

文章编号: 1000-8055(2006)06-1021-06

电控旋翼气弹动力学建模研究

陆 洋, 王浩文, 高 正

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要: 研究了电控旋翼的气弹动力学建模方法。以有限元旋翼气弹分析程序 LORA01 为基础, 首先给出了一种能计及襟翼移轴补偿影响的时域综合非定常气动力模型, 并将伺服襟翼作为额外引入的质量体计入结构动力学模型; 之后结合有限元法, 根据 Hamilton 原理导出由广义力表示的带襟翼桨叶非线性运动方程, 采用基于 Newmark 方法的隐式数值积分法对桨叶运动方程进行求解。最后, 利用主动控制襟翼旋翼的试验数据对模型进行了比较验证, 证明了所建模型的正确性。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 电控旋翼; 襟翼; 气弹动力学; 建模; 空气动力学; 结构动力学
中图分类号: V215.3 **文献标识码:** A

Aeroelastic dynamic modeling of the Electrically Controlled Rotor

LU Yang, WANG Hao wen, GAO Zheng

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For the purpose of aeroelastic analysis of the Electrically Controlled Rotor (ECR), an aeroelastic dynamic model is built in this paper. Firstly, a synthetic unsteady aerodynamic model in time domain is presented, which can take account of the unsteady effect of the flap nose overhang. The inertia effect of the flap is introduced into the structural dynamic model as an independent mass. According to the Hamilton principle, the nonlinear motion equation of the blade with flap is deduced with the form of generalized forces. Then, based on the finite element aeroelastic analysis code LORA01, the implicit equation of ECR blade motion is solved by an improved Newmark numerical integration method. At last, the ECR aeroelastic dynamic model is validated through comparison with the test results of the Active Control Flap (ACF) rotor.

Key words: aerospace propulsion system; electrically controlled rotor; flap; aeroelastic dynamics; modeling; aerodynamics; structural dynamics

电控旋翼是美国 NASA 于 2000 年提出的 9 项航空“革命性概念(REVCON)”项目之一^[1]。其基本原理是: 驾驶杆产生的操纵电信号经集流环、旋翼轴、桨毂、直至嵌入桨叶的电作动器, 驱动

各片桨叶上的襟翼做 1Ω 的周期运动; 襟翼产生偏角通过气弹作用改变桨叶桨距, 产生相应的总距和周期变距变化, 从而实现对旋翼的操纵。与

收稿日期: 2006-02-09; 修订日期: 2006-09-26

基金项目: 国防重点实验室基金资助(51463020101ZS52)

作者简介: 陆洋(1977), 男, 江苏大丰人, 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室讲师, 博士, 主要从事旋翼/直升机动力学的研究。

常规旋翼相比,电控旋翼具有很多优点,如:不使用自动倾斜器及相应的机载液压设备,可大幅提高直升机重量效率;桨毂结构形式简化可改善气动效率;机械操纵线系的取消可提高可靠性和维护性等^[2]。

为分析电控旋翼的操纵规律及特点,指导电控旋翼系统的设计,需建立电控旋翼的气弹动力学分析模型。对于气弹建模而言,襟翼的引入需要考虑两方面影响,即襟翼对桨叶气动力的影响和襟翼对桨叶结构动力学的影响。

由于电控旋翼的概念被提出时间不长,到目前为止,仅美国 Maryland 大学的 Shen 和 Chopra 对电控旋翼进行了较为深入的理论研究^[3-5]。从结构形式而言,电控旋翼与应用于减振降噪的主动控制襟翼旋翼(ACF 旋翼)^[6,7]是类似的,在襟翼建模方面有某些相通之处。对于 ACF 旋翼, Milgram 和 Chopra 将 Hariharan 非定常襟翼气动力模型集成入有限元旋翼分析程序 UMARC 中,考虑了襟翼的惯性影响,采用时间有限元法求解 ACF 桨叶运动方程^[6,7]。Straub 利用吹风数据表或由数据表拟合的近似公式计算襟翼气动力,忽略襟翼的惯性影响,将襟翼气动力模型集成入 CAMRAD/JA 软件中进行 ACF 旋翼气弹分析,桨叶运动方程采用模态叠加法求解^[8]。Shen 和 Chopra 在 UMARC 基础上进行电控旋翼气弹建模时,利用了 Milgram 的研究成果,但为计算带移轴补偿的襟翼气动力,采用了基于 Theodorsen 理论的准定常气动力模型或利用吹风数据表计算,结构模型考虑了襟翼带来的惯性影响,采用时间有限元法求解桨叶运动方程^[3-5]。需要指出的是,前述研究者建模时即使考虑了襟翼的惯性影响,也仅认为襟翼的结构特性已包含在桨叶的结构特性中,襟翼的惯性贡献只表示为在桨叶运动方程中加入的与襟翼偏角有关的相应惯性载荷矢量。

