与叶素理论推导并整理表达式

$$\mathbf{A}_{5 \times 5} \mathbf{X}_{5 \times 1} = \mathbf{b}_{5 \times 1}$$

$$\mathbf{X} = (\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4, \Gamma_5)^T \quad (4)$$

式中: Γ_i 为离散的涡柱环量;其余系数矩阵的具体表达式参见文献[10],此处不予赘述。通过迭代求解式(4),可得流场中的任一点诱导速度。

共轴式双旋翼的固定涡系模型,可以简单地看成由两个单旋翼固定涡系构成。这样,整个双旋翼有 2×5 共10个涡柱,流场中任一点的诱导速度,都是上下两个单旋翼固定涡系中所有涡环柱诱导作用的总和。

对于初始尾迹几何形状,本文采用 Johnson 的自由尾迹模型^[11],将尾迹几何表示为

$$\mathbf{r}_w(\psi, \varphi) = \mathbf{r}_b(\psi, \varphi) + \boldsymbol{\mu} + \mathbf{D}(\psi, \varphi) \quad (5)$$

式中: \mathbf{r}_b 为桨叶上径向站点 r 处的位置矢量; $\boldsymbol{\mu}$ 是自由速度的矢量。尾迹几何的迭代过程首先需要计算所有涡元在给定涡龄 φ 和所有方位角 ψ 处的诱导速度 $\hat{q}(\psi)$, 涡龄增加 $\Delta\varphi$, 更新尾迹畸变为

$$\mathbf{D}(\psi, \varphi) = \mathbf{D}(\psi, \varphi - \Delta\varphi) + \Delta\varphi \hat{\mathbf{q}} \quad (6)$$

采用收敛性较好的伪隐式预估修正格式(Pseudo-implicit predictor-corrector, PIPC)算法对其进行迭代求解,从而获得尾迹几何的稳态收敛解。

将共轴固定尾迹计算得出的桨叶各处的诱导速度值($V_{\text{径}}$ 及 $V_{\text{轴}}$)与单旋翼自由尾迹计算的尾迹几何 $\mathbf{r}_w(\psi, \varphi)$ 代入预定尾迹模型中,作为迭代的初始值,来计算共轴双旋翼的诱导速度。

根据动量理论,考虑干扰速度,其等于尾迹诱导速度与初始动量下洗速度之间的差值,旋翼桨叶半径为 r_i 的一个单元产生的拉力可表示为

$$\Delta T_i = \rho(2\pi r_i \Delta r_i) (Y_i + w_i) 2w_i \quad (7)$$

对于叶素理论,式(7)可表示为

$$\Delta T_i = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 r_i^2 + (Y_i + w_i)^2 b c_i \Delta r_i \cdot [C_{L_i} \cos(\beta_i + \varphi_i) - C_{D_i} \sin(\beta_i + \varphi_i)] \quad (8)$$

涡的环量与桨叶段升力的一般关系为

$$\rho \Omega r_i \Gamma_i = \frac{1}{2} \rho (\Omega r_i)^2 C_{L_i} c_i \quad (9)$$

各径向位置的升力系数

$$\Gamma_i - \frac{1}{2} c_i \left(\frac{\partial C_{L_i}}{\partial \alpha} \right)_i v_i = \frac{1}{2} \Omega r_i c_i \{ C_{L_i} + \left(\frac{\partial C_{L_i}}{\partial \alpha} \right)_i [\theta_R + \theta_i - \alpha_i + \tan n_i - \tan \varphi_i] \} \quad (10)$$

尾迹诱导速度为

$$v_i = \sum_{j=1}^n (\sigma_{ij+1} - \sigma_{ij}) \Gamma_j \quad (11)$$

式中 σ_{ij} 为仅与尾迹几何形状有关的影响系数。

联立式(8~11),可得

$$c_i \left(\frac{\partial C_{L_i}}{\partial \alpha} \right)_i \sum_{j=1}^n (\sigma_{ij+1} - \sigma_{ij}) \Gamma_j = \frac{1}{2} \Omega r_i c_i \{ C_{L_i} + \left(\frac{\partial C_{L_i}}{\partial \alpha} \right)_i [\theta_R + \theta_i - \alpha_i + \tan n_i - \tan \varphi_i] \}$$

$$i = 1, \dots, n \quad (12)$$

注意:在计算共轴双旋翼时,某一点的环量是上下旋翼在这一点上的环量相加。处理方式与固定尾迹的处理方式相同。

对于共轴预定尾迹模型计算出的上下旋翼桨叶诱导速度,采用 Leishman-Beddoes 非定常气动力模型来计算桨叶各剖面处的气动升力、阻力以及力矩。同时,本文用 Pitt-Peters 动态入流模型作为旋翼的入流模型。图2给出了本文建立的气动力模型计算流程。

