

文章编号: 1000-6893(2007)04-0845-06

一种基于参数辨识的微型无人直升机建模方法

吴建德, 李平, 韩波

(浙江大学工业控制技术国家重点实验室, 浙江杭州 310027)

A Modeling Method of Miniature Unmanned Helicopter Based on Parameter Identification

WU Jian-de, LI Ping, HAN Bo

(State Key Laboratory of Industrial Control Technology, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

摘要: 针对具有高度非线性、复杂动力学特性的微型无人直升机,提出了一种基于参数辨识的建模方法。该方法结合了机理建模和系统辨识的优点,通过严格的机理推导建立了微型无人直升机横纵向通道通用的参数化模型,建模过程着重考虑了主旋翼、平衡杆和机身的耦合对飞行动态特性的影响。利用基于偏相干分析法的频域辨识获得某型无人直升机的关键参数,进而确定模型。模型预测数据和飞行试验数据的比较表明,所建模型很好地反映了该型无人直升机在悬停状态下的动态特性,可以在该状态下以此模型进行自主飞行控制器设计。

关键词: 无人直升机; 参数辨识; 非线性; 频域辨识; 偏相干分析

中图分类号: V249.1 **文献标识码:** A

Abstract: The miniature unmanned helicopter exhibits a complex and nonlinear dynamic behavior, open-loop unstable and a high degree of inter-axis coupling. This paper describes a modeling method based on parameter identification for a miniature unmanned helicopter. This method combines the advantages of mechanism modeling and system identification. First, a universal parameter model of roll and pitch channels of a miniature unmanned helicopter is developed by strict mechanism derivation which explicitly accounts for the couplings of rotor, stabilizer bar and fuselage. Second, the key parameters of a certain unmanned helicopter are obtained by frequency identification technique based on partial coherence analysis to have the model built. The model is verified by comparing the model output with the output collected during flight test.

Key words: unmanned helicopter; parameter identification; nonlinear; frequency identification; partial coherence analysis

近年来,微型无人直升机(以下简称无人直升机)得到了迅速的发展。无人直升机由于无人员伤亡、体积小、造价低、具备大机动能力、战场生存力强等特点,使得它在航拍、地形测量、通讯中继和军事侦察等方面具有广泛的应用前景。然而,无人直升机是一个非常复杂的控制对象,其具有高度非线性、复杂的动力学特性、开环不稳定和轴间耦合强等特点。这些特点使无人直升机的研究工作非常具有挑战性,同时由于其潜在的应用价值,吸引了大量国内外的研究者加入到这个研究领域。

传统的无人直升机控制,通常是在预先设置的平衡点附近进行模型线性化,再充分利用线性

系统的控制技术进行控制器设计。许多研究者基于这种思路,利用 LQG 理论^[1]、 H 设计^[2]、模型跟踪设计^[3]和多通道分析与综合设计^[4]等技术,取得了大量研究成果。但是,得到的线性模型的参数摄动能力很差,只要对象稍微偏离平衡点,控制性能就会急剧下降。为了提高控制性能和使用更高级的多变量控制综合技术,就需要获得更精确的无人直升机动态模型。然而,获得这样的模型是相当困难的。如果采用机理建模方法,需要研究者对无人直升机的动态特性、气动力学有非常深邃的了解,并且要进行全面的风洞试验、飞行验证和模型改进,实现起来比较困难。与这种方法相比,结合机理建模和系统辨识的建模方法就成为一种很有吸引力的选择。无人直升机的系统辨识是指基于飞行试验获得输入输出数据,对确定结构的待辨模型进行参数估计来建立模型的方法,这种方法早已成功应用

收稿日期:2006-06-09; 修订日期:2006-11-16
基金项目:“十五”211工程重点学科建设项目
通讯作者:李平 E-mail:pli@ipc.zju.edu.cn

于大型有人直升机的建模^[5]。

近几年来,国内外研究者利用系统辨识方法对微小型无人直升机进行建模,也取得了很大进展^[6-9]。文献[9]是目前系统辨识技术在无人直升机上比较全面的研究成果,文中建立了完整的、参数化的描述无人直升机6个自由度的动态模型。该模型考虑了悬停和巡航工作状态;并利用CIFER (Comprehensive Identification from Frequency Responses) 分析工具进行系统辨识得到模型参数,通过实验验证了该模型的有效性。尽管这一成果非常完善,但是该类技术美国对中国实行最严格的技术封锁。因此,研究具有自主知识产权、低成本、易实现的建模方法对于中国无人直升机的发展具有重要意义。