然而作者认为:电控旋翼为满足主操纵需要,通常襟翼尺寸比 ACF 所采用的襟翼更大,甚至可能采用多片襟翼,故将襟翼作为额外引入的质量体来处理更为合理。这样在建模时襟翼的结构特性就要单独考虑,在桨叶运动方程中不仅要加入

襟翼引起的额外惯性载荷矢量,还要加入襟翼引起的相应质量、阻尼、刚度矩阵中的增量项。

对于气动力建模而言,为考虑襟翼非定常气动载荷对于旋翼气弹计算的影响,同时能够计入电控旋翼为减小铰链力矩而采用的移轴补偿对气动力的影响,简单的利用吹风数据表或准定常模型是不够的,应建立一种时域综合非定常气动力模型用于电控旋翼带襟翼翼型的气动力计算。

故此,本文以有限元旋翼气弹分析程序 LORA01^[9]为基础,首先给出了一种能计及襟翼移轴补偿影响的时域综合非定常气动力模型^[10],并将伺服襟翼作为额外的质量体引入结构动力学模型;之后结合有限元法,根据 Hamilton 原理导出由广义力表示的带襟翼桨叶非线性运动方程,采用基于 Newmark 方法的隐式数值积分法对带襟翼桨叶运动方程进行求解。

1 空气动力学模型

带襟翼翼型由基本翼型和襟翼 2 部分组成。基本翼型的气动力模型采用基于指数方法的 Leishmar Beddoes 亚音速可压缩非定常气动力模型^[11]。襟翼运动引起的增量气动力模型采用 Hariharan 亚音速可压缩非定常襟翼气动力模型^[12]。为考虑襟翼移轴补偿的影响,本文基于文献[13]给出的带移轴补偿襟翼翼型的频域非定常气动力模型,先从原模型中抽取出由移轴补偿引起的气动力增量,再利用 Wagner 指数响应函数的 Duhamel 积分将其转化至时域,从而得到移轴补偿引起的增量气动力模型。在亚音速范围翼型尚未出现失速的情况下,将上述三者进行简单叠加,即可获得最终所需的气动力系数。该时域综合非定常气动力模型经静态、动态试验数据对比验模,证明在翼型失速前具有良好的气动力预测能力^[10]。

旋翼诱导速度场分布由 Drees 线性入流模型确定。

2 结构动力学模型

根据 Hamilton 原理导出由广义力表示的隐式电控旋翼桨叶动力学方程可表示如下:

$$\left. \begin{aligned} Q_i^T(\ddot{\mathbf{q}}, \dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) + Q_i^E(\mathbf{q}) + Q_i^I(\dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) + Q_i^A(\dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) &= 0 \\ Q_i^T &= Q_{bi}^T + Q_{fi}^T, \quad Q_i^E = Q_{bi}^E + Q_{fi}^E, \quad Q_i^I = Q_{bi}^I + Q_{fi}^I, \\ Q_i^A &= Q_{bi}^A + Q_{fi}^A \quad (i = 1, \dots, n_b) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{q}$, $\dot{\mathbf{q}}$ 和 $\ddot{\mathbf{q}}$ 为组集后的广义位移、速度、加速度向量, n_b 为单片桨叶自由度总数。上标 T, E, I 和 A 分别表示来自动能、弹性势能、非惯性力和空气动力的贡献项。下标 b, f 分别表示由桨叶、襟翼引起的广义力贡献项。此处仅推导襟翼引起的广义力贡献项。其中, 襟翼气动广义力 Q_{fi}^A 可由上节襟翼气动力计算获得, 通常认为 $Q_{fi}^E = 0$, 故本文仅推导 Q_{fi}^T 和 Q_{fi}^I 。

2 1 坐标系定义

为描述电控旋翼带襟翼桨叶的结构形式和运动特点, 引入如下坐标系:

- (1) 不旋转坐标系 R_{h0} : $o_{h0}x_{h0}y_{h0}z_{h0}$
- (2) 旋转坐标系 R_h : $o_hx_hy_hz_h$
- (3) 挥舞坐标系 R_f : $o_fx_fy_fz_f$
- (4) 摆振坐标系 R_l : $o_lx_ly_lz_l$
- (5) 变距坐标系 R_p : $o_px_py_pz_p$
- (6) 未变形坐标系 R : $o_0x_0y_0z_0$
- (7) 变形后坐标系 R' : $o_0x'_0y'_0z'_0$

前述 7 个坐标系的坐标原点及基矢量定义与程序 LORO A01 中定义完全相同, 详见文献[9]。此外, 进一步引入 2 个与襟翼相关的坐标系:

- (8) 襟翼铰链坐标系 R_H : $o_Hx_Hy_Hz_H$, 与 R' 系平行, 坐标原点在襟翼铰链轴线处, 与桨叶弹性轴相距 d_l 。基矢量为 $[i_H \ j_H \ k_H]^T$ 。
- (9) 襟翼坐标系 R_F : $o_Fx_Fy_Fz_F$, 坐标原点在襟翼铰链轴线处, 相对于 R_H 系统 x_H 轴转动 δ 。基矢量为 $[i_F \ j_F \ k_F]^T$ 。图 1 示出了 R' 系, R_H 系与 R_F 系之间的关系。

2 2 襟翼质点运动描述

将襟翼质点 p 的矢径在挥舞铰处表示为如

下 2 部分:

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_f + \mathbf{r}_p \tag{2}$$

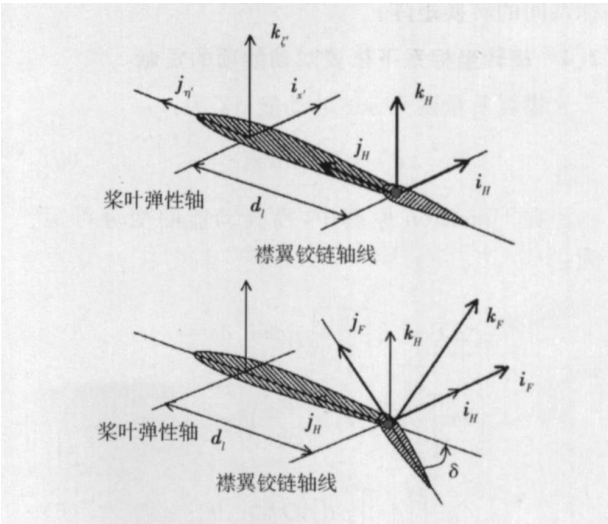


图 1 襟翼铰链坐标系 R_H 与襟翼坐标系 R_F 定义
Fig. 1 Definition of the flap hinge coordinate system R_H and flap coordinate system R_F

其中, $\mathbf{r}_f$ 为桨毂中心至挥舞铰的位置矢量, $\mathbf{r}_p$ 为挥舞铰至 p 点的位置矢量。则 p 点的绝对加速度为:

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_f + 2\omega_h \times \dot{\mathbf{r}}_p + \omega_h \times (\omega_h \times \dot{\mathbf{r}}_p) + \omega_{\dot{h}} \times \mathbf{r}_p + \ddot{\mathbf{r}}_p \tag{3}$$

式中: $\mathbf{a}_f$ 为挥舞铰的绝对加速度, ω_h 为 R_h 系的角速度矢量, $\dot{\mathbf{r}}_p$ 是 p 点对 R_h 系的相对速度, $\omega_{\dot{h}}$ 为 R_h 系的角加速度矢量, $\ddot{\mathbf{r}}_p$ 为 p 点对 R_h 系的相对加速度。

2 3 旋转坐标系下襟翼质点的位置矢量

设襟翼质点 p 在襟翼坐标系 R_F 中的坐标为 (x, y, z) , 则 p 点在旋转坐标系 R_h 中的矢径可表示为:

$$\mathbf{r}_p = e_l \mathbf{i}_f + e_p \mathbf{i}_l + x \mathbf{i}_p + (u \ v \ w) \begin{pmatrix} \mathbf{i}_p \\ \mathbf{j}_p \\ \mathbf{k}_p \end{pmatrix} + (0 \ \eta \ \varsigma) \begin{pmatrix} \mathbf{i}_F \\ \mathbf{j}_F \\ \mathbf{k}_F \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{p0} - d_l x_{pl} + \eta x_{p\eta} + \varsigma x_{p\varsigma} \\ y_{p0} - d_l y_{pl} + \eta y_{p\eta} + \varsigma y_{p\varsigma} \\ z_{p0} - d_l z_{pl} + \eta z_{p\eta} + \varsigma z_{p\varsigma} \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} \mathbf{i}_h \\ \mathbf{j}_h \\ \mathbf{k}_h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} \mathbf{i}_h \\ \mathbf{j}_h \\ \mathbf{k}_h \end{pmatrix} \tag{4}$$