1.4 综合方程

结合1.3节建立的动力学模型与气动力模型,得到共轴高速直升机旋翼气动弹性综合分析模型,其混合状态的空间方程可以写为

$$\begin{bmatrix} -[\mathbf{C}_{K_0 B}] & 0 & 0 \\ 0 & [\mathbf{A}_{ME}] & 0 \\ 0 & 0 & [\mathbf{M}] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}}_{K_0 B} \\ \dot{\mathbf{q}}_{ME} \\ \dot{\boldsymbol{\lambda}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -[\mathbf{K}_{K_0 B}] & 0 & 0 \\ 0 & [\mathbf{B}_{ME}] + [\mathbf{C}(q_{ME})] & 0 \\ 0 & 0 & [\hat{\mathbf{L}}]^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{K_0 B} \\ \mathbf{q}_{ME} \\ \boldsymbol{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mathbf{D}_{K_0 B}(\mathbf{q}_{ME}^{0,1}) \\ -\mathbf{D}_{ME}(\mathbf{f}, \mathbf{m}) \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: $\mathbf{q}_{K_0 B}$ 为上下旋翼的内轴承的转动自由度; \mathbf{q}_{ME} 为上下旋翼所有桨叶段桨叶剖面速度及剖面载荷; $\boldsymbol{\lambda}$ 为上下旋翼诱导入流系数; $\mathbf{D}_{ME}(\mathbf{f}, \mathbf{m})$ 中包含有重力以及气动载荷的贡献。

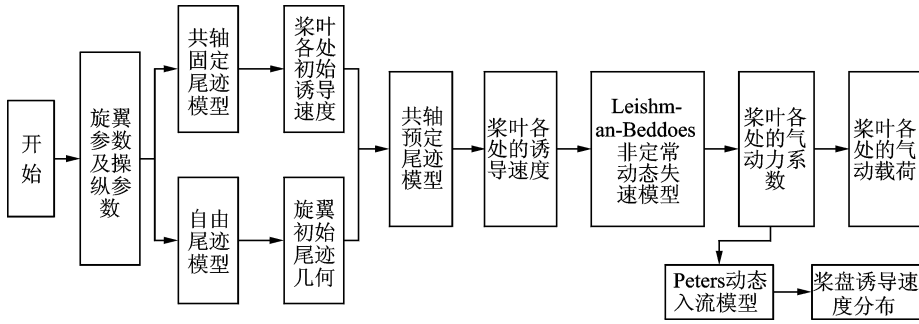


图 2 气动模型计算流程

Fig. 2 Calculation process of aerodynamic model

2 计算结果及分析

2.1 共轴高速直升机气动模型验证

对于本文所建的共轴高速直升机气动模型,使用文献[12]中的旋翼参数进行了计算,并与实验数据进行对比。

图 3,4 所示为上旋翼固定总距 9° 不变,通过改变下旋翼的总距来研究上下旋翼的扭矩、拉力变化规律。从图中可以看出,上旋翼的扭矩、拉力都有较小的减小趋势,而下旋翼则有明显的增加,这是因为下旋翼处于上旋翼的尾流之中,上旋翼对下旋翼有较大的诱导作用。图 5 为不同径向位置的轴向诱导速度及与测量值的对比。结果对比可以验证本文所建气动模型的有效性。

