

旋翼飞行器飞行动力学系统辨识建模算法

宋彦国 孙涛

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:描述了旋翼飞行器飞行动力学模型的系统辨识建模算法,从旋翼飞行器飞行动力学建模的共性问题入手,首先采用机理建模的方法分析了旋翼飞行器主要气动部件所受气动力。考虑旋翼挥舞运动对旋翼飞行器飞行动力学特性的影响,建立了旋翼飞行器的飞行动力学系统辨识参数化模型集。其次以子空间方法辨识初始飞行动力学模型,采用加权频域预报误差法获得最优模型的两步辨识方法解决旋翼飞行器这一非线性不稳定,多输入-多输出系统辨识问题,且所辨识模型与机理模型具有相同的结构。最后对样例直升机的悬停飞行状态模型辨识进行了数值与试飞试验验证,表明了方法的有效性。

关键词:飞行动力学;系统辨识;旋翼飞行器;子空间法;预报误差法

中图分类号:V212.4 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)03-0387-06

System Identification Modeling of Rotorcraft Flight Mechanics

Song Yanguo, Sun Tao

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

Abstract: Based on common characteristics of rotorcraft flight mechanics modeling, theories and algorithm of model identification are studied. Firstly, by using mechanism modeling method and considering blades flapping, the parameter identification model group is established. Secondly, in order to solve multi input and output system identification problems, a two step identification method is proposed. It identifies the initial model by subspace identification method and then the optimized model by frequency prediction error method. Finally, with this two-step identification method, the simulation and flight tests are conducted to identify the example helicopter flight mechanics model in the hover state. The result shows that the method is effective and accurate.

Key words: flight dynamics; system identification; rotorcraft; subspace method; prediction error method

20世纪80年代,欧洲的航天研究和发展咨询委员会成立了研究机构,为高带宽飞控系统、飞行品质评估、现有旋翼飞行器的升级/改进、降低试验测试费用等目的提供高精度的模型,开展旋翼飞行器系统辨识方法和应用研究^[1]。美国也对直升机飞行动力学模型辨识开展了研究,并在研究中引入旋翼桨叶的挥舞、摆振、扭转以及发动机动特性等影响直升机飞行动力学特性的因素。他们采用基于频

响辨识的频域方法,开发了一套旋翼飞行器系统辨识软件CIFER,并成功地辨识了包括UH-60,CH-47,BO-105,AH-64D直升机以及VX-15倾转旋翼机的飞行动力学模型^[2-5]。目前,他们已经将这些辨识结果用于飞行控制律综合设计与优化软件CONDUIT当中^[6]。我国开展相关研究较晚,但借鉴国外先进技术也有相关文献发表^[7-9]。

本文从旋翼飞行器的飞行动力学建模的共性

基金项目:国家自然科学基金(60705034)资助项目。

收稿日期:2010-11-16;**修订日期:**2011-02-21

通讯作者:宋彦国,男,副教授,1973年生,E-mail:songyg@nuaa.edu.cn。

问题出发,首先由旋翼飞行器所包含的旋翼、机身、平尾、垂尾、尾桨的气动力讨论入手,建立旋翼飞行器的系统辨识参数化模型集,然后根据参数化模型集的特点采用多输入-多输出系统辨识方法,辨识未知参数,最后的辨识结果表明了本文方法的有效性和可行性。

