

小型无人驾驶直升机动力学模型辨识仿真研究

陈文兵^{1,2},李从利¹,陆文骏¹,葛运建²

(1.解放军炮兵学院,合肥 230031;2.中国科学院合肥智能机械研究所,合肥 230031)

摘要:获得足够精确的动力学模型,对于小型无人驾驶直升机这种MIMO控制系统研究具有重要的意义。文中研究了直升机模型辨识方法,将子空间辨识算法运用于直升机动力学模型的辨识,并对模型直升机的垂直——偏航耦合运动方程进行了辨识,得到了较为精确的结果,通过和PEM算法进行比较,显示该算法适合模型直升机系统辨识。

关键词:子空间;系统辨识;无人直升机;多输入多输出;预报误差方法

中图分类号:TP13 **文献标志码:**A

Identification and Simulation of a Small-scale Unmanned Helicopter Dynamics

CHEN Wen-bing^{1,2},LI Cong-li¹,LU Wen-jun¹,GE Yun-jian²

(1. Artillery Academe,P.L A,Hefei 230031,China;2. Hefei Institute of Intelligent Machines, Chinese Academy of Sciences,Hefei 230031,China)

Abstract:It is significant for the control system of small-scale unmanned helicopter that the dynamic model must be accurate and simple enough. This paper researched the identification methods of model helicopter, and describes the subspace identification method to identified a small-scale helicopter dynamics which is in vertical-yaw coupled state. By compared the result of this method with that of PEM,it shows that subspace method is suitable for the dynamic identification of a small-scale helicopter.

Key words:subspace;system identification;unmanned helicopter;MIMO;PEM

控制系统的数学模型在控制系统研究中具有重要的地位,是系统分析和设计的基础。由于无人驾驶直升机具有悬停、垂直起降、多姿态飞行及长时间飞行在某个特定区域等独特飞行特性和零伤亡的特点,可执行在恶劣条件下的危险区域作业等超常规任务,在军事、民用和公共安全等领域都有着广阔的应用前景。近年来,国内外就有很多研究机构和大学都在开展以小型直升机作为飞行平台的无人驾驶技术的研究开发^[1-2]。但是,由于直升机是一个六自由度、多数入多输出、强耦合、非线性的

系统,因此,目前有关无人直升机动力学模型参数辨识的成果仍然十分有限,这些都是制约无人驾驶直升机广泛应用的主要原因之一^[3-5]。

自20世纪90年代以来,子空间辨识算法是用来确定多变量系统模型,特别是对于高阶系统的非常有效的辨识方法之一^[6-11]。由于该方法具有运算速度快、鲁棒性好、并可根据需要缩减模型的阶次等优点,将子空间辨识法应用于MIMO系统参数辨识得到了国内外学者的广泛研究,并不乏实际应用。德国空间研究公司的飞行系统动力学实验室的M.

收稿日期:2009-10-30;修订日期:2010-01-02

基金项目:中国科学院创新基金项目

作者简介:陈文兵(1967-),男,博士生,研究方向为智能系统与控制;葛运建(1947-),男,研究员,博士生导师,研究方向为信息获取、机器人控制、仿生感知。

Verhaegen 等已应用该算法,成功地对 BO105 直升机的参数进行了辨识^[12],一些国内大学和研究机构也在积极开展相关研究^[13-14]。本文首次探讨该算法应用于模型直升机的参数辨识,期望在不需要任何先验信息的情况下,实现对其动力学参数进行有效识别的仿真研究,并通过与常用的 MIMO 辨识工具——PEM 算法进行比较,证明子空间辨识算法在模型直升机动力学参数辨识中的有效性。

1 模型直升机系统模型

直升机是一个六自由度、五输入、多输出的非线性系统,空间位置用三维坐标 X, Y, Z 表示,飞行姿态即直升机绕三个方向的转动角度,用欧拉角 Φ, Θ, Ψ 表示。由于质量小,其稳定性和抗风能力比大型机要相差很多。它除了具有旋翼和机身的耦合、垂向和航向的耦合外,还增加了旋翼和稳定杆的耦合,使得动态模型更为复杂。模型直升机的机体坐标系以及所受的力和力矩关系如图 1 所示^[15]。