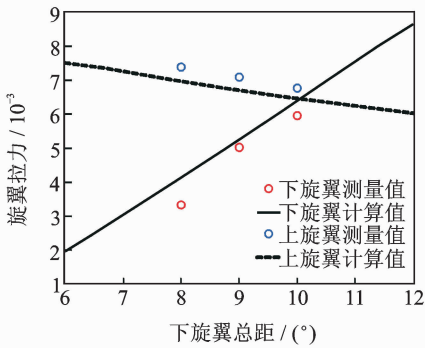


图 3 上、下旋翼拉力变化规律

Fig. 3 Curves of the upper and lower rotor thrusts

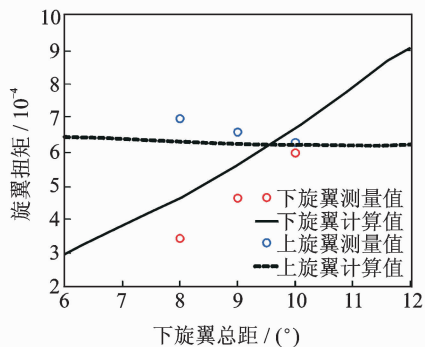
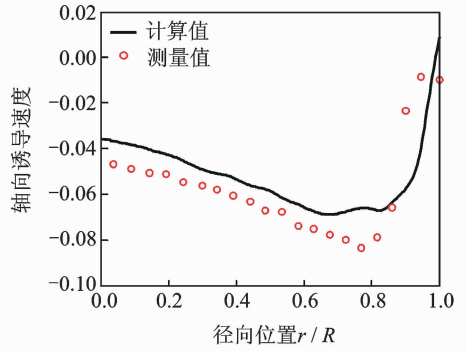
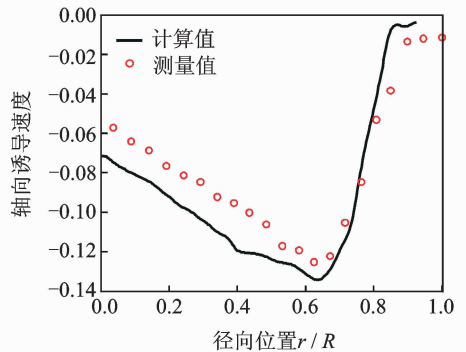


图 4 上、下旋翼扭矩变化规律

Fig. 4 Curves of the upper and lower rotor torques



(a) $z = 0$



(b) $z = -0.4 R$

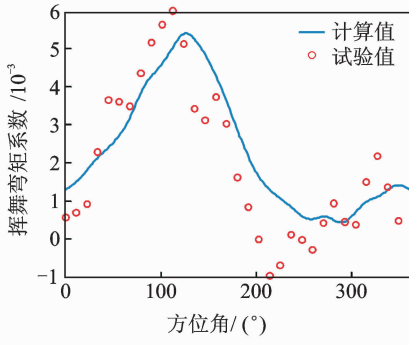
图 5 共轴式旋翼诱导速度

Fig. 5 Induced velocity distribution of coaxial rotors

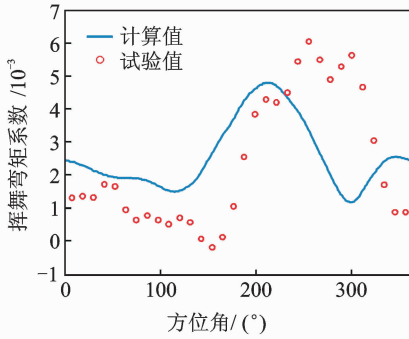
2.2 共轴高速直升机振动载荷计算验证

以西科斯基公司的验证机 XH-59A 为例,对本文所建立的共轴高速直升机旋翼载荷计算模型进行验证。文献[1]中对 XH-59A 上下旋翼进行了多种状态的风洞试验,本文选取中等速度与大速度前飞两个典型状态进行计算,得到了上下旋翼不同径向剖面位置的挥舞弯矩、摆振弯矩及扭矩。由于文献[1]仅测量了上下旋翼 $0.1R, 0.2R, 0.3R$ 和 $0.6R$ 四个剖面处的挥舞弯矩以及下旋翼 $0.1R$ 一个剖面处的摆振弯矩,所以本文在计算中重点对以上剖面的振动载荷进行了对比验证。由于篇幅所限,此处仅给出了中等前飞状态(前进比为 0.3002)的振动载荷对比。