1 旋翼飞行器飞行动力学系统辨识参数化模型集

目前广泛应用的旋翼飞行器构型主要包括:单旋翼尾桨式、共轴双旋翼式、纵列式、横列式、交叉双旋翼式、倾转旋翼飞行器等。不同构型的旋翼飞行器所包含的气动部件和操纵输入虽不尽相同,但在飞行动力学建模中却存在共性问题,其气动部件主要包括:旋翼、机身、尾桨、平尾(机翼、短翼)、垂尾;操纵输入主要包括:垂向操纵、纵向操纵、横向操纵以及航向操纵。旋翼飞行器飞行力学模型阶次高,这意味着需要通过辨识确定大量的未知参数,也意味着参数自由度和辨识结果不确定性也较高,最直接的后果就是会导致辨识中很难求得一组最优参数,往往会因出现局部极小等现象而导致辨识失败。这给直升机飞行力学模型的辨识带来了很大的不利影响。如果利用机理建模和工程经验来确定模型的阶次、结构、参数分布、变化规律以及一切能够有助于确定辨识模型的已知条件,然后,利用这些先验知识指导辨识建模,一方面可以弥补机理建模中难以对旋翼及机体气动力给出准确描述的不足,另一方面又可以充分利用已知系统内部机理。采用这种方法辨识得到的模型更接近真实物理系统,所以一般具有更好的精度和更大的适用范围,并在工程上更有实用价值。一旦确定了模型结构并降低了未知参数自由度,辨识难度将会降低,辨识结果的可靠性也将提高。

为了准确地建立旋翼飞行器的参数化辨识模型集,采用传统的机体6自由度模型不能充分表现旋翼飞行器的飞行动力学特性。研究表明,旋翼挥舞运动、摆振运动、旋翼转速变化、诱导速度变化以及发动机和转速控制器特性都对旋翼飞行器飞行动力学特性有一定的影响^[10],但是旋翼的挥舞运动对飞行力学特性影响最为显著。为尽可能降低辨识模型复杂程度,本文仅在参数化辨识模型集中考虑最具有代表意义并对飞行力学产生最重要影响的运动:挥舞运动。旋翼的挥舞运动直接决定了旋翼气动力及力矩的大小,如果忽略掉这种运动,将导致所建立数学模型在高频段出现失真^[11-12]。

桨叶的挥舞动力学方程可以表示为

$$\ddot{\underline{a}} + \overline{\underline{D}}\dot{\underline{a}} + \overline{\underline{K}}\underline{a} = \overline{\underline{f}} \quad (1)$$

其中 $\underline{a} = [a_0 \ a_1 \ b_1]^T$, $\overline{\underline{f}} = [\tilde{f}_1 \ \tilde{f}_2 \ \tilde{f}_3]^T$, a_0, a_1, b_1 分别为旋翼锥度角,侧倒角和后倒角, $\overline{\underline{D}}, \overline{\underline{K}}$ 的具体表达形式可以参考文献[13]。

根据动量定理和动量矩定理考虑直升机所受的气动力与外力以及旋翼的挥舞,旋翼飞行器在某一配平状态下的小扰动线性化模型可以表示为

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{\psi} \\ \Delta \dot{a}_0 \\ \Delta \dot{a}_1 \\ \Delta \dot{b}_1 \\ \Delta \dot{a}_0 \\ \Delta \dot{a}_1 \\ \Delta \dot{b}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -w_0 \Delta q + v_0 \Delta r - g \cos \theta_0 \Delta \theta + \overline{F}_x / m \\ -u_0 \Delta r + w_0 \Delta p + g \cos \phi_0 \cos \theta_0 \Delta \phi - g \sin \phi_0 \sin \theta_0 \Delta \theta + \overline{F}_y / m \\ -v_0 \Delta p + u_0 \Delta q - g \sin \phi_0 \cos \theta_0 \Delta \phi - g \cos \phi_0 \sin \theta_0 \Delta \theta + \overline{F}_z / m \\ I_{xx} / I_{xx} \dot{r} + \overline{M}_x / I_{xx} \\ \overline{M}_y / I_{yy} \\ I_{xz} / I_{zz} \dot{p} + \overline{M}_z / I_{zz} \\ \Delta p + (\Delta q \sin \phi_0 + \Delta r \cos \phi_0) \tan \theta_0 \\ \Delta q \cos \phi_0 - \Delta r \sin \phi_0 \\ (\Delta q \sin \phi_0 + \Delta r \cos \phi_0) \sec \theta_0 \\ \Delta \dot{a}_0 \\ \Delta \dot{a}_1 \\ \Delta \dot{b}_1 \\ -(K_{11} a_0 + K_{12} a_1 + K_{13} b_1 + D_{11} \dot{a}_0 + D_{12} \dot{a}_1 + D_{13} \dot{b}_1) + \tilde{f}_1 \\ -(K_{21} a_0 + K_{22} a_1 + K_{23} b_1 + D_{21} \dot{a}_0 + D_{22} \dot{a}_1 + D_{23} \dot{b}_1) + \tilde{f}_2 \\ -(K_{31} a_0 + K_{32} a_1 + K_{33} b_1 + D_{31} \dot{a}_0 + D_{32} \dot{a}_1 + D_{33} \dot{b}_1) + \tilde{f}_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中 $[\overline{F}_x \ \overline{F}_y \ \overline{F}_z \ \overline{M}_x \ \overline{M}_y \ \overline{M}_z]$ 为各个气动部件的空气动力合力和合力矩,以 \overline{F}_x 为例,它总是可以直接写为