式中:

$$\begin{aligned} (x_{p0} \ y_{p0} \ z_{p0}) &= (e_l \ 0 \ 0)[T_3] + (e_p \ 0 \ 0)[T_2][T_3] + (x + u \ v \ w)[T_1][T_2][T_3] \\ (x_{pl} \ y_{pl} \ z_{pl}) &= (0 \ 1 \ 0)[T][T_1][T_2][T_3] \\ (x_{p\eta} \ y_{p\eta} \ z_{p\eta}) &= (0 \ 1 \ 0)[T_{FH}][T][T_1][T_2][T_3] \\ (x_{p\varsigma} \ y_{p\varsigma} \ z_{p\varsigma}) &= (0 \ 0 \ 1)[T_{FH}][T][T_1][T_2][T_3] \end{aligned}$$

其中: e^l, e^p 分别为挥舞铰到摆振铰、摆振铰到变距铰的距离, $[T], [T_1], [T_2], [T_3], [T_{FH}]$ 为各坐标系间的转换矩阵。

2 4 旋转坐标系下襟翼对动能项的贡献

襟翼质量微元 ρdv 的动能 dT 为:

$$dT = \frac{1}{2} \rho dv \dot{\mathbf{r}}_p^2 \tag{5}$$

在 Hamilton 原理中, 襟翼动能的变分可写为:

$$\delta T = \delta \int_{t_1}^{t_2} \int_V \rho dv \dot{\mathbf{r}}_p^2 dt = \int_V dx \int_S \rho dA \left(\dot{\mathbf{r}}_p \cdot \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_p}{\partial \dot{q}_i} \right) \delta q_i \Big|_{t_1}^{t_2} - \int_{t_1}^{t_2} \int_V dx \int_S \rho dA Q_{fi}^T \delta q_i dt \tag{6}$$

其中, 襟翼动能引起的广义力为:

$$Q_{fi}^T = \frac{d}{dt} \left(\dot{\mathbf{r}}_p \cdot \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_p}{\partial \dot{q}_i} \right) - \dot{\mathbf{r}}_p \cdot \frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}_p}{\partial \dot{q}_i} = \ddot{\mathbf{r}}_p \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_p}{\partial q_i} \tag{7}$$

将 Q_{fi}^T 在广义坐标 $q_i, \dot{q}_i, \ddot{q}_i$ 附近 $(q_i + \Delta q_i), (\dot{q}_i + \Delta \dot{q}_i)$ 及 $(\ddot{q}_i + \Delta \ddot{q}_i)$ 作 Taylor 展开, 保留至一阶项, 有:

$$Q_{fi}^T(q_i + \Delta q_i, \dot{q}_i + \Delta \dot{q}_i, \ddot{q}_i + \Delta \ddot{q}_i) = \left(\ddot{\mathbf{r}}_p \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_p}{\partial q_i} \right) + \left(\frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}_p}{\partial \dot{q}_i} \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_p}{\partial q_i} \right) \Delta \dot{q}_i + 2 \left(\frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}_p}{\partial \dot{q}_i} \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_p}{\partial q_i} \right) \Delta \dot{q}_i + \left(\frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}_p}{\partial \dot{q}_i} \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_p}{\partial q_i} + \ddot{\mathbf{r}}_p \cdot \frac{\partial^2 \mathbf{r}_p}{\partial q_i \partial q_j} \right) \Delta q_j \tag{8}$$