本文提出一种基于参数辨识的建模方法:首先对无人直升机进行机理推导,建立横纵向通道的参数化模型,其中详细分析了主旋翼、平衡杆和机身的耦合对飞行动态特性的影响;然后进行扫频飞行试验,利用频域辨识技术从飞行数据中提取某个通道或状态的线性模型,并从中获得关键参数的值;最后进行时域验证,通过比较模型预测数据和飞行试验数据表明,该模型很好地反映了该型无人直升机在悬停状态下的动态特性。该方法与纯机理建模相比,具有易工程化、工作点附近模型准确性高等优点,可以基于此模型进行自主飞行控制器设计。

1 无人直升机描述

研究的无人直升机如图1所示,由Raptor 60模型直升机改装而成。机上安装了大量机载设备,包括差分GPS、惯性测量单元(IMU)、电子罗盘、声纳高度计等传感器,以及基于PC104总线高性能计算机的飞控系统。该直升机有4路基本的控制输入:横向周期变距 δ_{lat} ,纵向周期变距 δ_{lon} ,主桨总距 δ_{col} ,尾桨距 δ_{ped} ,其中油门和总距共用一路控制信号。与大型有人直升机不同的是,微小型无人直升机的旋翼系统多数由主旋翼和一个Bell-Hiller平衡杆组成。平衡杆用一个跷跷板铰与主轴相连,和主旋翼具有相同的横向、纵向周期变距。由于平衡杆具有较小的空气动力面和按尺寸比例相比主旋翼较大的转动惯量,且桨叶的洛克数较小,使得它的响应要比主旋翼慢,增加了系统阻尼,从而起到系统增稳的作用。



图1 改装后的无人直升机

Fig. 1 Fully equipped unmanned helicopter

2 建立参数化模型

(1) 无人直升机运动方程

无人直升机的动态模型来源于空间运动刚体的六自由度Newton-Euler方程^[2,8]。由于轴间交叉转动惯量很难测量,且它们通常比较小,故忽略轴间转动惯量,再通过对无人直升机的空气动力学分析,得到如下的运动方程:

$$\dot{u} = rv - qw + F_x/m - g \sin \phi \quad (1)$$

$$\dot{v} = pw - ru + F_y/m + g \sin \phi \cos \phi \quad (2)$$

$$\dot{w} = qu - pv + F_z/m + g \cos \phi \cos \phi \quad (3)$$

$$\dot{p} = c_1 qr + c_2 L \quad (4)$$

$$\dot{q} = c_3 pr + c_4 M \quad (5)$$

$$\dot{r} = c_5 pq + c_6 N \quad (6)$$

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \phi \quad (7)$$

$$\dot{\psi} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (8)$$

$$\dot{\chi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \phi \quad (9)$$

式中:系数 $c_i (i=1, 2, \dots, 6)$ 是如下定义的:

$$c_1 = (I_{yy} - I_{zz}) / I_{xx}, \quad c_2 = 1 / I_{xx}$$

$$c_3 = (I_{zz} - I_{xx}) / I_{yy}, \quad c_4 = 1 / I_{yy}$$

$$c_5 = (I_{xx} - I_{yy}) / I_{zz}, \quad c_6 = 1 / I_{zz}$$

u, v, w 和 p, q, r 分别为相对于机体坐标系的三轴线速度和三轴角速度; I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 为绕轴的机体转动惯量; F_x, F_y, F_z 为气动合力在机体坐标系中的3个分量; L, M, N 为气动力矩在机体坐标系中的3个分量; ϕ, ψ, χ 为3个欧拉角(即机身姿态角)。

然而,仅考虑运动方程是不够的,主旋翼和机身之间的耦合也是影响无人直升机动态特性的重要因素^[10]。这个耦合作用使直升机模型在中高频带内失去准确性。为了得到高品质的控制效果,考虑主旋翼和机身的耦合是必要的。目前较好的解决方式是对主旋翼效应显式建模,再和机身的运动方程耦合,最终建立混杂模型^[9]。