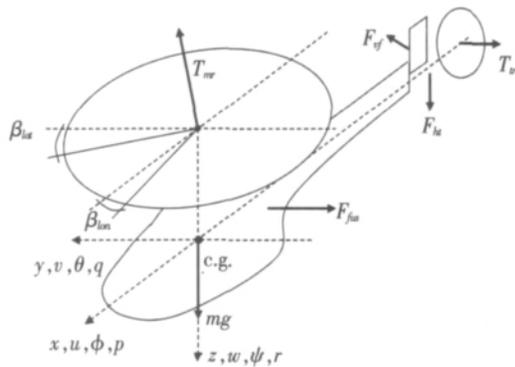


图 1 模型直升机的坐标以及所受力 and 力矩

Fig.1 Body axis, forces, moments and velocities of small-scale helicopter

目前,针对模型直升机的动力学参数辨识,通用的方法是对直升机的非线性动力学模型在某个飞行模态下进行线性化,从而得到近似的一阶线性模型:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU \\ Y &= CX \end{aligned} \quad (1)$$

状态变量 X 包括模型直升机的空间位置 p_x, p_y, p_z , 运动速度 u, v, w , 横滚角 Φ , 俯仰角 Θ , 航向角 Ψ 以及角速度 p, q, r 等。输入变量 U 表示模型直升机的控制输入信号:总桨角距输入 δ_{col} 、横向周期变距输入 δ_{ta} 、纵向周期变距输入 δ_{bn} 和尾舵桨角输入 δ_{tr} 。控制方程的系数矩阵为 $A \in R^{12 \times 12}$, 输入控制矩阵为

$B \in R^{12 \times 4}$, 而 $C \in R^{12 \times 12}$ 是单位矩阵。

2 子空间辨识算法

对于一个离散线性系统,其状态空间模型可以用下式描述^[16-17]:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= Ax_k + Bu_k + w_k \\ y_k &= Cx_k + Du_k + v_k \end{aligned} \quad (2)$$

式中: $x_k \in R^n$ 是状态向量, $u_k \in R^m$ 和 $y_k \in R^l$ 分别是输入和输出向量; $A \in R^{n \times n}$, $B \in R^{n \times m}$, $C \in R^{l \times n}$, $D \in R^{l \times m}$ 为系统矩阵; $w_k \in R^n$ 和 $v_k \in R^l$ 是零均值的白噪声序列,其协方差矩阵为

$$E \left[\begin{pmatrix} w_p \\ v_p \end{pmatrix} \begin{pmatrix} w_q^T \\ v_q^T \end{pmatrix} \right] = \begin{pmatrix} Q & S \\ S^T & R \end{pmatrix} \delta_{pq} \quad (3)$$

通常,根据采集得到的数据,可以定义输入数据的 block Hankel 矩阵:

$$U_{0i2i-1} = \begin{bmatrix} u_0 & u_1 & \cdots & u_{i-1} \\ u_1 & u_2 & \cdots & u_i \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ u_i & u_{i+1} & \cdots & u_{i+j-1} \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ u_{2i-1} & u_{2i} & \cdots & u_{2i+j-2} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} U_{0i-1} \\ U_{i2i-1} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_p \\ U_f \end{pmatrix} \quad (4)$$

同样可定义输出数据的 block Hankel 矩阵 Y_p , 然后定义:

$$W_{0i-1} = \begin{pmatrix} U_{0i-1} \\ Y_{0i-1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} U_p \\ Y_p \end{pmatrix} = W_p \quad (5)$$

考虑如下的 LQ 分解:

$$\begin{pmatrix} U_f \\ W_p \\ Y_f \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{11} & 0 & 0 \\ L_{21} & L_{22} & 0 \\ L_{31} & L_{32} & L_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} Q_1^T \\ Q_2^T \\ Q_3^T \end{pmatrix} \quad (6)$$