2 5 旋转坐标系下襟翼对非惯性力项的贡献

设襟翼质点 p 处的牵连惯性力为 $\mathbf{F}_I$, 则其在虚位移 $\delta \mathbf{r}_p$ 上的虚功为:

$$\delta W_I = \iiint_V \mathbf{F}_I \cdot \delta \mathbf{r}_p \rho dV \tag{9}$$

由公式(3) $\mathbf{a}$ 的表达式, $\mathbf{F}_I$ 可表示为:

$$\mathbf{F}_I = - [\mathbf{a}_f + 2 \boldsymbol{\omega}_h \times \dot{\mathbf{r}}_p + \boldsymbol{\omega}_h \times (\boldsymbol{\omega}_h \times \mathbf{r}_p) + \boldsymbol{\omega}_{dh} \times \mathbf{r}_p] = - \{ (a_{f1} \ a_{f2} \ a_{f3}) + 2(\dot{x}_p \ \dot{y}_p \ \dot{z}_p) [\boldsymbol{\omega}_h] + (x_p \ y_p \ z_p) [\boldsymbol{\omega}_s] \} \begin{bmatrix} i_h \\ j_h \\ k_h \end{bmatrix} \tag{10}$$

其中:

$$[\boldsymbol{\omega}_s] = [\boldsymbol{\omega}_h] [\boldsymbol{\omega}_h] + [\boldsymbol{\omega}_{dh}]$$

式中: $[\boldsymbol{\omega}_h], [\boldsymbol{\omega}_{dh}]$ 分别表示 R_h 系角速度矢量 $\boldsymbol{\omega}_h$ 和角加速度矢量 $\boldsymbol{\omega}_{dh}$ 所对应的反对称旋转速度矩阵和反对称旋转加速度矩阵。

由公式(4)可得 R_h 系下襟翼质点 p 位置矢量的变分表达式:

$$\delta \mathbf{r}_p = \begin{bmatrix} \frac{\partial x_p}{\partial q_i} & \frac{\partial y_p}{\partial q_i} & \frac{\partial z_p}{\partial q_i} \end{bmatrix} \delta q_i \begin{bmatrix} i_h \\ j_h \\ k_h \end{bmatrix} \tag{11}$$

将公式(10)和(11)式代入公式(9), 有:

$$\delta W_I = - \{ (a_{f1} \ a_{f2} \ a_{f3}) + 2(\dot{x}_p \ \dot{y}_p \ \dot{z}_p) [\boldsymbol{\omega}_h] + (x_p \ y_p \ z_p) [\boldsymbol{\omega}_s] \} \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial x_p}{\partial q_i} & \frac{\partial y_p}{\partial q_i} & \frac{\partial z_p}{\partial q_i} \end{bmatrix}^T \delta q_i = Q_{fi}^I \delta q_i \tag{12}$$

式中, Q_{fi}^I 为襟翼牵连惯性力引起的广义力。对 Q_{fi}^I 在广义坐标 $q_i, \dot{q}_i$ 附近 $(q_i + \Delta q_i), (\dot{q}_i + \Delta \dot{q}_i)$ 作 Taylor 展开, 保留至一阶项, 有:

$$Q_{fi}^I(q_i + \Delta q_i, \dot{q}_i + \Delta \dot{q}_i) = Q_{fi}^I(q_i, \dot{q}_i) + \frac{\partial Q_{fi}^I}{\partial q_k} \Delta q_k + \frac{\partial Q_{fi}^I}{\partial \dot{q}_k} \Delta \dot{q}_k \tag{13}$$

其中:

$$\frac{\partial Q_{fi}^I}{\partial \dot{q}_k} = 2 \left\{ \begin{bmatrix} \frac{\partial x_p}{\partial q_k} & \frac{\partial y_p}{\partial q_k} & \frac{\partial z_p}{\partial q_k} \end{bmatrix} [\boldsymbol{\omega}_h] \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial x_p}{\partial q_i} & \frac{\partial y_p}{\partial q_i} & \frac{\partial z_p}{\partial q_i} \end{bmatrix}^T \right\} \tag{14}$$

$$\frac{\partial Q_{fi}^I}{\partial q_k} = \left\{ 2 \left[\begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{x}_p}{\partial q_k} & \frac{\partial \dot{y}_p}{\partial q_k} & \frac{\partial \dot{z}_p}{\partial q_k} \end{bmatrix} [\boldsymbol{\omega}_h] + \begin{bmatrix} \frac{\partial x_p}{\partial q_k} & \frac{\partial y_p}{\partial q_k} & \frac{\partial z_p}{\partial q_k} \end{bmatrix} [\boldsymbol{\omega}_s] \right] \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial x_p}{\partial q_i} & \frac{\partial y_p}{\partial q_i} & \frac{\partial z_p}{\partial q_i} \end{bmatrix}^T + \{ (a_{f1} \ a_{f2} \ a_{f3}) + 2(\dot{x}_p \ \dot{y}_p \ \dot{z}_p) [\boldsymbol{\omega}_h] + (x_p \ y_p \ z_p) [\boldsymbol{\omega}_s] \} \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 x_p}{\partial q_i \partial q_k} & \frac{\partial^2 y_p}{\partial q_i \partial q_k} & \frac{\partial^2 z_p}{\partial q_i \partial q_k} \end{bmatrix}^T \right\} \tag{15}$$