$$\begin{aligned} \overline{F}_x &= \frac{\partial F_x}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial F_x}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial F_x}{\partial w} \Delta w + \\ &\frac{\partial F_x}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial F_x}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial F_x}{\partial r} \Delta r + \\ &\frac{\partial F_x}{\partial a_0} \Delta a_0 + \frac{\partial F_x}{\partial a_1} \Delta a_1 + \frac{\partial F_x}{\partial b_1} \Delta b_1 + \\ &\frac{\partial F_x}{\partial \dot{a}_0} \Delta \dot{a}_0 + \frac{\partial F_x}{\partial \dot{a}_1} \Delta \dot{a}_1 + \frac{\partial F_x}{\partial \dot{b}_1} \Delta \dot{b}_1 + \\ &\left(\frac{\partial F_x}{\partial \delta_{\text{lat}}} \right) \Delta \delta_{\text{lat}} + \left(\frac{\partial F_x}{\partial \delta_{\text{lon}}} \right) \Delta \delta_{\text{lon}} + \\ &\left(\frac{\partial F_x}{\partial \delta_{\text{ver}}} \right) \Delta \delta_{\text{ver}} + \left(\frac{\partial F_x}{\partial \delta_{\text{yaw}}} \right) \Delta \delta_{\text{yaw}} \end{aligned} \quad (3)$$

其中: $\frac{\partial F_x}{\partial \delta}$ 为气动合力对状态以及操纵输入的偏导数, $\Delta \delta_{\text{lat}}$ 为横向操纵输入, $\Delta \delta_{\text{lon}}$ 为纵向操纵输入, $\Delta \delta_{\text{ver}}$ 为垂向操纵, $\Delta \delta_{\text{yaw}}$ 为航向操纵。省略符号 Δ ,式(2)可以表达为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{M}^{-1}\mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{M}^{-1}\mathbf{B}\mathbf{U} \quad (4)$$

其中状态量 \mathbf{X} 可以表示为

$$\mathbf{X} = [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta \\ a_0 \quad a_1 \quad b_1 \quad a_0 \quad \dot{a}_1 \quad b_1]^T$$

输入量 \mathbf{U} 可以表示为

$$\mathbf{U} = [\delta_{\text{lat}} \quad \delta_{\text{lon}} \quad \delta_{\text{ver}} \quad \delta_{\text{yaw}}]$$

系数矩阵 $\mathbf{M}, \mathbf{A}, \mathbf{B}$ 可以由式(2)推导得到。

通过机理建模分析并确定了旋翼飞行器的参数化辨识模型集如式(4),它是旋翼飞行器围绕基准状态附近的小扰动线性化飞行动力学方程,同时也表达了待辨识飞行动力学模型的阶次、结构以及参数分布,因此其系数矩阵 $\mathbf{M}, \mathbf{A}, \mathbf{B}$ 中的未知参数就可以通过地面试验、试飞试验数据以及相应的辨识算法来确定。如果所辨识得到的模型与机理模型具有一致的结构、相同的参数分布,则所辨识模型将与机理模型是等价的,且辨识模型所得参数具有明确的物理意义,便于辨识模型的分析与验证。本文就是从这一角度出发,希望所辨识模型能与机理模型具有可比性,便于机理建模与系统辨识建模互补。因此旋翼飞行力学模型辨识,辨识模型集合辨识算法是密切相关的。

