

文章编号: 1000-8055(2003)03-0343-05

共轴式直升机双旋翼载荷计算模型研究

周国仪, 胡继忠, 曹义华, 王晋军

(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系, 北京 100083)

摘要: 理论计算和实验测量表明, 共轴式直升机在悬停、前飞状态下, 上下旋翼桨盘处轴向诱导速度分布与单旋翼直升机的相类似, 本文根据共轴式直升机双旋翼这一特点, 引入气动力相互干扰因子, 将单旋翼直升机一阶谐波形式的 Pitt-Peters 静态非均匀入流模型推广到共轴式直升机, 建立了一种共轴双旋翼载荷计算模型, 为共轴式直升机飞行动力学建模作前期准备。以某共轴双旋翼为研究对象进行载荷计算, 并与国外计算结果进行了对比, 两者吻合较好。

关键词: 航空、航天推进系统; 直升机; 共轴式直升机; 共轴双旋翼; 旋翼空气动力学

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

Mathematical Model for Twin Rotor Loads of a Coaxial Helicopter

ZHOU Guo-yi, HU Ji-zhong, CAO Yi-hua, WANG Jin-jun

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The results of theoretical analysis and experiment have validated that the axially induced velocity distribution at the upper and lower discs of the coaxial twin rotor system is similar to that of the single rotor in hovering and forward flights. In this paper, by introducing an interaction factor and extending the first harmonic nonuniform inflow Pitt-Peters model for the single rotor helicopter to the coaxial helicopter, a simplified and practical mathematical model for coaxial twin rotor loads is formulated. This model avoids the complicated analysis and numerical calculations of the vortex models or CFD methods for obtaining the axially induced velocity at the upper and lower discs. Moreover, it can be employed for coaxial helicopter flight dynamics numerical simulation. The forces and moments on the sample coaxial twin rotor hub are calculated with the help of the math model. The computational results are in good coincidence with those from Russian model.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; coaxial helicopter; coaxial twin rotor; rotor aerodynamics

1 引言

共轴式直升机在飞行过程中, 上旋翼尾迹会对下旋翼产生影响, 而下旋翼尾迹也会对上旋翼

产生影响, 即上下旋翼之间存在着气动力相互干扰现象。由于这种相互干扰, 使共轴双旋翼气动特性分析(包括流场分析和载荷计算)更加复杂和困难。

收稿日期: 2002-06-04; **修订日期:** 2002-07-29

作者简介: 周国仪(1964—), 男, 江西景德镇人, 北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系博士生, 主要从事直升机飞行及控制研究。

俄罗斯一直致力于共轴双旋翼气动特性的研究,主要是应用涡流理论对上下旋翼之间的相互诱导系数进行估算进而计算旋翼载荷,并进行了大量的风洞和试飞实验,给出了旋翼尾迹结构^[1]。欧美等西方国家也开展了一些研究工作,但与单旋翼比较起来不够系统。Andrew 进行了悬停状态的理论和实验研究,用的是叶素理论和预定涡模型^[2]。Azuma 计算分析了悬停和前飞时的旋翼性能,用的是局部动量理论和预定涡模型,并对尾迹结构进行了测量^[3]。Davis 把上下旋翼当成两个单旋翼分别来处理,最后用经验系数对理论计算进行修正^[4]。Leishman 将自由涡模型推广到双旋翼系统,给出了涡系相互作用及尾迹畸变的情况,但计算的尾迹结构与实验结果有一定差异^[5]。文献[6~9]应用涡流理论模型、CFD 方法对共轴双旋翼的气动干扰特性、流场结构、性能等问题进行了研究,并测量了共轴双旋翼流场速度分布。

本文根据共轴双旋翼的流场结构分析结果^[8,9],从工程应用出发,引入气动力相互干扰因子来描述上下旋翼之间的气动干扰,将单旋翼的 Pitt-Peters 静态非均匀入流模型推广到共轴双旋翼,这样可以避免采用涡流理论模型或 CFD 方法获得旋翼桨盘轴向诱导速度可能带来的复杂计算。在此基础上,应用叶素理论,建立了一种简单、实用的共轴双旋翼载荷计算模型,目的是为共轴式直升机飞行动力学建模研究作准备。