2 6 相关项计算

为获得广义力 Q_{fi}^T 和 Q_{fi}^I 的 Taylor 展开式, 需确定以下各量: $\dot{\mathbf{r}}_p, \ddot{\mathbf{r}}_p, \frac{\partial \mathbf{r}_p}{\partial q_i}, \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_p}{\partial q_i}, \frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}_p}{\partial q_i}, \frac{\partial^2 \mathbf{r}_p}{\partial q_i \partial q_k}$ 。结合公式(4)襟翼位置矢量 $\mathbf{r}_p$ 的具体表达式, 可以确定上述基本量。

3 电控旋翼运动方程求解

前述公式(1)为电控旋翼桨叶运动方程。旋翼气弹响应计算的实质是周期时变系统的稳态周

期解的求解问题, 常用的求解方法有时间有限元法和直接数值积分法, 包括拟线性化方法和 Newmark 数值积分方法。

对于采用准定常气动理论的运动方程而言, 由广义气动力引起的质量阵、阻尼阵和刚度阵可以逐级推导出来, 最终可以保证非线性迭代过程中的收敛方向, 拟线性化方法是一种高效的计算方法。但对于含有多个 Duhamel 积分运算的非定常气动力模型而言, 拟线性化方法往往很难把握迭代过程中的收敛方向, 因此本文采用基于 Newmark 方法的隐式数值积分法求解桨叶运动方程。

首先, 将公式 (1) 分为非气动广义力和气动广义力 2 部分:

$$Q(\ddot{\mathbf{q}}, \dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) = -Q^A(\dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) \tag{16}$$

在 t 时刻, 对方程左边的非气动广义力进行 Taylor 展开, 保留至一阶, 有:

$$\begin{aligned} &\frac{\partial Q}{\partial \ddot{\mathbf{q}}}(\ddot{\mathbf{q}}_n, \dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n) \Delta \ddot{\mathbf{q}}_n + \frac{\partial Q}{\partial \dot{\mathbf{q}}}(\ddot{\mathbf{q}}_n, \dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n) \Delta \dot{\mathbf{q}}_n + \\ &\frac{\partial Q}{\partial \mathbf{q}}(\ddot{\mathbf{q}}_n, \dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n) \Delta \mathbf{q}_n = \\ &-Q(\ddot{\mathbf{q}}_n, \dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n, t) - Q^A(\dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n, t) \end{aligned} \tag{17}$$

第 $n+1$ 次迭代的位移、速度和加速度为:

$$\mathbf{q}_{n+1}(t) = \mathbf{q}_n(t) + \Delta \mathbf{q}_n(t) \tag{18}$$

$$\dot{\mathbf{q}}_{n+1}(t) = \dot{\mathbf{q}}_n(t) + \Delta \dot{\mathbf{q}}_n(t) \tag{19}$$

$$\ddot{\mathbf{q}}_{n+1}(t) = \ddot{\mathbf{q}}_n(t) + \Delta \ddot{\mathbf{q}}_n(t) \tag{20}$$

结合 Newmark 数值积分方法:

$$\Delta \mathbf{q}_n(t) = \Delta t^2 \times \Delta \ddot{\mathbf{q}}_n(t) \tag{21}$$

$$\Delta \dot{\mathbf{q}}_n(t) = \Delta t \xi \Delta \ddot{\mathbf{q}}_n(t) \tag{22}$$

式中, $\times, \xi$ 为 Newmark 积分常数。把公式 (21) 和 (22) 式代入公式 (17), 可以得到:

$$\begin{aligned} &\left[\frac{\partial Q}{\partial \ddot{\mathbf{q}}}(\ddot{\mathbf{q}}_n, \dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n) + \Delta t \times \frac{\partial Q}{\partial \dot{\mathbf{q}}}(\ddot{\mathbf{q}}_n, \dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n) + \right. \\ &\quad \left. \Delta t^2 \xi \frac{\partial Q}{\partial \mathbf{q}}(\ddot{\mathbf{q}}_n, \dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n) \right] \Delta \ddot{\mathbf{q}}_n = \\ &-Q(\ddot{\mathbf{q}}_n, \dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n, t) - Q^A(\dot{\mathbf{q}}_n, \mathbf{q}_n, t) \end{aligned} \tag{23}$$