2 系统辨识算法研究

根据方程(4),旋翼飞行器的参数化辨识模型集是一个多输入-多输出系统,模型阶次高、未知参数多,采用子空间辨识方法是解决多输入-多输出高阶飞行力学模型辨识问题的途径之一。研究结果表明,基于子空间辨识方法可以可靠地获得模型的阶次和结构,并能够精确地预测直升机的状态,由于这种辨识方法采用的是数值上稳定的计算方法,因此这种方法在直升机飞行力学辨识中有很好的应用前景。子空间模型辨识方法是一种针对线性时不变多输入-多输出系统的有效辨识方法,它综合了系统理论、线性代数和统计学三方面的思想,可以直接由输入-输出数据估计多变量系统状态空间模型。

将待辨识系统的状态方程表示为离散形式如下

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(t+1) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t) + \mathbf{v}(t) \end{aligned} \quad (5)$$

$\mathbf{v}(t)$ 为噪声向量。假设 $\mathbf{v}(t)$ 与输入 $\mathbf{u}(t)$ 不相关。并假设上述系统可控、可观。

$$\text{令 } \mathbf{Y}_r(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{y}(t) \\ \mathbf{y}(t+1) \\ \vdots \\ \mathbf{y}(t+r-1) \end{bmatrix} \quad (6)$$

采用相同方法定义 $\mathbf{U}_r(t), \mathbf{V}_r(t)$ 。

系统的扩展可观性矩阵为

$$\mathbf{O}_r = [\mathbf{C} \quad \mathbf{C}\mathbf{A} \quad \cdots \quad \mathbf{C}\mathbf{A}^{r-1}]^T \quad (7)$$

定义下三角 Toeplitz 矩阵为

$$\mathbf{S}_r = \begin{bmatrix} \mathbf{D} & 0 & \cdots & 0 \\ \mathbf{C}\mathbf{B} & \mathbf{D} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{C}\mathbf{A}^{r-2}\mathbf{B} & \mathbf{C}\mathbf{A}^{r-3}\mathbf{B} & \cdots & \mathbf{D} \end{bmatrix} \quad (8)$$

由式(5~8),得

$$\mathbf{Y}_r(t) = \mathbf{O}_r \mathbf{x}(k) + \mathbf{S}_r \mathbf{U}_r(t) + \mathbf{V}_r(t) \quad (9)$$

确定 \mathbf{A}, \mathbf{C} 的估计 $\hat{\mathbf{A}}, \hat{\mathbf{C}}$ 。

定义

$$\mathbf{Y} = [\mathbf{Y}_r(1) \quad \mathbf{Y}_r(2) \quad \cdots \quad \mathbf{Y}_r(N)] \quad (10)$$

同理定义 $\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{V}$, 可将式(9)利用式(10)扩展为

$$\mathbf{Y} = \mathbf{O}_r \mathbf{X} + \mathbf{S}_r \mathbf{U} + \mathbf{V} \quad (11)$$

取 \mathbf{U} 的正交投影为

$$\Pi_{\mathbf{U}^\perp} = \mathbf{I} - \mathbf{U}(\mathbf{U}^\perp)^{-1}\mathbf{U} \quad (12)$$

式(11)变为

$$\mathbf{Y} \Pi_{\mathbf{U}^\perp} = \mathbf{O}_r \mathbf{X} \Pi_{\mathbf{U}^\perp} + \mathbf{V} \Pi_{\mathbf{U}^\perp} \quad (13)$$