2 共轴双旋翼载荷计算模型

2.1 基本假设

对上下旋翼作以下基本假设:(1) 桨叶采用线性扭转,桨叶质量沿展向均匀分布,且运动过程是刚性的;(2) 桨叶挥舞角和入流角均为小量,桨叶翼型气动力采用准定常线性假设;(3) 不考虑桨尖损失和反流区,并忽略压缩性和失速效应;(4) 不计桨叶的摆振运动;(5) 旋翼力和力矩是周期平均值,不考虑其周期效应。

2.2 共轴双旋翼非均匀入流模型

下、上旋翼桨叶挥舞角和变距角的一阶谐波形式为:

$$\beta_1(t) = a_{01}(t) - a_{11}(t) \cos\psi - b_{11}(t) \sin\psi$$

$$\theta_1 = \theta_{012} + \theta_{01} + \frac{r}{R} \theta_t - A_1 \cos\psi - B_1 \sin\psi$$

$$\beta_2(t) = a_{02}(t) - a_{12}(t) \cos\psi - b_{12}(t) \sin\psi$$

$$\theta_2 = \theta_{012} + \frac{r}{R} \theta_t - (-A_1) \cos\psi - B_1 \sin\psi$$

(1)

式中: β_1, θ_1 和 β_2, θ_2 分别是下上旋翼的桨叶挥舞角和变距角; $a_{01}, a_{02}, a_{11}, a_{12}, b_{11}$ 和 b_{12} 分别是上下旋翼桨叶挥舞锥度角、纵向、横向挥舞一阶谐波系数; θ_{012} 是上下旋翼共有的总距; θ_{01} 是下旋翼的差动变距; A_1 和 B_1 分别是横向、纵向周期变距,上下旋翼的横向周期变距相差一个负号,这是由上下旋翼运动特性决定的,上下旋翼桨叶方位角统一用 ψ 表示, θ_t 是桨叶线性扭转率, r/R 是旋翼桨叶的半径站位。

文献[8]应用激光测速仪测量了悬停状态下共轴双旋翼流场及上下旋翼桨盘处三维速度分布、滑流的收缩及桨尖涡结构等,并建立了自由尾迹的涡系模型。文献[9]采用 CFD 方法求解了带动量源项的三维不可压 N-S 方程,对悬停、前飞状态的共轴双旋翼流场结构、上下旋翼桨盘处诱导速度及分布、旋翼性能进行了数值模拟。这些理论计算和实验研究表明,共轴式直升机在悬停、前飞状态下,上下旋翼桨盘处轴向诱导速度分布与单旋翼直升机的相类似,根据这一特性,本文将单旋翼一阶谐波形式的 Pitt-Peters 静态非均匀入流模型推广到共轴双旋翼,建立一种共轴双旋翼静态非均匀入流模型:

$$\begin{aligned} v_{i1} &= (v_1 + \delta_1 v_2) \left(1 + K_1 \frac{r}{R} \cos\psi \right) \\ v_{i2} &= (v_2 + \delta_2 v_1) \left(1 + K_2 \frac{r}{R} \cos\psi \right) \end{aligned} \quad (2)$$

式中: v_{i1} 和 v_{i2} 分别是下、上旋翼桨盘平面任意一点的轴向诱导速度, K_1 和 K_2 是下、上旋翼尾迹倾角的经验函数, v_1 和 v_2 分别是下、上旋翼桨盘处本身固有的平均诱导速度,由动量理论给出, $\delta_1 v_2$ 是上旋翼滑流在下旋翼桨盘处的诱导速度,作为附加的诱导速度迭加到下旋翼桨盘中, $\delta_2 v_1$ 是下旋翼滑流在上旋翼桨盘处的诱导速度,作为附加的诱导速度迭加到上旋翼桨盘中,称 δ_1 和 δ_2 为共轴双旋翼气动力相互干扰因子,它们与上下旋翼间距、直升机飞行状态有关,是一个经验系数。

在悬停状态下,上旋翼下方远处滑流的诱导速度是 $2v_2$,由此可知, δ_1 的一个取值极限是 $\delta_1 \leq 2$ 。由于诱导速度 $\delta_2 v_1$ 所在平面是在下旋翼桨盘的上方,根据滑流理论,有关系式 $\delta_2 v_1 < v_1$,由此得到 δ_2 的一个取值极限 $\delta_2 < 1$ 。在高速飞行状态下,上下旋翼尾迹趋于水平,此时,可以假设上下旋翼之间不存在气动力相互干扰,因此,得到 δ_1 和 δ_2 的另一个取值极限 $\delta_1 = 0, \delta_2 = 0$ 。综合上述