(2) 主旋翼和平衡杆的动态特性

主旋翼的挥舞运动可以理解成每转一次的不

平衡空气动力激振下的共振,对于这种周期性的挥舞运动,可以用一阶傅氏级数来近似表示。数学分析和实际情况已经证实,二阶以上的谐波对直升机的操控分析不会造成有价值的影响^[8,11],即

$$\delta = a_0 + a_1 \cos \delta + b_1 \sin \delta \quad (10)$$

式中: δ 为挥舞角; δ 为主旋翼桨叶方位角; a_0 为挥舞角的平均值,也即锥度角; a_1 和 b_1 分别为主旋翼的后倒角(也称纵向挥舞角)和侧倾角(也称横向挥舞角)。无人直升机在稳定飞行时,桨叶运动轨迹是一个锥形轨迹,锥体的底面是桨尖轨迹平面。

平衡杆的挥舞特性与主旋翼很类似,区别在于它不存在锥形效应,它的桨叶运动轨迹是一个平面,即

$$s(\delta) = a_{1s} \cos \delta + b_{1s} \sin \delta \quad (11)$$

式中: s 为平衡杆的挥舞角; a_{1s} 和 b_{1s} 分别为平衡杆的后倒角和侧倾角。平衡杆的挥舞运动将会影响主旋翼桨叶的桨距角,

$$\delta = \delta_0 + B_{lat} \cos \delta + A_{lon} \sin \delta + K_s s \quad (12)$$

式中: δ_0 为桨距角,对直升机的升力有很大的影响; δ_0 为桨根安装角; B_{lat} 和 A_{lon} 分别为从主旋翼周期输入到主旋翼挥舞角的横向和纵向的有效稳态增益; K_s 为平衡杆影响因子。

综合考虑主旋翼和平衡杆的挥舞特性,在静风条件下,可以用 1 个一阶微分方程来近似表示主旋翼的横向和纵向挥舞特性^[8],

$$\dot{b}_1 = -p - \frac{b_1}{e} - \frac{1}{e} \frac{\partial b_1}{\partial \mu_v} \frac{v}{R} + \frac{B_{lat}}{e} \delta_{lat} \quad (13)$$

$$\dot{a}_1 = -q - \frac{a_1}{e} + \frac{1}{e} \left(\frac{\partial a_1}{\partial \mu} \frac{u}{R} + \frac{\partial a_1}{\partial \mu_w} \frac{w}{R} \right) + \frac{A_{lon}}{e} \delta_{lon} \quad (14)$$

式中: e 为包含了平衡杆的主旋翼有效时间常数;

为主旋翼转速; R 为主旋翼半径; μ 为前进比; μ_v 和 μ_w 分别为前进比在速度 v 和 w 方向上的分量。主旋翼挥舞特性的微分项在悬停状态下对动态特性的影响比较小,故忽略其微分项,得到主旋翼挥舞的频率响应

$$b_1(s) = -\frac{p(s)}{s + 1/e} + \frac{B_{lat}}{e(s + 1/e)} \delta_{lat}(s) \quad (15)$$

$$a_1(s) = -\frac{q(s)}{s + 1/e} + \frac{A_{lon}}{e(s + 1/e)} \delta_{lon}(s) \quad (16)$$

主旋翼的横纵向挥舞运动受到桨叶安装轭的约束会产生一个较大的力矩,该力矩用一个具有定常刚度系数 K 的线性扭转弹簧近似^[12],得到主旋翼的横滚力矩 L_{mr} 和俯仰力矩 M_{mr} 如下:

$$L_{mr} = (K + Th_{mr}) b_1 \quad (17)$$

$$M_{mr} = (K + Th_{mr}) a_1 \quad (18)$$

式中: T 为主旋翼拉力; h_{mr} 为主旋翼桨毂中心相对于机体重心的垂向距离。

(3) 横纵向通道的参数化模型

无人直升机的执行器采用 Futaba 的模型无人直升机伺服舵机(Futaba S9255),它是一种快速数字舵机,专门用于驱动微型无人直升机。该舵机的动态特性可以用 1 个二阶系统来近似

$$H_{servo} = \frac{2}{s^2 + 2s + 2} \quad (19)$$

当无人直升机处于悬停状态时,可以忽略挥舞动态的横纵向交耦、尾翼、水平安定面以及垂直安定面的影响,综合式(4)、式(5)和式(15)~式(19),得到无人直升机该状态下横纵向通道的主要动态特性,即横纵向通道舵机输入到角速率的四阶传递函数,

$$\frac{p(s)}{\delta_{lat}(s)} = \frac{B_{lat}}{e} \cdot \frac{2}{s^2 + (1/e)s + 2} \cdot \frac{2}{s^2 + 2s + 2} \quad (20)$$

$$\frac{q(s)}{\delta_{lon}(s)} = \frac{A_{lon}}{e} \cdot \frac{2}{s^2 + (1/e)s + 2} \cdot \frac{2}{s^2 + 2s + 2} \quad (21)$$