取 $\phi_s(t) = [y(t-1), \dots, y(t-s_1), u(t-1), \dots, u(t-s_2)]^T$ 。

令

$$\Phi = [\phi_s(1) \quad \phi_s(2) \quad \cdots \quad \phi_s(N)]$$

取 Φ 的转置,右乘式(13)得到

$$\frac{1}{N} \mathbf{Y} \Pi_{\mathbf{U}^\perp} \Phi^H = \mathbf{O}_r \frac{1}{N} \mathbf{X} \Pi_{\mathbf{U}^\perp} \Phi^H \quad (14)$$

且 $\frac{1}{N} \mathbf{X} \Pi_{\mathbf{U}^\perp} \Phi^H$ 满秩,详细证明参见文献[14]。由式(14)即可以很容易地确定 \mathbf{A}, \mathbf{C} 的估计 $\hat{\mathbf{A}}, \hat{\mathbf{C}}$ 。得到了 $\hat{\mathbf{A}}, \hat{\mathbf{C}}$ 之后,求解下式的线性回归问题即可求出 \mathbf{B}, \mathbf{D} 阵的估计 $\hat{\mathbf{B}}, \hat{\mathbf{D}}$

$$\arg \min_{\substack{\mathbf{B} \in \mathbf{R}^{n \times m} \\ \mathbf{D} \in \mathbf{R}^{l \times m}}} \sum_{k=1}^N \left\| \begin{bmatrix} \mathbf{y}(t) - \hat{\mathbf{C}}(q\mathbf{I} - \hat{\mathbf{A}})^{-1}\mathbf{B}\mathbf{u}(t) - \\ \mathbf{D}\mathbf{u}(t) - \hat{\mathbf{C}}(q\mathbf{I} - \hat{\mathbf{A}})^{-1}\mathbf{x}_0\delta(t) \end{bmatrix} \right\|^2 \quad (15)$$

式中: $\delta(t)$ 为 0 时刻单位冲激函数; q 为差分方程的前移算子。

尽管子空间辨识算法在给定辨识模型的阶次后,可以很容易地确定参数化模型集中的参数,但是所辨识得到的模型与待辨识模型集中的参数分布规律不一致,即方程(4)中的已知参数以及参数分布规律无法在子空间辨识结果中体现。为了解决这一问题,本文在通过子空间辨识算法获得初始模型后,利用加权频域预报误差法,将待辨识模型的参数分布规律与子空间辨识模型初始参数相结合,以确定预报误差法的初始模型,利用预报误差法的

寻优能力获得旋翼飞行器飞行动力学的最优辨识模型。

将式(5)状态空间方程表示的多输入-多输出线性定常系统方程转换为频域中表示

$$Y(\omega) = G_0(e^{j\omega})U(\omega) + H(e^{j\omega})E_0(\omega) \quad (16)$$

其中 $G_0(e^{j\omega})$, $H(e^{j\omega})$ 分别为相应的频响函数阵, $E_0(\omega)$ 为噪声向量。频域加权预报误差法的准则函数表示为

$$V_N^{FD}(\theta, \lambda) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N H(\omega_k) \left[\log(|H_{\theta, \omega_k}|^2 \lambda) + \frac{|Y_k - G_{\theta, \omega_k} U_k|}{|H_{\theta, \omega_k}|^2 \lambda} \right] \quad (17)$$

其中: ω_k 表示第 k 个用于辨识的频点; θ 和 λ 分别为待辨识参数集以及噪声协方差; $H(\omega_k)$ 为偏相干函数。上式可以采用牛顿-拉普森算法进行寻优。

用两步辨识算法, 将初始辨识结果与参数化模型集的参数与参数分布规律相结合, 所获得的最终结果与机理模型具有相同的结构, 为模型的分析与验证和飞行动力学的综合建模提供良好的技术基础。

