

doi: 10.7690/bgzdh.2019.11.014

# 基于频域辨识方法的无人直升机偏航通道控制律设计技术

顾冬雷

(南京模拟技术研究所研发中心, 南京 210016)

**摘要:** 为解决直升机偏航通道的问题, 对基于频域辨识方法的无人直升机航向控制律设计技术进行探讨。根据无人机的负重配平原理, 利用扫频试飞进行频域辨识, 建立偏航通道综合模型, 提出无人直升机航向控制律设计技术, 确定控制律参数, 并对其进行优化和验证。仿真结果表明: 该技术可实现无人直升机的数学建模与控制律设计, 并能具备较好的控制性能品质, 具有较强的工程意义。

**关键词:** 频域辨识; 无人直升机; 控制律

**中图分类号:** TP273 **文献标志码:** A

## Yaw Channel Control Law Design Technology Based on Frequency Domain Identification for Unmanned Helicopter

Gu Donglei

(Research & Development Center, Nanjing Research Institute of Simulation Technology, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to solve the problem of yaw control for unmanned helicopter, the yaw control law design technique based on frequency domain identification method is discussed. According to the principle of counterweight balance, the comprehensive model of yaw channel is established based on using sweep frequency fly test for frequency domain identification. The yaw control law design technology are proposed, the control parameters are ascertained, optimized and verified. The simulation results show that the technology can realize the mathematical modeling and control law design of unmanned helicopter, which has better control quality and engineering value.

**Keywords:** frequency domain identification; unmanned helicopter; control law

### 0 引言

无人直升机飞控系统的开发受到经费、人力和时间等诸多约束, 往往难以采用物理建模、风洞试验、小扰动方程提取、半实物仿真、试飞验证等标准的设计流程<sup>[1]</sup>。由于直升机平台已经先于飞控而存在, 可以充分利用实际试飞比较方便的特点, 采用频域辨识技术获取动力学模型, 进行控制律的设计和调参, 以节约开发费用, 缩短开发周期。

笔者设计了该型号直升机航向通道控制律。设计思路如下: 首先确定初步的飞行控制律结构, 利用系留试验确定初步的、保守的控制器参数; 然后利用工程化方法来求取直升机总距反扭矩和尾桨距之间的配平关系, 以及直升机本身偏航通道的动力学特性, 根据所得到的结果, 进行控制器结构的设计和参数优化; 最后用实际试飞验证设计的有效性和飞行的性能。

### 1 基于频域辨识的控制律设计方法

利用扫频试飞进行频域辨识, 必须让该无人直升机达到能够进行手动操纵的飞行状态, 然后才能

进行一系列的试验<sup>[2]</sup>。总距通道由于旋翼提供了足够的阻尼, 可以直接进行操纵。俯仰、横滚通道由于有平衡块的存在, 提供了必要的阻尼, 可以直接进行操纵。但是偏航通道本身阻尼极小, 响应过于灵敏, 因此, 需要引入人工角速度阻尼。根据闭环辨识方法的要求, 如果要让系统易于辨识, 则需要注意 2 点: 1) 反馈强度要尽可能弱化, 2) 控制律要尽可能复杂一些<sup>[1]</sup>。因此, 笔者引入初步的角速度人工阻尼和直接杆量混合控制的方式<sup>[2]</sup>, 使直升机能够比较容易地进行手动操纵。初步的控制器结构如图 1 所示。

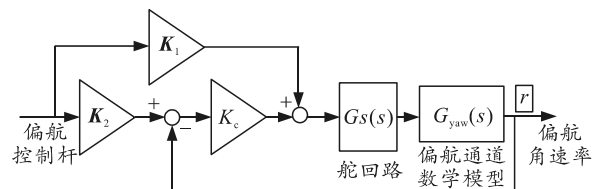


图 1 基本偏航通道控制结构

控制器基本的参数可以在系留状态下进行选择, 在确保稳定与可用的条件下, 为了更有利于辨识,  $K_c$  要尽可能小,  $K_1$  要尽可能大。

收稿日期: 2019-06-12; 修回日期: 2019-07-26

作者简介: 顾冬雷(1972—), 男, 江苏人, 博士, 副研究员, 从事飞行器辨识建模技术、基于模型的飞行控制律设计技术、飞行控制软件体系架构与半实物仿真技术研究。E-mail: 962171002@qq.com。