式中: δ_{lat} 和 δ_{lon} 为横纵向通道舵机输入; n_p 和 n_q 为无人直升机横纵向固有频率,且

$$n_p = \sqrt{\frac{Th_{mr} + K}{I_{xx}}}, \quad n_q = \sqrt{\frac{Th_{mr} + K}{I_{yy}}}$$

式中:转动惯量 I_{xx} 和 I_{yy} 可以通过扭摆法实验得到;在悬停情况下 $T = mg$; h_{mr} 可以实际测量; A_{lon} 和 B_{lat} 的值会随着转速的增加而增加,由下式近似得到^[8]

$$B_{lat} = B_{lat}^{nom} \left(\frac{\omega}{\omega_{nom}} \right)^2 \quad (22)$$

$$A_{lat} = A_{lon}^{nom} \left(\frac{\omega}{\omega_{nom}} \right)^2 \quad (23)$$

式中: B_{lat}^{nom} 和 A_{lon}^{nom} 分别为悬停状态下主旋翼周期输入到主旋翼挥舞角的横向和纵向有效稳态增益; ω_{nom} 为悬停状态下的主旋翼转速。

无人直升机在悬停状态下,发动机转速通常固定在某转速附近工作。通过多次飞行试验发现,Raptor 60 型直升机悬停状态下的发动机转速为 250 r/s 左右,而主旋翼转速和发动机转速与齿轮比呈正比例关系。为了减少主旋翼转速的影响,设计了发动机转速控制器固定主旋翼的转速,从而可得到悬停状态下 A_{lon} 和 B_{lat} 的近似值

$$B_{lat} = B_{lat}^{nom} \quad (24)$$

$$A_{lat} = A_{lon}^{nom} \quad (25)$$

综上所述可知,横纵向通道传递函数中只有 e , K , s , s 是未知的,下面将通过频域系统辨识获得这4个参数。

3 频域系统辨识

相干函数是判断飞行数据是否满足频域辨识条件的一种很好的度量。相干函数 γ_{xy} 表示输出 y (直升机的任意估计状态) 与特定输入 x 在所检测的频率范围内的线性相关程度,其数学定义如下^[13]:

$$\gamma_{xy}^2 = \frac{|G_{xy}|^2}{G_{xx} G_{yy}} \quad (26)$$

式中: G_{xy} 为输入输出的互频谱; G_{xx} 和 G_{yy} 为输入输出的自频谱。通常相干函数值的下限是 0.6, 低于此下限, 辨识结果会产生较大的随机误差; 等于或高于 0.8 时, 辨识的结果更加准确。

无人直升机的各个通道之间总会存在一定程度的耦合, 例如横向周期变距是影响横滚角速度的主要因素, 但是其他通道的输入对横滚角速度也有影响。因此, 进行频域辨识之前需要对数据进行进一步处理, 除去其他通道对横滚通道的影响。本文采用偏相干分析法解决这个问题。偏相干分析法是识别相互不独立的多输入系统的有效工具。以横向通道为例, 其耦合主要来源于纵向通道, 故忽略航向和总距输入的影响, 则横向通道的偏相干分析如图2所示。

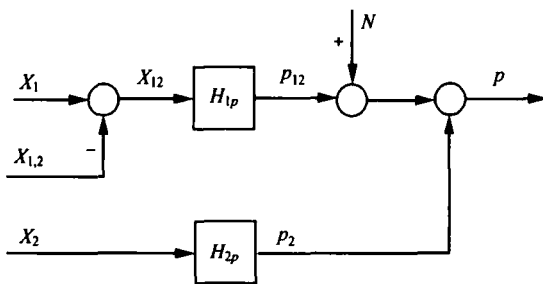


图2 横向通道的偏相干分析

Fig. 2 Partial coherence of roll channel

图2中: 为了描述的方便, 用 X_1 和 X_2 表示横纵向周期变距输入 lat 和 lon ; p 为横滚角速度; $X_{1,2}$ 为输入 X_2 和 X_1 相干的部分; N 为横向通道对输出 p 的测量干扰; X_{12} 和 p_{12} 分别为输入 X_1 和输出 p 扣除与输入 X_2 相干部分后的输入和输出; p_2 为输入 X_2 引起的横向通道耦合输出。根