3 辨识算法数值与试飞试验验证

样例直升机采用某单旋翼带尾桨直升机。首先利用 Matlab/Simulink 建立直升机的非线性飞行动力学模型, 选择相同的状态量和观测量 $Y=X$ 以及操纵向量 U , 提取悬停状态配平及线性化模型。辨识中, 对上述模型施加输入激励并记录模型的输入-输出数据作为辨识数据。考虑到直升机所具有的高振动特点, 仿真过程中在数据的输入和输出端都加入了幅值为10%的随机扰动信号。扰动信号以直升机飞行数据中常见的低频干扰为主, 输入激励采用了扫频输入, 频率变化范围为0.05~8 Hz。为了更进一步说明本文中提出的辨识算法并验证本文中所提出辨识方法的可靠性, 首先仅采用子空间方法对该直升机悬停飞行状态进行辨识。为了说明辨识所得模型与原模型的相近程度, 可以对两个模型在任意输入激励下的响应进行对比。图1~3给出在随机输入下采用子空间法辨识所得模型输出与原算例模型输出的对比。

从仿真结果可以看出, 辨识中没有用到参数化辨识模型集参数分布规律, 并且缺乏寻优的过程, 虽然子空间辨识所得的模型无论从导数的数值上还是模型的输出响应上都与原算例模型有一定的接近程度, 但是仍然存在明显的误差。