经过 SVD 分解可得:

$$L_{32} = (U_1 \ U_2) \begin{pmatrix} S_1 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} (V_1)^T \\ (V_2)^T \end{pmatrix} \quad (7)$$

定义 Γ_i 为

$$\Gamma_i = U_i \cdot (S_i)^{1/2} = \begin{pmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{i-1} \end{pmatrix} \quad (8)$$

通过方程式(8)可得到矩阵 A 和 C 。

定义:

$$(M_1 \ M_2 \ \cdots \ M_i) = \Gamma_i^+ \cdot Y_f \cdot U_f^* \quad (9)$$

$$(L_1 \ L_2 \ \cdots \ L_i) = \Gamma_i^+ \quad (10)$$

通过下式可以解得矩阵 B 和 D :

$$\begin{pmatrix} M_1 \\ M_2 \\ \vdots \\ M_i \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} L_1 & L_2 & \cdots & L_{i-1} & L_i \\ L_2 & L_3 & \cdots & L_i & 0 \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots & \vdots \\ L_i & 0 & \cdots & 0 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{pmatrix} I_l & 0 \\ 0 & \Gamma_i(1:\text{end}-l, :) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} D \\ B \end{pmatrix} \quad (11)$$

3 模型直升机动力学参数辨识

线性状态方程(1)完整地刻画了模型直升机在其飞行模态附近作任意姿态运动时的规律。当直升机处于悬停状态,做垂直与偏航方向的耦合运动时,可以用如方程(12)所示的2输入3输出的线性系统表示其模型^[18]:

$$\begin{bmatrix} w_{k+1} \\ r_{k+1} \\ \Psi_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_k \\ r_k \\ \Psi_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ B_{21} & B_{22} \\ B_{31} & B_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{col} \\ \delta_{tr} \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中:下标‘I’表示该方程的系数矩阵为待辨识的; A_{ij} 和 B_{ij} 为待辨识的参数。

对于该模型,采用扫频作为输入激励,经过数据滤波处理,得到相应的输出数据序列 y_k ,选择辨识块的行数 i 为10,将输入输出数据带入MATLAB环境中进行子空间辨识,即可得到矩阵 A_I, B_I :

$$A_I = \begin{bmatrix} 0.9800 & -0.0000 & -0.0000 \\ 0.0390 & 0.7670 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.1760 & 1.0000 \end{bmatrix}$$

$$B_I = \begin{bmatrix} -2.5550 & 0.0000 \\ -0.1780 & 2.7150 \\ -0.0170 & 0.0280 \end{bmatrix} \quad (13)$$

通过矩阵 A_I, B_I 可以很方便地求出模型直升机的相关物理参数。

4 实验与验证

为了对辨识结果有一个定量的比较,采用零均值的高斯白噪声作为输入,分别去激励实际模型、子空间算法得到的模型以及采用PEM算法得到的模型,采样得到4000组输出数据,绘出输出响应曲线如图2。图中第一条曲线为实际系统的输出;第二条曲线是子空间辨识得到的模型的输出;第三条曲