### 1.1 配平关系的获取技术

直升机的尾桨用以产生和直升机旋翼反扭矩对抗的力矩。当两者取得平衡时，则直升机机头方向保持恒定，偏航通道处于配平状态。当这个平衡被打破，则直升机的机头就会发生偏转。这正是直升机偏航通道控制的基本机理<sup>[3]</sup>。在转速恒定时，旋翼引起的反扭矩和旋翼的总距相关，而尾桨的拉力和尾桨的总距相关；因此，配平关系可以反映到旋翼总距和尾桨距的静态匹配关系上来。

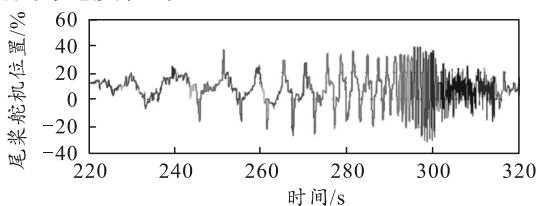
如果要通过计算得到配平关系，则比较复杂。由于已经有可以进行试飞的直升机，通过操纵手的飞行，求得大致的配平关系。主要方法是选择一个无风的天气，给直升机加上某个配重，让操纵手将直升机在效外悬停，操纵手通过操控器上的微调钮，保持直升机的机头方向恒定不变，即处于配平状态，获取一组总距和尾桨距之间的关系。然后换上另外一个配重，获取另外一组数据。考虑到该配平关系是单调变化的<sup>[4]</sup>，虽然有非线性的存在，但是非线性特性比较弱，可以通过两点决定一条直线，获得一个略微粗糙的配平关系。直升机以巡航速度前飞时，配平关系和悬停状态下略有差异，但是差异不大；因此，可将此悬停配平关系作为前飞配平关系。至于和实际配平曲线之间的差异，可以在控制律设计中引入积分环节加以补偿。通过该方法，得出的配平关系<sup>[5]</sup>为

$$\delta_{ped} = 0.61\delta_{col} - 0.22。 \quad (1)$$

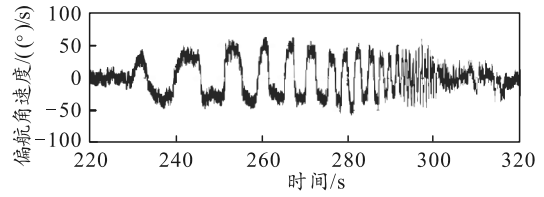
其中， $\delta_{ped}$ ,  $\delta_{col}$  分别为尾桨距和旋翼变距。

### 1.2 频域建模技术研究

利用扫频数据进行偏航通道频域辨识建模<sup>[2]</sup>，比较快捷而准确。该方法采样舵机的输出位置即尾桨变距信号和直升机偏航角速度信号，通过频域辨识获取它们之间的动态关系。操纵人员输入由低频到高频逐渐增加的正弦信号，在感兴趣的频段上充分激发对象固有的动态特性，获取可供辨识的数据。该通道的某组扫频输入输出数据如图 2 所示，第 1 行为尾桨舵机输出的位置采样，第 2 行是激发出来的偏航角速度信号<sup>[6]</sup>。



(a) 位置采样



(b) 偏航角速率信号

图 2 偏航通道扫频输入输出信号

用操纵手进行手动扫频的原因：1) 易于操纵手进行扫频过程中意外情况的处理，而不至于发生严重事故；2) 手动输入信号的不规则也增加了信号的丰富性，有利于进行辨识。为了尽可能包含必要的信息和提高辨识的精度，辨识时需要几次将这样的扫频数据连接起来进行辨识。在连接之前，各组数据均减去了它们的平均值，以便得到配平状态附近的小扰动动态特性。图 3 是所得到的频率响应和传递函数拟合结果。得到的偏航通道传递函数为：

$$G_{yaw}(s) = \frac{s}{(s - 0.626)(s + 1.836)} \cdot \frac{893}{s + 1.836}。 \quad (2)$$