分析, δ_1 和 δ_2 的取值范围可确定为: $0 \leq \delta_1 \leq 2$ 和 $0 \leq \delta_2 < 1$ 。

2.3 下旋翼桨叶挥舞运动方程

根据桨叶上诸力矩代数和应为零的条件, 利

$$\begin{bmatrix} \ddot{a}_{01} \\ \ddot{a}_{11} \\ \ddot{b}_{11} \end{bmatrix} + D_1 \begin{bmatrix} \dot{a}_{01} \\ \dot{a}_{11} \\ \dot{b}_{11} \end{bmatrix} + K_1 \begin{bmatrix} a_{01} \\ a_{11} \\ b_{11} \end{bmatrix} = F_1 \begin{bmatrix} \theta_{012} + \theta_{01} \\ \theta_1 \\ A_1 \\ B_1 \end{bmatrix} + F_2 \begin{bmatrix} p_1 \\ q_1 \\ \dot{p}_1 \end{bmatrix} + F_3 \lambda_1 + F_4 \quad (3)$$

方程中的系数矩阵 D_1, K_1, F_1, F_2, F_3 和 F_4 是下旋翼参数、桨叶 Lock 数、机体运动参数等的解析表达式, F_4 中还含有干扰因子 δ_1, λ_1 是下旋翼的一阶谐波流入流比的常数项, p_1 和 q_1 是桨毂—风轴系中的机体角速度, 各系数矩阵较长, 这里从略。同理, 可得到有类似结构的上旋翼桨叶挥舞运动

用式(1)中的 $\beta_1(t)$ 及其一阶、二阶导数, 并对周期系数的微分方程作常系数近似, 可得到关于 a_{01}, a_{11} 和 b_{11} 二阶常系数的下旋翼桨叶挥舞运动方程:

方程。

2.4 旋翼载荷

在桨毂—风轴坐标系中, 下旋翼的拉力 T_1 、侧力 Y_1 、后向力 H_1 、滚转力矩 L_1 、俯仰力矩 M_1 和扭转力矩 N_1 可表示为:

$$\begin{aligned} T_1 &= \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R-e} (-a_z m dr + dF_{zb}) d\psi \\ Y_1 &= \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R-e} (\cos\psi dF_{yb} - \beta_1 \sin\psi dF_{zb}) d\psi \\ H_1 &= \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R-e} (-\sin\psi dF_{yb} - \beta_1 \cos\psi dF_{zb}) d\psi \\ L_1 &= \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R-e} (dF_{zb} - a_z m dr) e \sin\psi d\psi \\ M_1 &= \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R-e} -(dF_{zb} - a_z m dr) e \cos\psi d\psi \\ N_1 &= \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R-e} dF_{yb} (e + r) d\psi \end{aligned} \quad (4)$$

其中, m 是桨叶单位长度质量, N_b 是下旋翼桨叶数, e 是桨叶挥舞铰外伸量, a_z, dF_{zb} 和 dF_{yb} 分别是在桨叶展向坐标系中叶素的当地加速度和气动力, 表达式分别是:

$$\begin{aligned} a_z &= \Omega^2 (e + r) \beta_1 + r \ddot{\beta}_1 - 2\Omega (e + r) (p_1 \cos\psi + q_1 \sin\psi) - \\ &\quad r (\dot{p}_1 \sin\psi + \dot{q}_1 \cos\psi) - (\dot{w} - uq + pv - g) \\ dF_{zb} &= \frac{1}{2} \rho ac (\Omega R)^2 (\bar{U}_T^2 \theta_1 + \bar{U}_T \bar{U}_P) dr \\ dF_{yb} &= \frac{1}{2} \rho ac (\Omega R)^2 \left(\bar{U}_T \bar{U}_P \theta_1 + \bar{U}_T^2 - \frac{c_d}{a} \bar{U}_T^2 \right) dr \end{aligned} \quad (5)$$