据偏相干分析法有^[14]

$$X_{12} = X_1 - X_{1,2} = X_1 - \frac{G_{21}}{G_{22}} X_2 \quad (27)$$

$$p_{12} = p - p_2 = p - \frac{G_{2p}}{G_{22}} X_2 \quad (28)$$

式中: G_{21} , G_{2p} 分别为输入 X_2 和输入 X_1 、输入 X_2 和输出 p 的互频谱; G_{22} 为输入 X_2 的自频谱。扣除输入 X_2 的影响后, 得到横向通道的输入 X_1 和输出 p 的自频谱 $G_{11,2}$, $G_{pp,2}$ 和互频谱 $G_{1p,2}$ 表示如下:

$$G_{11,2} = G_{11} [1 - \gamma_{12}^2] \quad (29)$$

$$G_{pp,2} = G_{pp} [1 - \gamma_{2p}^2] \quad (30)$$

$$G_{1p,2} = G_{1p} - \frac{G_{2p}}{G_{22}} G_{12} \quad (31)$$

式中: γ_{12} 为输入 X_1 和 X_2 的相干函数; γ_{2p} 为输入 X_2 和输出 p 的相干函数。利用上式, 根据相干函数的定义可以得到输入 X_1 和输出 p 的偏相干函数的 $\gamma_{1p,2}$ 表达式如下:

$$\gamma_{1p,2}^2 = \frac{|G_{1p,2}|^2}{G_{11,2} G_{pp,2}} = \frac{|G_{1p} G_{22} - G_{2p} G_{12}|^2}{G_{22}^2 G_{11} G_{pp} (1 - \gamma_{12}^2) (1 - \gamma_{2p}^2)} \quad (32)$$

利用 SISO 系统频率响应的功率谱分析方法可以得到

$$H_{1p} = \frac{G_{1p,2}}{G_{11,2}} = \frac{G_{1p} G_{22} - G_{2p} G_{12}}{G_{11} G_{22} (1 - \gamma_{12}^2)} \quad (33)$$

式中: H_{1p} 为输入 X_1 和输出 p 的频率响应。

在频域辨识过程中, 采用加窗来提高频率响应的准确性^[6]。利用上述方法, 就可以确定对象的传递函数。

4 飞行试验和辨识结果分析

本文采用扫频试验获得飞行数据, 即通过操控手逐渐增加输入的频率。除了直升机自带的偏航阻尼系统, 试验在各个通道开环下进行。先由操控手将无人直升机稳定在悬停状态, 然后分别对横向和纵向通道输入扫频信号, 扫频范围为 0.3 ~ 20 rad/s, 控制输入和飞行状态数据以 22 ms 的采样速率被记录下来。同样的试验重复多次以收集足够的的数据。

在扫频试验中, 低频激励很难实现, 高频激励容易超过无人直升机的正常工作范围, 这对操控手的操纵技术都有很高要求。所以, 通常扫频试验获得的传递函数在低频和高频区域准确性较差。以横向通道为例, 横向通道的扫频频率响应

和拟合频率响应比较以及输入到输出的偏相干函数值,如图 3 所示。从图中可以看出,在 3 ~ 18 rad/s 的频率范围内,相关函数值大部分在 0.7 以上,达到了很好的相关性,无人直升机在正常工作情况下,也大致工作在这一频段;但是在低频段相关性稍差,高频段相关性急剧下降,说明通过频域辨识确定的传递函数在低频和高频的准确性较差,用该模型进行控制器设计是不合适的。但是可以利用频域辨识获得的传递函数来确定系统的关键参数,从而利用参数化模型确定适应整个频段的模型。