由相干函数值可见，频率在 0.3~12 rad/s 的相干函数值大于 0.6，可以认为在该段频段上，偏航通道动态特性的激发比较充分，输入输出之间的关系可以认为线性相关比较好，在该区间进行传递函数的求取可信度比较高。式(2)正是在这一频段上进行拟合所得到的结果。将式(2)分解成 2 部分，可以表示动态 2 个不同的组成部分，其中

$$G_1(s) = \frac{893}{s + 1.836}。 \quad (3)$$

这正是理论推导简化后偏航通道传递函数形式，表明尾桨操纵功效比较高，因此，操纵灵敏度比较高。而另一部分：

$$G_2(s) = \frac{s}{s - 0.626}， \quad (4)$$

正对应着直升机偏航动态的低频部分，其相干函数值的下降也表明其中可能有非线性的影响。通过对照常用非线性环节的描述函数形式<sup>[3]</sup>，可以认为， $G_2$ 表明了该动态特性中有类似间隙形式的非线性存在。正是它的存在，使得偏航动态本身固有特性中有缓慢发散的不稳定特性存在。

如图 3 所示，相干函数在频率 10 rad/s 之后，其值迅速下降。通过观察输入激励的功率谱，谱密度并未相应地快速下降，这是由于在高频时有高阶非线性的存在，使输入输出之间的线性关系减弱至不宜进行辨识。但就控制而言，精度直到 10 rad/s 的动力学模型已经足够用于进行控制律设计与参数

优化。

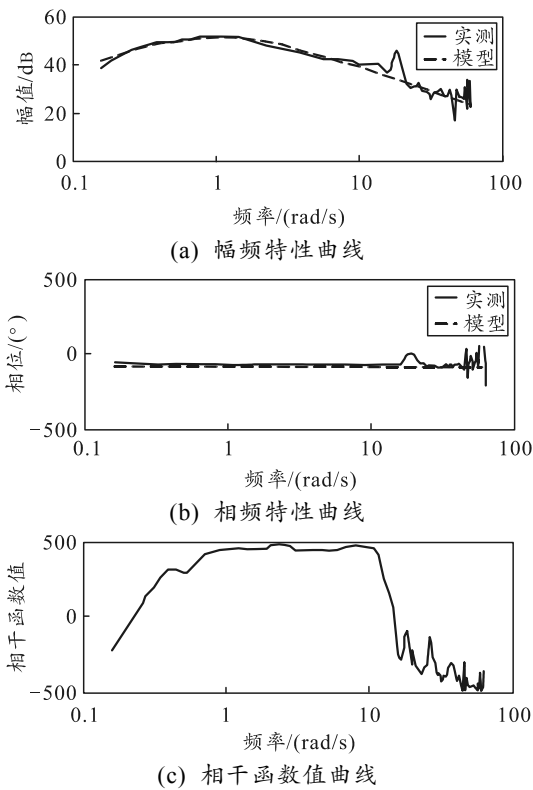
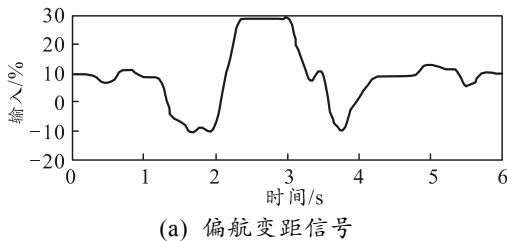