这样, 将求解非线性常微分方程公式 (1) 的过程转化为在离散时间步上求解非线性代数方程组。

4 模型验证

由于目前仅 Shen 和 Chopra 对电控旋翼进行过较深入的理论研究, 还没有进行相应的试验研究, 而其计算所选用的 MD900 旋翼数据由波音 Mesa 直升机公司提供, 在公开文献中无法获

得。因此本文最终选用了 Milgram 针对 ACF 模型旋翼的计算与试验数据^[7]以验证本模型。

表 1 给出了 ACF 桨叶无量纲固有频率的计算比较结果, 可以看出, 本文计算结果与 Milgram 采用 UMACR 得出的计算结果接近, 本文挥舞固有频率略大, 摆振与扭转固有频率则稍小, 这是由于本文将襟翼作为单独的质量体考虑其结构特性所致, 此计算结果应更加符合实际情况。

表 1 ACF 桨叶无量纲固有频率计算比较

Table 1 Comparison of ACF blade nondimensionalized nature frequencies

	挥舞 一阶	挥舞 二阶	挥舞 三阶	摆振 一阶	摆振 二阶	扭转 一阶
UMARC	1.22	4.00	6.92	1.20	7.27	7.74
本文	1.26	4.05	6.97	1.17	7.19	7.71

图 2 则给出了在给定前飞状态, 襟翼操纵输入为 $\delta = -4 \cos 5\omega t$ 状态下, ACF 桨叶 Q 33R 剖面位置处的挥舞弯矩、摆振弯矩和扭转力矩载荷的计算结果与试验结果的对比情况。从图中可以看出, 本文计算值与 UMACR, CAMRAD/JA 计算值和试验值随方位角的变化规律基本一致。在剖面载荷幅值方面, 本文计算结果比另两种计算结果更加接近试验值, 其中 CAMRAD/JA 的预估准确度较低, 说明本文所采用的综合非定常气动力模型具有一定优势, 但本文结果未能反映出载荷的高频特性, 而 CAMRAD/JA 的计算结果则较好的反映了这一特点, 图 2(b) 的对比尤为明显, 这是由于其采用了 Johnson 自由尾迹模型计算旋翼入流, 能够反映出入流对旋翼高频载荷的影响。在相位方面, 本文和 UMACR 与试验结果的误差均比较大, CAMRAD/JA 与试验值误差最小, 这主要也是因为其采用了自由尾迹模型缘故, 可见较为简单的线性入流模型会对载荷相位产生较大影响。

总体而言, 本文计算结果与 UMACR, CAMRAD/JA 计算值及试验结果符合较好, 初步验证了本文所建立的电控旋翼气弹分析模型的正确性。由于缺乏电控旋翼的实测试验数据, 为使本文模型可靠的应用于电控旋翼的设计分析, 还需进行大量的试验, 以实测数据进行充分的验模工作。