为了验证本文所提出两步辨识方法的有效性

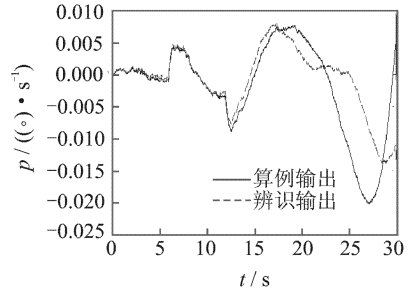


图1 子空间辨识所得模型与原模型滚转角速率响应对比图

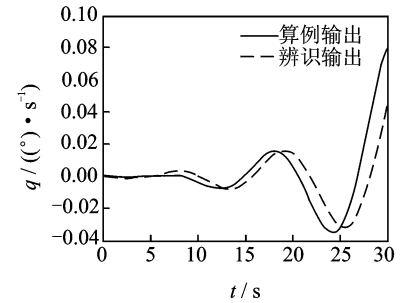


图2 子空间辨识所得模型与原模型俯仰角速率响应对比图

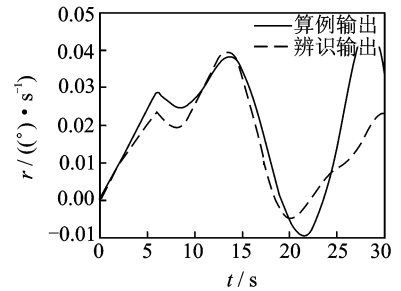


图3 子空间辨识所得模型与原模型偏航角速率响应对比图

并与单纯采用子空间法进行比较, 继续利用相同的仿真数据, 采用子空间法与频域加权预报误差法相结合算法的两步辨识法对算例直升机再次进行辨识。辨识结果如图4~6。

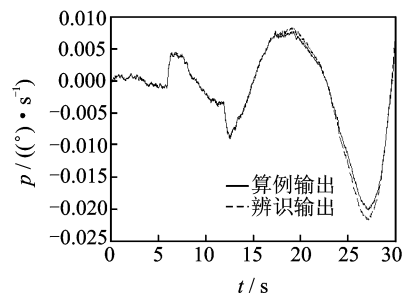


图4 改进算法辨识所得模型与原模型滚转角速率响应对比图

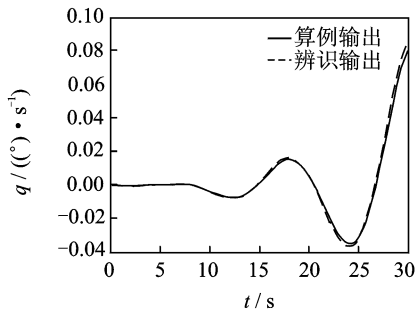


图5 改进算法辨识所得模型与原模型俯仰角速率响应对比图

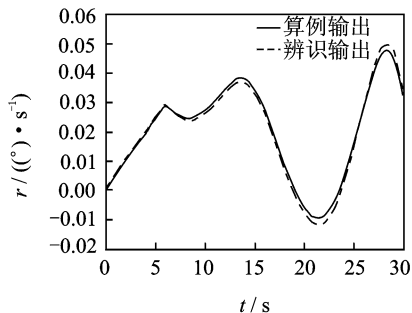


图6 改进算法辨识所得模型与原模型偏航角速率响应对比图

由仿真结果可以看出,采用子空间法与频域加权预报误差法相结合算法辨识的模型使结果较单采用前者有了明显的提高。在10%噪声的条件下,辨识得到的模型依然能够准确预测出算例直升机的响应。且辨识的系数矩阵与待辨识模型集具有相同结构,且所辨识模型的气动导数与操纵导数具有明确的物理意义。这说明本文所提出的两步辨识方法的有效性。

为了进一步说明本文所提算法的有效性,本文针对某型无人直升机展开了试飞试验,如图7所示,并将获得悬停状态的试飞输入输出数据经过分析、滤波与处理,用于无人直升机的飞行动力学模型辨识。



图7 试飞中的无人直升机

图8~10为模型预测输出与实际输出的对比,由比较结果可以看出,辨识得到的模型可以预测出在给定输入条件下直升机各个状态的响应,但是由于辨识模型中忽略了旋翼的高阶挥舞因素低频部分曲线吻合较好,高频时预测输出与实际响应有一定误差。另一方面,根据试验直升机的特点通过机理分析方法,确定了该小型无人直升机典型气动导数的稳定性,列于表1中理论数值中,同时将利用本文方法辨识得到的气动导数列入辨识结果一列,由表1可见辨识结果与理论分析结果具有良好的一致性。上述计算说明本文的无人旋翼飞行器飞行动力学模型辨识方法的有效性。