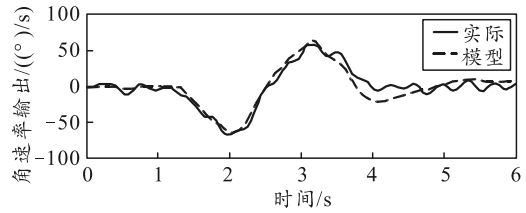
图 3 偏航通道频率响应和传递函数拟和

虽然由于相干函数值过小，导致大于 12 rad/s 频段的幅频信息可信度降低了，但是对它进行观察是有益的。幅频特性上，在 18 rad/s 左右，幅值有一个凸起。相频特性上对应位置也如此。而在对应该频率的相干函数处也有一个相干值的峰值。这预示着有一个复杂模态的存在。由图 4 中实际响应曲线的 4~6 s 段，有一个叠加在低频响应上大约 3 Hz 的小波动信号，该信号对应着幅相特性上 18 rad 处的凸起。该信号并非由持续的激励信号引起，而是系统形成的自激。笔者判断它不是偏航通道本身固有的特性，而可能是机械中的间隙引起的易于形成自激的一个模态。通过将直升机尾部传动部分的装配进行调整，尽可能消除间隙后，该频点凸起消失。

图 4 表明了所得到的传递函数具有良好的时域预测能力，说明所获得模型的可信度相当高，足以用于进行控制律的设计。



(a) 偏航变距信号



(b) 偏航角速率信号

图 4 辨识结果时域校验

类似地，利用扫频信号偏航舵回路输入输出数据，得到尾桨舵机的传递函数为：

$$G_{ped}(s) = \frac{502.7}{s^2 + 27.36s + 504.9} \quad (5)$$

一般而言，阻尼闭环的带宽约 4 rad/s，尾桨舵机的带宽远大于此；因此，该舵机的动态特性对控制律的设计不会造成制约，足以满足自动控制中对执行机构的一般要求。

### 1.3 控制律详细设计

小型无人直升机一般并不仅仅追求全自主，也需要能够让操纵手进行手动控制飞行，以在特定的场合获得最大的灵活性。这样，控制系统的设计就不仅需要考虑纯自动飞行的特点，而且要考虑手动飞行的特殊要求。以航向通道的控制而言，自动飞行时所希望的是航向控制，而手动飞行时，由于更加注重灵活性，因此，需要角速度阻尼控制。但是在手动飞行时，操纵手希望在相当一部分时间保持当前直升机机头指向不变。如果没有航向的锁定功能，想要保持直升机机头方向不变，需要操纵手不间断地进行调整，工作强度较大；因此，操纵手希望在航向操纵杆回中时，直升机能够处于自动锁尾状态而无须操纵手不断调整，当操纵手将航向操纵杆离开回中位置时，他希望能够自动转入角速度阻尼控制，以获取良好的操纵性能。图 5 是偏航通道增稳控制框图，其中  $f(\delta, t)$  是逻辑模块，通过判断偏航通道操纵杆量是否回中来决定是否将直升机方向控制回路切除。该判据的策略是，如果偏航操纵杆回中且保留了一定的预设时间，程序认为操纵手希望直升机能保持当前的机头方向，此时方向设定值为直升机机头当前指向。如果偏航操纵杆离开回中位置一定的时间，则认为操纵手正在进行机动操纵，只需要偏航通道的阻尼控制。引入时间参数的目的是为了引入一个滞环环节，避免控制过于频繁地在 2 种方式之间进行不必要的切换。 $T(\delta_{col})$  为式 (1) 所示的配平关系。控制律中， $C_{\psi}(s) = K_{\psi}$  为一比

例环节，而  $C_r(s) = K_r(1 + K_i \frac{1}{s})$ ，为一比例积分环节。其中积分环节的作用：一方面是由于消除控制静差；另一方面是由于补偿配平关系的失配，起到一定的自动配平的作用。