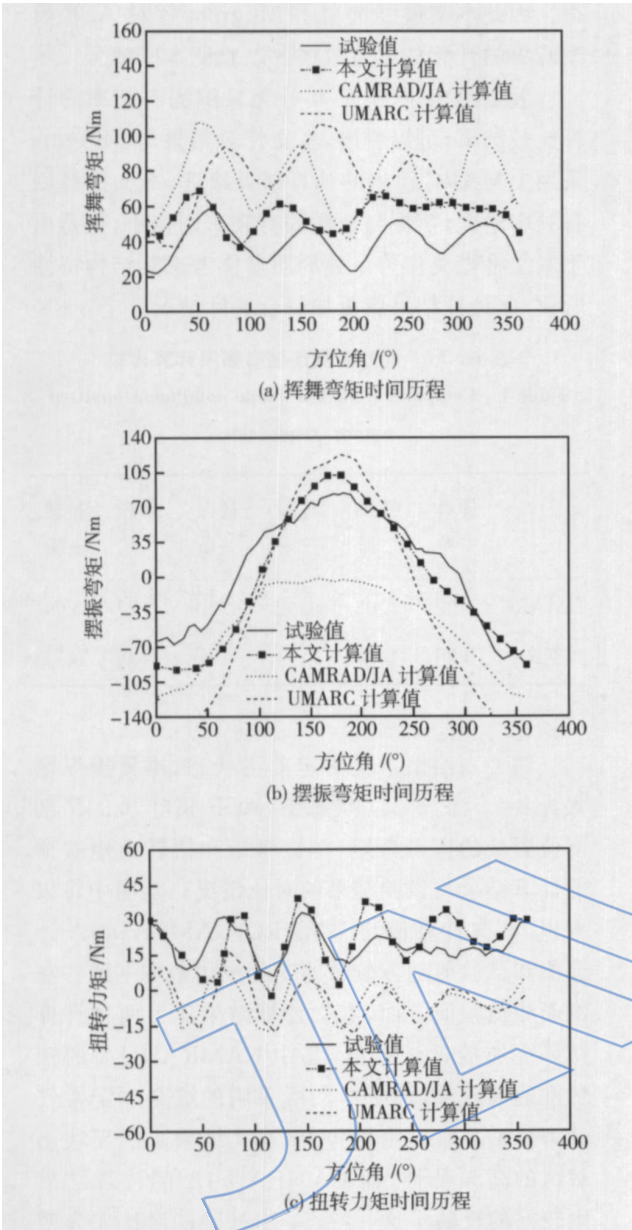


图 2 ACF 桨叶 0 33R 位置处挥舞、摆振、扭转力矩时间历程比较

Fig. 2 Measured and predicted time histories of flap, lead lag, torsional moment of ACF blade at 0 33R ($\mu=0.1, \alpha_s=0.9^\circ, C_T/\sigma=0.0658, \delta=-4^\circ \cos 5\omega t$)

参考文献:

[1] Aiken E, Ormiston R, Young L A. Future directions in rotorcraft technology at ames research center[A]. American Helicopter Society 56th Annual Forum[C]. 2000: 10-30

[2] 陆洋, 王浩文. 电控伺服襟翼旋翼-一种新概念旋翼系统[A]. 第十八届全国直升机年会论文集[C]. 昆明: 2002: 7-12
Lu Yang, Wang Haowen. Electrically controlled rotor a new concept rotor system[A]. 18th China Helicopter Forum[C]. Kunmin: 2002: 7-12

[3] Shen J W, Chopra I. Actuation requirements for a swashplateless helicopter control system with trailing-edge flaps[R]. AIAA-2002-1444

[4] Shen J W, Chopra I, Johnson W. Performance of swashplateless ultralight helicopter rotor with trailing-edge for primary flight control[A]. American Helicopter Society 59th Annual Forum[C]. 2003: 256-266

[5] Shen J W, Chopra I. A parametric design study for a swashplateless helicopter rotor with trailing edge flaps[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(1): 43-53

[6] Milgram J, Chopra I, Straub F A. Comprehensive rotorcraft aeroelastic analysis with trailing edge model: validation with experimental data[A]. American Helicopter Society 52nd Annual Forum[C]. 1996: 715-735

[7] Milgram J. A comprehensive aeroelastic analysis of helicopter main rotors with trailing edge flaps for vibration reduction[D]. University of Maryland, 1997

[8] Straub F K, Charles B D. Aeroelastic analysis of rotors with trailing edge flaps using comprehensive codes[J]. Journal of the American Helicopter Society, July, 2001: 192-199

[9] Wang H W, Gao Z. Rotor vibratory loads prediction based on generalized forces[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(1): 17-21

[10] 陆洋, 王浩文, 高正. 用于电控旋翼气弹分析的带襟翼翼型气动模型[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(2): 243-247
Lu Yang, Wang Haowen, Gao Zheng. Aerodynamic model of airfoil with flap used for electrically controlled rotor aeroelastic analysis[J]. Journal of Aerodynamics, 2005, 23(2): 243-247

[11] Leishman J G, Beddoes T S. A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method[A]. American Helicopter Society 42nd Annual Forum[C]. June, 1986: 243-265

[12] Hariharan N, Leishman J G. Unsteady aerodynamics of a flapped airfoil in subsonic flow by indicial concepts[A]. 36th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference[C]. April, 1995: 613-634

[13] Theodorsen T, Garrick I E. Nonstationary flow about a wing-aileron tab combination including aerodynamic balance[R]. NACA-736, 1942.