式中, (u, v, w) 和 (p, q) 分别是在机体坐标系中的速度分量、角速度分量, g 是重力加速度, c_d 是翼型阻力系数, a 是翼型升力线斜率, c 是翼型弦长, ρ 是空气密度, $\bar{U}_T$ 和 $\bar{U}_P$ 是叶素的当地气流速度, 其无量纲形式为:

$$\begin{aligned} \bar{U}_T &= \frac{e + r}{R} + \mu_1 \sin\psi \\ \bar{U}_T &= \lambda_1 - K_1 \frac{v_1 + \delta_1 v_2}{\Omega R} \frac{r}{R} \cos\psi - \mu_1 \beta_1 \cos\psi + \frac{e + r}{\Omega R} (p_1 \sin\psi + q_1 \cos\psi) - \\ &\quad \frac{r}{R} (a_{11} \sin\psi - b_{11} \cos\psi) - \frac{r}{\Omega R} (\dot{a}_{01} - \dot{a}_{11} \cos\psi - \dot{b}_{11} \sin\psi) \end{aligned} \quad (6)$$

其中: μ_1 是下旋翼的前进比, ΩR 是桨尖速度。

由于各中间表达式项数较多,手工推导式(3)、式(4)非常困难,本文通过计算机代数语言 Mathematica 软件导出其表达式,上旋翼作用载荷可作类似推导。它们的表达式很长,此处从略。

3 计算结果及分析

以某型共轴双旋翼为研究对象,对其性能进行了计算,旋翼的具体参数从略。

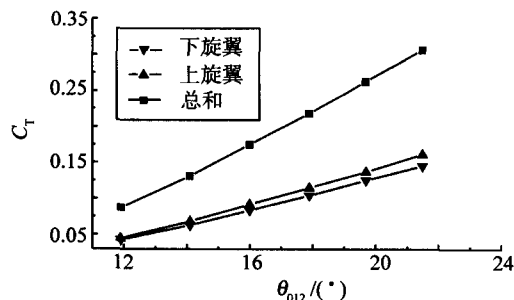


图 1 拉力系数与总距

Fig. 1 Thrust coefficient vs collective

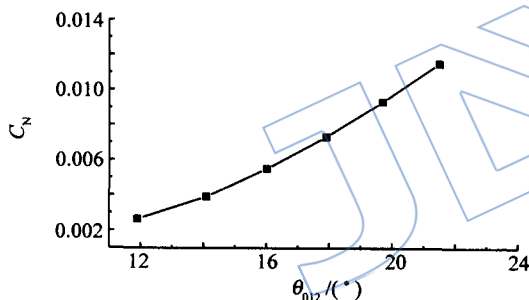


图 2 扭矩系数与总距

Fig. 2 Torque coefficient vs collective

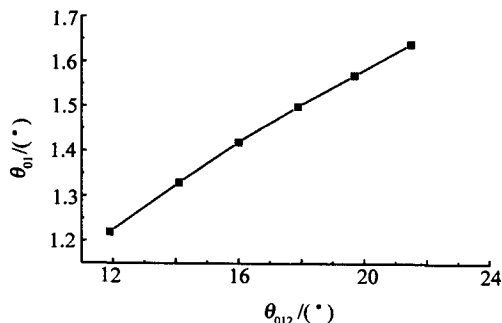


图 3 下旋翼差动变距角与总距

Fig. 3 Differential angle of lower rotor vs collective

图 1 是下、上旋翼拉力系数及旋翼总拉力系数随总距变化情况($C_{T1}, C_{T2}, C_T \sim \theta_{012}$),图 2 和图 3 是单幅旋翼扭矩系数、下旋翼差动变距角与总距的计算结果($C_N, \theta_{01} \sim \theta_{012}$)。

图 4 是拉力系数与扭矩系数关系图($C_T \sim C_N$)。图 1~图 4 与文献[3,4]中的相关曲线的变化趋势是一致的。此时的计算条件是悬停、上下旋翼扭矩平衡。这里的拉力系数和扭矩系数包含有旋翼实度。

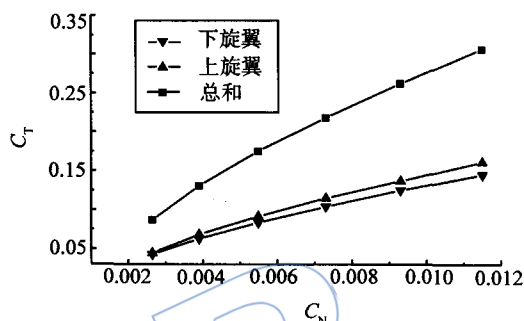


图 4 拉力系数与扭矩系数

Fig. 4 Thrust coefficient vs torque coefficient

图 5 是气动力相互干扰因子随前进比的变化情况($\delta_1, \delta_2 \sim \mu$)。利用本文所建模型,以旋翼性能经验参数、俄罗斯提供的旋翼性能计算结果为参照物(俄方只提供计算结果,而没有提供具体的理论模型),并考虑 δ_1 和 δ_2 的取值范围,通过试凑、计算、判断,可确定对应于某一飞行状态的 δ_1 和 δ_2 值,获得若干个 δ_1 和 δ_2 值后,通过曲线拟合可得到 δ_1 和 δ_2 随前进比的变化规律。