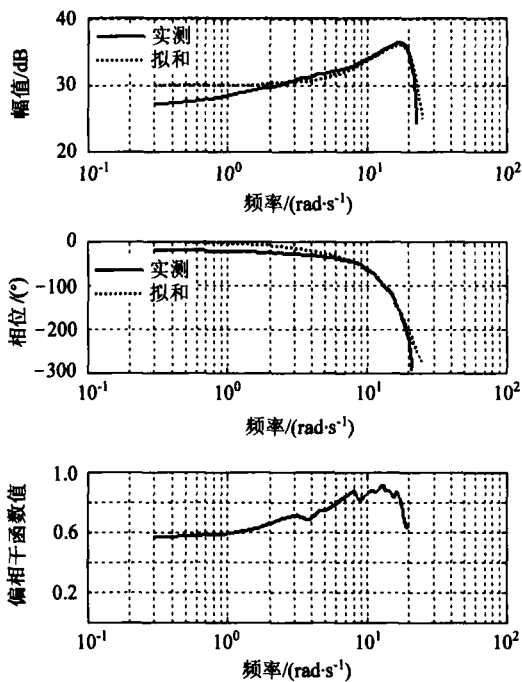


图 3 横向通道频率响应图

Fig. 3 Frequency responses of roll channel

根据对象的横纵向通道参数化模型式(20)和式(21),采用四阶对象拟合所得到的频率响应数据。得到的无人直升机横纵向通道传递函数如下:

$$\frac{p(s)}{lat(s)} = \frac{2\ 913\ 000}{s^4 + 21.78s^3 + 745.1s^2 + 7\ 622s + 91\ 540} \quad (34)$$

$$\frac{q(s)}{lon(s)} = \frac{1\ 268\ 000}{s^4 + 21.3s^3 + 524.5s^2 + 4\ 771s + 44\ 390} \quad (35)$$

通过频域辨识获得的传递函数的动态特性如表 1 所示,其中有 2 组特征值非常近似,表征舵机动态特性。而另外 2 组分别为横纵向通道的主旋翼动态特性。

表 1 横纵向通道动态特性

Table 1 Dynamic characteristics of roll and pitch channels

通道	特征值	阻尼	自然频率
横向	- 3.77 ±20.1i	0.185	20.4
	- 7.12 ±12.9i	0.482	14.8
纵向	- 3.40 ±15.2i	0.218	15.6
	- 7.25 ±11.4i	0.537	13.5

通过相关试验,并参考文献[8]给出的 XCell 60 直升机(与 Raptor 60 结构非常相似)相关参数,给出了 Raptor 60 直升机的部分参数如表 2 所示。利用这些参数和式(20)、式(21)、式(34)、式(35)就可以得到两组 e, K, s, s 的值,如表 3 所示。从表 3 可以看出,两种通道辨识获得的参数值都是非常接近的,这也表明辨识是比较准确的。采用求平均值来确定这 4 个参数,并代入式(20)和式(21),最终得到修正后的横纵向通道传递函数为

$$\frac{p(s)}{lat(s)} = \frac{2\ 584\ 000}{s^4 + 21.63s^3 + 732.2s^2 + 7\ 627s + 86\ 130} \quad (36)$$

$$\frac{q(s)}{lon(s)} = \frac{1\ 444\ 000}{s^4 + 21.63s^3 + 543.8s^2 + 4\ 898s + 48\ 130} \quad (37)$$

表 2 Raptor 60 直升机部分参数

Table 2 Part parameters of Raptor 60 helicopter

参数	数值	参数	数值
m/kg	8.35	$I_{xx}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.19
h_{mr}/m	0.25	$I_{yy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.34
A_{lon}^{nom}	4.2	B_{lat}^{nom}	4.2

表 3 参数辨识结果

Table 3 Results of parameter identification

参数名称	e	K	s	s
横向通道辨识结果	0.13	58.9	14.8	0.48
纵向通道辨识结果	0.15	62.4	13.5	0.54
平均值	0.14	60.7	14.2	0.51

5 时域验证

时域中验证模型的准确性是检验辨识结果的重要方法之一。飞行试验在悬停状态下实施,把一组操控手正常操纵悬停的舵机输入数据作为辨识模型的输入值,模型的预测输出和实际飞行数据的比较结果如图 4 所示,两个通道的输出都表现了很好的一致性。因此,可以利用本文所给方法建立的无人直升机悬停状态下横纵向通道模型进行控制器设计,实现无人直升机在该状态下的自主飞行。