线是PEM算法得到的模型的输出。

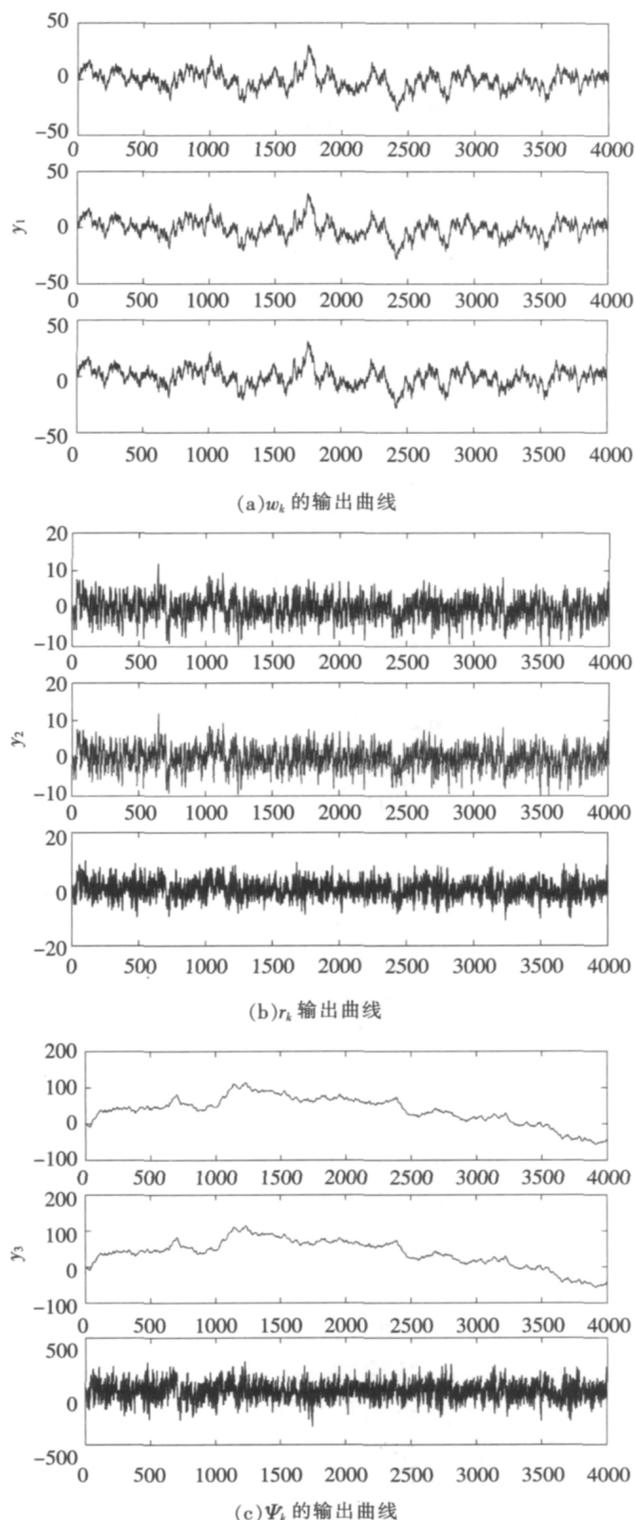


图2 实际系统输出与子空间辨识模型输出、PEM辨识模型输出的比较

Fig.2 Output of real-model compare with that of the identified model using subspace method and PEM

(下转第58页)

5 结语

本系统自 2009 年 10 月投运以来,运行稳定、可靠。运行参数汇总及时、提供了全面的历史数据、方便了主管部门的直接指挥和监督、减少了工作人员的劳动强度。通讯具有“实时在线”、“高速传输”、“稳定可靠”的特点。

经初步测算,建成一个同样的系统,与敷设电

(上接第 9 页) 并应用下式求出各自的均方误差:

$$er_{ij} = \sqrt{\sum_{k=1}^{4000} (y_{ij}(k) - y'_{ij}(k))^2} \quad (14)$$

式中, $i=1,2,3$ 表示输出的三个分量; $j=1,2$ 分别表示实际输出与子空间算法以及 PEM 算法输出的均方误差。计算得到:

$$\begin{aligned} er_{11} &= 1.5062 \times 10^{-22}, er_{21} = 1.7125 \times 10^{-23}, \\ er_{31} &= 9.4457 \times 10^{-18}, er_{12} = 153.1331 \times 10^0 \\ er_{22} &= 2.4398 \times 10^4, er_{32} = 3.9928 \times 10^7 \end{aligned}$$

比较以上结果可知,应用子空间辨识算法得到的模型、参数更加精确。

5 结语

本文探讨了子空间辨识算法在小型无人驾驶直升机的动力学参数辨识中应用,并在不需要任何先验信息的情况下,实现对模型直升机垂直——偏航耦合运动状态下动力学参数的有效识别研究。在同样的激励条件下,将该辨识方法与常用的 MIMO 辨识工具——PEM 算法进行定量比较,结果表明了子空间辨识算法在小型无人直升机动力学参数辨识中的有效性,为其进一步控制系统分析设计提供了基础。