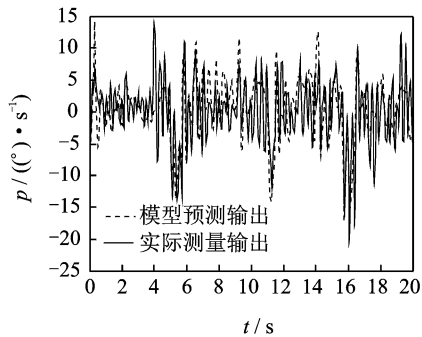


图8 滚转角速率实测值与预测值

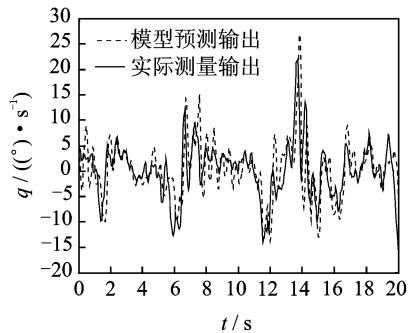


图9 俯仰角速率实测值与预测值

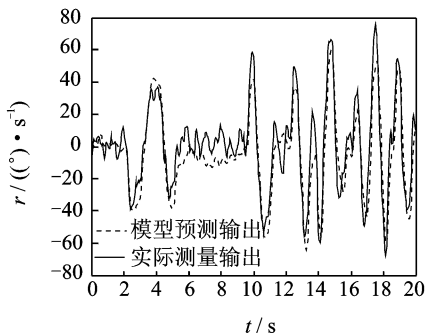


图10 偏航角速率实测值与预测值

表1 气动导数及其他数据对比表

气动导数	理论数值	辨识结果	气动导数意义	气动导数	理论数值	辨识结果	气动导数意义
$\frac{\partial f_{MY}}{\partial u}$	>0	0.137	气动俯仰力矩对前飞速度的导数	$\frac{\partial f_{FX}}{\partial \theta}$	-9.8	-9.79	前向力对俯仰角的导数
$\frac{\partial f_{MZ}}{\partial v}$	>0	0.042	气动偏航力矩对侧向速度的导数	$\frac{\partial f_{FY}}{\partial \varphi}$	9.8	9.81	侧向力对滚转角的导数
$\frac{\partial f_{MX}}{\partial w}$	<0	-0.692	气动滚转力矩对侧向速度的导数	$\frac{\partial f_{FZ}}{\partial w}$	<0	-0.468	垂向力对垂向速度的导数
$\frac{\partial f_{MX}}{\partial p}$	<0	-17.2	气动滚转力矩对滚转角速率的导数	$\frac{\partial \varphi}{\partial p}$	1	0.996	滚转角对滚转角速率导数
$\frac{\partial f_{MY}}{\partial q}$	<0	-1.70	气动俯仰力矩对俯仰角速率的导数	$\frac{\partial \theta}{\partial q}$	1	0.998	俯仰角对俯仰角速率导数
$\frac{\partial f_{MZ}}{\partial r}$	<0	-13.6	气动偏航力矩对偏航角速率的导数				

4 结 论

本文从旋翼飞行器飞行动力学系统辨识建模的共性问题出发研究了系统辨识算法,并进行了仿真计算,得到结论如下:

(1)根据旋翼飞行器的机理模型确定了待辨识参数化模型集的结构、阶次与未知参数分布规律,显著降低了辨识算法的计算工作量,且辨识得到的模型每一个参数具有明显的物理意义,便于模型验证。

(2)根据仿真计算和试飞试验结果,子空间辨识算法和加权预报误差辨识算法相结合的两步辨识算法具有良好的数值稳定性和辨识精度。

参考文献:

- [1] Hamel P G. Rotorcraft system identification[M]. A-GARD-AR-280, 1991.
- [2] Kumar R, Ganguli R, Omkar S N, et al. Rotorcraft parameter identification from real time flight data [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 333-341.
- [3] Garratt M, Ahmed B, Pota H R. Platform enhancements and system identification for control of an unmanned helicopter[C]//Proceedings of 9th International Conference of Control, Automation, Robotics and Vision. Singapa: ICARCV, 2006:1981-1986.
- [4] Adiprawita W, Ahmad A S, Semibiring J. Automated flight test and system identification for rotary wing small aerial platform using frequency responses analysis[J]. Journal of Bionic Engineering, 2007, 4(4): 50-56.
- [5] Subodb B, Richard C. 14-DOF linear parameter varying model of a UAV helicopter using analytical

techniques [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conf and Exhibi. Honolulu: AIAA, 2008: 6523-6541.

- [6] Harding J, Moody S. Identification of AH-64D dynamics to support flight control system evaluations [C]//Proceedings of American Helicopter Society 61st Annual Forum. Grapevine, Texas: [s. n.], 2005.
- [7] 吴伟,陈仁良.直升机悬停状态全耦合飞行动力学模型辨识方法[J].航空学报, 2011, 32(2): 202-211.
- [8] 孙涛,宋彦国,张呈林.模型直升机悬停状态下飞行动力学模型辨识[J].航空学报, 2009, 30(1): 40-45.
- [9] 孙涛.直升机飞行动力学模型辨识研究[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院, 2010.
- [10] Fletcher J W. A model structure for identification of linear models of the UH-60 helicopter in hover and forward flight[R]. NASA-TM-110362, 1995.
- [11] Field E J, Rossitto K F. Flying qualities applications of frequency response identified from flight data[J]. Proceedings of Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2004, 41(4): 711-720.
- [12] Harding J W. Frequency-domain identification of coupled rotor/body models of an advanced attack helicopter[C]//Proceedings of The 48th Annual Forum of The American Helicopter Society. Washington D C: [s. n.], 1992: 751-779.
- [13] Raptis I A, Valavanis K P. Linear and nonlinear control of small-scale unmanned helicopters [M]. New York: Springer-Verlag, 2010.
- [14] Ljung L. System identification: theory for the user [M]. 2nd Edition. London: Prentice-Hall, 1999.