图 6~13 是桨叶 4 个不同部位的剖面载荷计



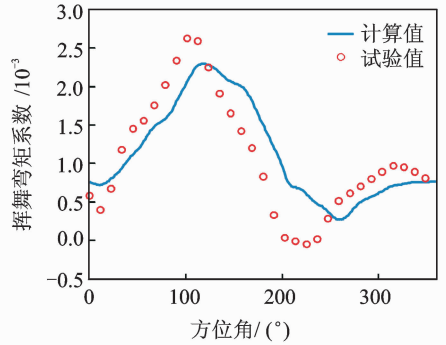
(a) Upper rotor



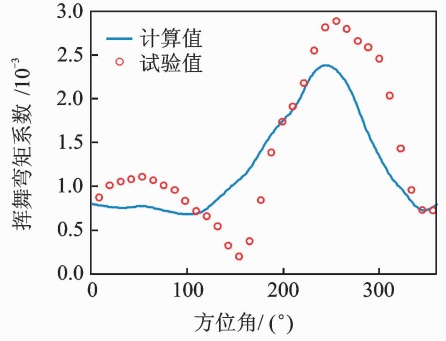
(b) Lower rotor

图6 上、下旋翼 0.1R 剖面处挥舞弯矩系数

Fig. 6 Flapping moment distribution of upper and lower rotors at the 0.1R section



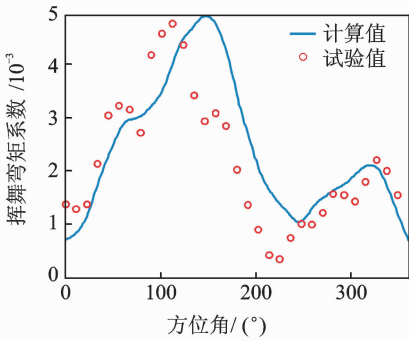
(a) Upper rotor



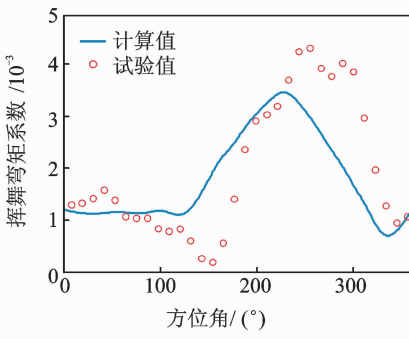
(b) Lower rotor

图8 上、下旋翼 0.3R 剖面处挥舞弯矩系数

Fig. 8 Flapping moment distribution of upper and lower rotors at the 0.3R section



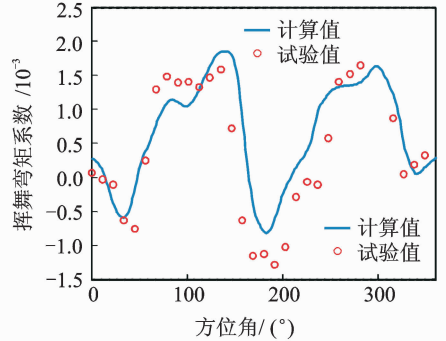
(a) Upper rotor



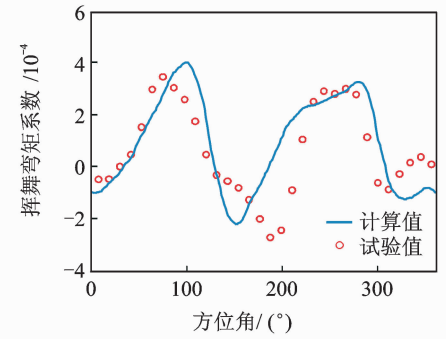
(b) Lower rotor

图7 上、下旋翼 0.2R 剖面处挥舞弯矩系数

Fig. 7 Flapping moment distribution of upper and lower rotors at the 0.2R section



(a) Upper rotor



(b) Lower rotor

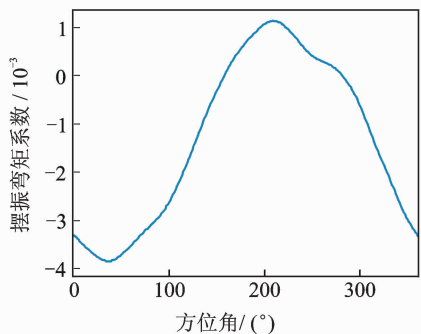
图9 上、下旋翼 0.6R 剖面处挥舞弯矩系数

Fig. 9 Flapping moment distribution of upper and lower rotors at the 0.6R section