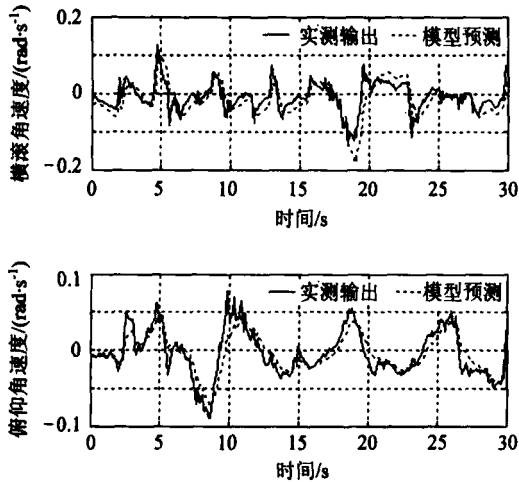


图4 横纵向角速度的模型预测和实测输出比较图

Fig. 4 Comparison between the outputs of identified model and those of flight testing

6 结论

(1) 通过机理推导得到了基于机身、主旋翼耦合的无人直升机悬停状态下的横纵向通道通用的参数化模型,并最终确定了它的横纵向通道动态模型。通过时域验证证明了基于该方法建立的模型的有效性。

(2) 利用频域辨识获得了考虑了平衡杆的主旋翼时间常数和主旋翼挥舞刚度等关键系统参数。

参考文献

- [1] John C M, Michiel V N, Pascale B. Identification and control of a model helicopter in hover[C]. Proceedings of the American Control Conference. Maryland: [s. n.] 1994: 1238-1242.
- [2] Luo C C, Liu R F, Yang C D, et al. Helicopter H control design with robust flying quality[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(2): 159-169.
- [3] Trentini M, Pieper J K. Model-following control of a helicopter in hover[C]. Proceedings of IEEE Conference on Control Applications. Dearborn: [s. n.] 1996: 7-12.
- [4] Liceaga-Castro J, Verde C, O'Reilly J, et al. Helicopter flight control using individual channel design[J]. IEE Proc Control Theory Appl, 1995, 142(1): 58-72.
- [5] Tischler M B, Cauffman M G. 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.
- [6] 顾冬雷, 高正, 孙伟传. 无人直升机控制动态特性的频域辨识建模方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 688-692.

Gu D L, Gao Z, Sun C W. Frequency domain identifica-

tion for unmanned helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(6): 688-692. (in Chinese)

- [7] 陈皓生, 陈大融. 悬停状态下微型直升机航向模型的系统辨识[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2003, 43(2): 184-187. Chen H S, Chen D R. System identification of the yaw model for a hovering micro helicopter[J]. Journal of Tsinghua University (Sci and Tech), 2003, 43(2): 184-187. (in Chinese)
- [8] Vladislav G. Autonomous aerobatic maneuvering of miniature helicopter[D]. Boston: MIT, 2003.
- [9] Mettler B, Tischler M B, Kanade K. System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for flight control design[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(1): 50-63.
- [10] Hu G C, Xiang J W, Zhang X G. Dynamic stability analysis for helicopter rotor/fuselage coupled nonlinear systems[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16(1): 22-28.
- [11] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003. Gao Z, Chen R L. Flight dynamics of helicopter[M]. Beijing: Science Press, 2003. (in Chinese)
- [12] Mettler B. Modeling small-scale unmanned rotorcraft advanced flight control design[D]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 2001.
- [13] Horn J F, Tolani D K, Lagoa C M, et al. Probabilistic robust control of rotorcraft[J]. Control Engineering Practice, 2005, 13(8): 1037-1046.
- [14] 练宏俊, 卢耀祖, 陈卫, 等. 基于偏相干分析法的装载机司机室噪声源识别[J]. 同济大学学报, 2001, 29(11): 1313-1316. Lian H J, Lu Y Z, Chen W, et al. Identification of loader cab's noise sources based on partial coherence analysis method[J]. Journal of Tongji University, 2001, 29(11): 1313-1316. (in Chinese)

作者简介:



吴建德(1979 -) 男, 博士研究生。主要研究方向: 空中机器人的建模、控制与导航, 嵌入式系统。

Tel: 0571-87951834-819

E-mail: wjiande@gmail.com

李平(1954 -) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 复杂工程系统建模、控制与优化, 混杂系统理论, 企业综合自动化系统, 智能交通系统, 空中机器人建模、控制与导航。

Tel: 0571-87951834-806

E-mail: pli@iipc.zju.edu.cn

韩波(1969 -) 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 计算机控制、嵌入式系统、空中机器人控制与导航。

Tel: 0571-87951834-821

E-mail: bhan@iipc.zju.edu.cn

(责任编辑: 刘振国)