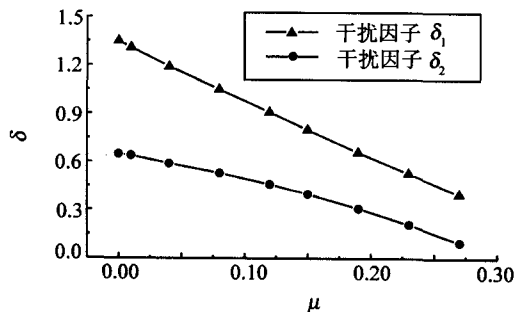


图 5 相互干扰因子与前进比

Fig. 5 Interaction factor vs advance ratio

图 6 是下、上旋翼拉力比随前进比的变化情况($T_1/T_2 \sim \mu$),图中还给出了俄罗斯的计算结

果,图中显示,两者的变化趋势是基本吻合的,且随着前飞速度的增大, δ_1 和 δ_2 逐渐减小,上下旋翼拉力也趋近相等,这说明上下旋翼之间的气动干扰随前飞速度的增大逐渐减弱。

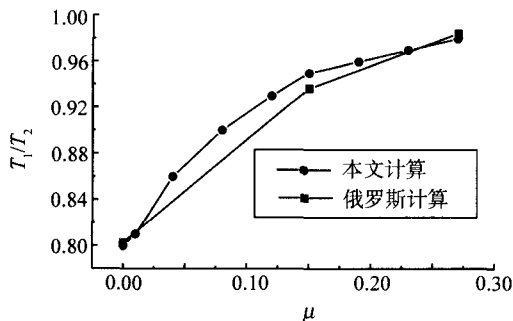


图 6 上下旋翼拉力比与前进比

Fig. 6 Lower and upper rotor thrust ratio vs advance ratio

4 结 论

本文着眼于工程应用,建立了一种简单、实用的共轴式直升机双旋翼载荷计算模型,计算结果说明了气动力相互干扰因子的有效性,所建共轴双旋翼载荷计算模型具有一定精度,为开展共轴式直升机飞行动力学建模等项研究作了理论准备。

参考文献:

- [1] 王适存. 共轴式直升机的双旋翼气动干扰问题[A]. 第十一届全国直升机年会论文集[C]. 山东威海:1995.
- [2] Andrew M J. Co-Axial Rotor Aerodynamics in Hover[J]. Vertica, 1981, 5(2):163-173.
- [3] Soito S, Azuma A. A Numerical Approach to Co-Axial Rotor Aerodynamics[J]. Vertica, 1982, 6(3):253-266.
- [4] Davis R A, Roberts C J. A Practical Co-Axial Twin Rotor Model[J]. Vertica, 1990, 14(1):61-68.
- [5] Bagai A, Leishman J G. Free-Wake Analysis of Tandem Tilt-Rotor and Coaxial Rotor Configurations[J]. Journal of American Helicopter Society, 1996, 41(3):196-207.
- [6] 梁海涛, 郭才根, 王平. 共轴式直升机飞行性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6):638-643.
- [7] 王平, 王适存, 郭才根. 共轴式双旋翼气动特性的固定尾迹分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6):709-711.
- [8] 高正主编. 直升机空气动力学新成果[M]. 北京:航空工业出版社, 1999.
- [9] 童自力. 共轴、纵列及横列式双旋翼流动特性研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 1998.
- [10] Chen R T N. A Survey of Nonuniform Inflow Models for Rotorcraft Flight Dynamics and Control Applications[J]. Vertica, 1990, 14(2):147-184.
- [11] Talbot P D, Tinling B E, Decker W A, et al. A Mathematical Model of a Single Main Rotor Helicopter for Pilot Simulation[R]. NASA TM-84281, Sept, 1982.
- [12] 约翰逊 W 著, 孙如林译. 直升机理论[M]. 北京:航空工业出版社, 1986.