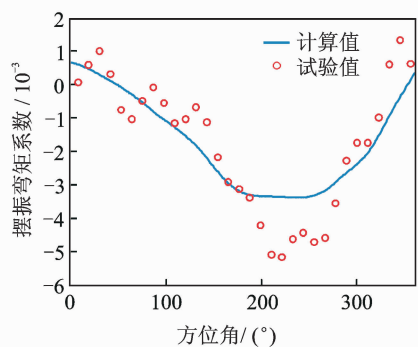
算值,从图中可以看出:

(1)上下旋翼的挥舞/摆振/扭转弯矩在各个测

量剖面处与实验值吻合良好,变化规律基本一致,表明本文建立的模型预测的桨叶结构载荷是有



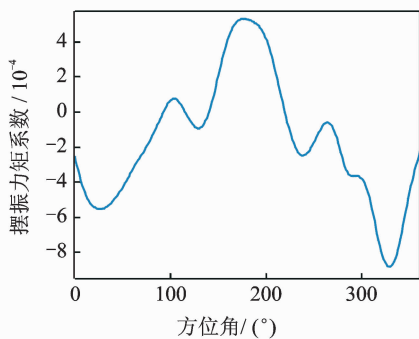
(a) Upper rotor



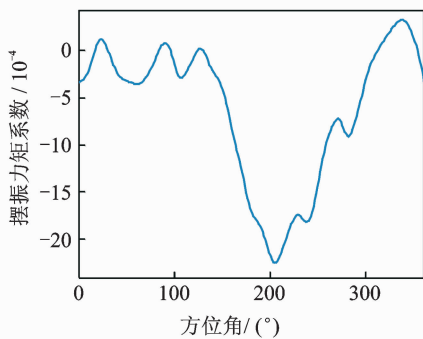
(b) Lower rotor

图 10 上、下旋翼 0.1R 剖面处摆振弯矩系数

Fig. 10 Lagging moment distribution of upper and lower rotors at the 0.1R section



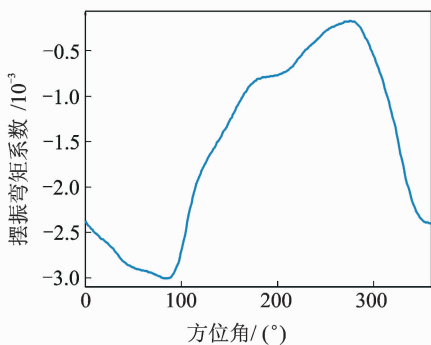
(a) Upper rotor



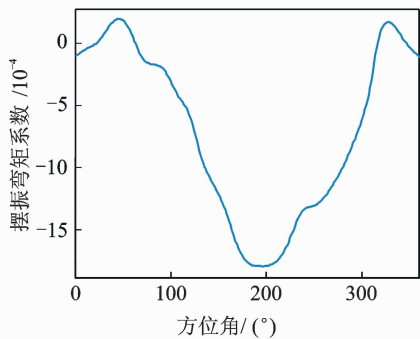
(b) Lower rotor

图 12 上、下旋翼 0.6R 剖面处摆振弯矩系数

Fig. 12 The lagging moment distribution of upper and lower rotors at the 0.6R section



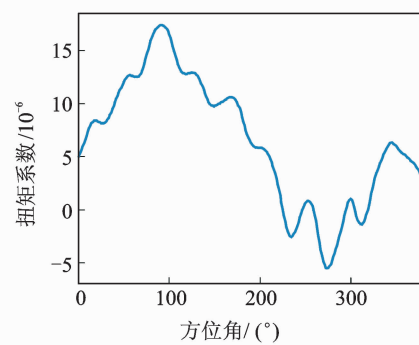
(a) Upper rotor



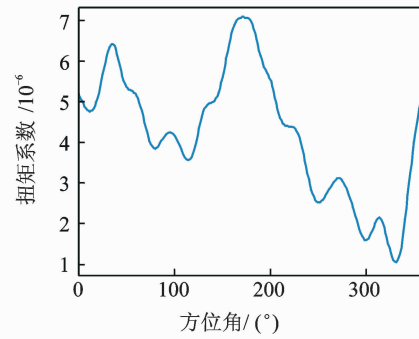
(b) Lower rotor

图 11 上、下旋翼 0.3R 剖面处摆振弯矩系数

Fig. 11 Lagging moment distribution of upper and lower rotors at the 0.3R section