参考文献:

- [1] Omead Amidi,Takeo Kanade,James Ryan Miller. Autonomous helicopter research at carnegie mellon robotics institute [C]// Proceedings of Helicopter Japan, 8 April, 1998.
- [2] Andrew R Conway. Autonomous Control of an Unstable Model Helicopter Using Carrier Phase GPS Only [D]. PhD thesis, Stanford University, March, 1995.
- [3] Bink J J, Shaft I. Design of stability augmentation system for a model helicopter [J]. Annual Forum Proceedings of American Helicopter Society, 1998, 2(5): 806-821.
- [4] Tischler M B, M G Cauffman. Frequency-response method for rotorcraft system identification: flight application to BO-105 coupled rotor/fuselage dynamics [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1992, 37(3): 3-17.

缆相比节省投资约 30%, 显示出优异的性能价格比,既节约了敷设电缆的器材和人工费用,又减少了维护人员的工作强度,提高了工作效率。

参考文献:

- [1] 韩军. 基于 GPRS 供热数据采集系统的实现 [J]. 自动化与仪表, 2008, 23(6): 20-21, 24.
- [2] SIEMENS. 西门子工厂自动化产品系列产品样本 [Z], 2009, 7.
- [3] SIEMENS. WinCC Flexible 系统手册 [Z], 2008, 7. ■
- [5] Mettler B, Tischler MB, Kanada T. System identification of small-size unmanned rotorcraft for control design [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(1): 50-63.
- [6] Alessandro Chiuso, Giorgio Picci. Some algorithmic aspects of subspace identification with inputs [J]. Int. J. Appl. Math. Comput. Sci., 2001, 11(1): 55-75.
- [7] Akaike H. Stochastic theory of minimal realization [J]. IEEE Trans. Automat. Contr., 1974, 19(6): 667-674.
- [8] Faure P. Stochastic Realization Algorithms, In: System Identification: Advances and Case Studies [M]. New York: Academic Press, 1976.
- [9] Lindquist A and Picci G. A Geometric approach to modeling and estimation of linear stochastic systems [J]. J. Math. Syst. Estim. Contr., 1991, 1(3): 241-333.
- [10] Verhaegen M, Dewilde P. Subspace model identification, part 1: The Output-error State-space model identification class of Algorithms [J]. Int. J. Contr., 1992, 56(5): 1187-1210.
- [11] Adachi S, Yamaguchi I, Kida T, Sekiguchi T, Yamada K, Chida Y. On orbit system identification experiment on engineering test satellite-VI [J]. Control Engineering Practice, 1999, 7: 831-841.
- [12] Verhaegen M, Andress Varge, Geory Griibel. Some Experience with the MOESP Class of Subspace Model Identification Methods in Identifying the BO105 Helicopter [EB/OL]. <http://citeser.ifi.unizh.ch>.
- [13] 陈丽, 刘亮, 龚振邦. 超小型旋翼机悬停状态的辨识仿真研究 [J]. 机器人, 2006, 28(1): 14-18.
- [14] 孙涛, 宋彦国, 张呈林. 基于子空间辨识法的小型直升机飞行力学模型辨识 [J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(5): 589-593.
- [15] Dimitrios Iakovou. Fuzzy control for helicopter aviation [D]. Master of Science Thesis, Department of Control Engineering, University of Twente, June, 2002.
- [16] 吴亚峰. 子空间辨识方法及其在复杂系统中的应用 [D]. 西北工业大学博士学位论文, 2000.
- [17] Verhaegen M. Identification of the deterministic part of MIMO state space models given in innovations form from input-output data [J]. Automatic (Special Issue on Statistical Signal Processing and Control), 1994, 30(1): 61-74.
- [18] 阎超. 小型无人直升机物理参数辨识问题研究 [D]. 华南理工大学硕士学位论文, 2004. ■