(a) Upper rotor



(b) Lower rotor

图 13 上、下旋翼 0.6R 剖面处扭矩系数

Fig. 13 Pitching moment distribution of upper and lower rotors at the 0.6R section

效的。

(2) 无论上下旋翼,其振动载荷随方位角的变化

趋势表现出很大差异,主要表现为挥舞振动载荷在桨叶根部主要以一阶谐波为主,高频成分并不突

出;在桨叶中部主要体现四阶谐波特征,而 XH-59A 桨叶的挥舞二阶频率为 3.2,接近 4Ω ,所以存在一定的动力放大效应,四阶谐波响应占主要成分。摆振振动载荷总体呈现的是一阶谐波的变化特征,这是因为挥舞运动产生的哥氏力呈现一次谐波的变化,并激励着摆振运动。桨叶的扭矩主要以一阶谐波为主,但存在许多高频成分,这可能是桨叶在旋转过程中产生了动态失速,从而造成了较大的扭转振动载荷。

(3)越靠桨尖,挥舞/摆振振动载荷中的高频成分越大,这主要是因为桨叶外段所受到的桨涡干扰最为明显,其气动载荷随方位角的变化也最明显,同时由于上下旋翼之间存在气动干扰,这使得桨尖处的气动载荷更加复杂,从而使得振动载荷中的高频成分越大。

(4)与上旋翼相比,在同一剖面处,下旋翼桨叶的挥舞/摆振/扭转弯矩明显小于上旋翼。由于下旋翼处于上旋翼的尾流之中,气动环境恶劣,因此产生的气动载荷要小于上旋翼产生的气动载荷,从而使得下旋翼桨叶的挥舞/摆振/扭转弯矩要小于上旋翼。

3 结束语

高速直升机的研究已经成为当今国内外直升机研究的热点,其中对于 ABC 旋翼研究较多。本文从工程实际应用出发,重点考虑 ABC 构型上下旋翼之间的气动干扰,建立了适用于共轴式双旋翼的尾迹气动力模型及振动载荷计算模型。通过结果对比,验证所建计算模型具有一定的精度,为进一步开展共轴高速直升机气动弹性分析奠定了基础。

参考文献:

[1] FELKER III F F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale, coaxial, hingeless rotor helicopter: NASA-TM-81329[R]. Moffett Field, California; National Aeronautics and Space Adminis-

tration Moffett Field Ca Ames Research Center, 1981.

- [2] KIM H W, BROWN R E. Modelling the aerodynamics of coaxial helicopters—from an isolated rotor to a complete aircraft[C]//EKC 2008 Proceedings of the EU-Korea Conference on Science and Technology. [S.l.]:Springer Berlin Heidelberg, 2008: 45-59.
- [3] KIM H W, BROWN R E. A rational approach to comparing the performance of coaxial and conventional rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(1): 12003-12003.
- [4] LIM J W, MCALISTER K W, JOHNSON W. Hover performance correlation for full-scale and model-scale coaxial rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(3): 032005-1-032005-14.
- [5] BURGESS R K. The ABC rotor: A historical perspective[C]//American Helicopter Society 60th Annual Forum. [S.l.]: [s. n.], 2004.
- [6] 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.
- [7] 李文浩. 复合式高速直升机旋翼/机身气动干扰特性的 CFD 分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
- [8] 王博. 基于全本征方程的无铰式旋翼气动弹性分析方法[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [9] 王博, 刘勇. 新型无铰式旋翼气弹综合分析的全本征方程方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 261-267.
- WANG Bo, LIU Yong. Comprehensive aeroelasticity analysis on new hingeless rotor using fully intrinsic equations[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 261-267.
- [10] 王平. 共轴式旋翼悬停状态气动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1997.
- [11] 李沂霏. 共轴高速直升机旋翼气动弹性综合分析方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
- [12] JOHNSON W. Wake model for helicopter rotors in high speed flight; NASA CR 177507 [R]. USA: NASA, 1988.

(编辑:胥橙庭)