在自动飞行模式下的控制，只需要切除逻辑部分与手动控制部分，使方向控制和角速度控制同时存在即可，此时方向控制的设定值来自导航模块的输出。

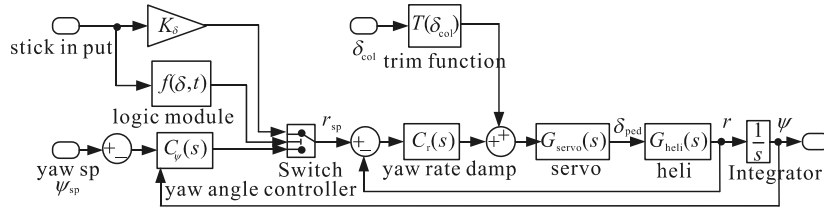


图 5 偏航通道增稳控制框图

由于直升机同时需要具有悬停和前飞的能力，如果要用一组参数来应用于 2 种不同的飞行状态，则需要该组参数对 2 种飞行状态均是适合的。为此，需要对前飞状态进行扫频试验，求出前飞状态下偏航通道的动力学特性。但是前飞状态扫频需要操纵手具有高超的技巧，否则难以得到覆盖足够宽频段的输入输出数据。因此，笔者用悬停状态所得到的模型去预测 15 m/s 下前飞状态的时域输出，发现预测能力可以接受，认为悬停所得到的模型在比较宽的速度范围上具有一定的准确性。于是，基于悬停状态所得到的动力学模型进行控制律参数的确定，但是在开环稳定裕度上留有了更多的裕量，以对应前飞状态一定程度的模型失配情况。确定控制器的参数  $K_p=1.5, K_i=0.006, K_d=0.4$ 。

## 2 实验验证

以直升机 15 m/s 的飞行状态为例，分析控制性能品质。所得到的控制器在定向飞行时，方向控制静差为零，而在转弯这种设定值持续单调变化的情况下，角度跟随有一定的静差。对于角速度的控制而言，响应及时，跟随准确，可以接受。这表明所得到的控制器，在比较宽的速度范围内均具有较好的控制品质。这也从另一个方面表明，所得到的模型具有相当的准确性和较宽速度范围内的适用性。

对于增稳状态下的操纵，需要考虑其操纵品质。有人直升机有飞行品质规范可以作为评价操纵性能优劣的依据，但是对于无人直升机，至今并无适用的规范，直接套用有人直升机的规范并不适合。因此，本型号无人直升机增稳状态下的操纵品质更多地依赖于不同操纵手意见的综合，同时制定了考核指标，观察在该考核指标下直升机的操纵情况：1) 垂直升降急停；2) 直线前飞后退急停；3) 侧向飞行急停。察看各种情况下尾部是否有突摆，以及突

摆有多大，恢复情况如何，是否为操纵人员所能接受。这些指标均是在一般正常飞行情况下不会遇到的比较剧烈的操作。在这些测试过程中，控制效果如果能被操纵人员接受，则对于正常的手动和自动飞行都适用。经多个操纵人员实际测试表明，该直升机偏航通道的操纵性能达到要求。飞行实验状态跟踪曲线如图 6 所示。

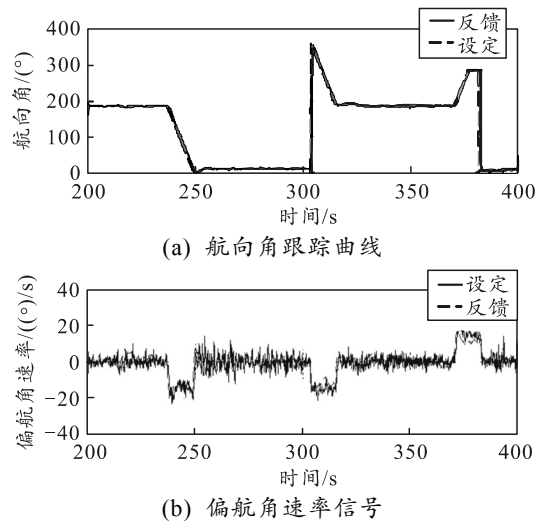


图 6 飞行实验状态跟踪曲线

## 3 结束语

笔者探讨了基于频域辨识方法的无人直升机航向控制律设计技术。实验结果表明：该技术在不断增加系统构成的条件下，可以比较快速简便地实现无人直升机的数学建模与控制律设计，并具备较好的控制性能品质。对于工程工期紧、科研经费有限的情况，文中的实现方法具有很强的工程意义。

## 参考文献：

[1] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社: 2003: 125-140.

统计无人机各项试验的通电工作时间，按照相应环境因子进行折算，当累计达到 3.01 h，且影响任务成败的责任故障数小于 1 个，任务可靠度指标满足要求。

### 3.2 无人机基本可靠性验收

对于设计要求的 MTBF，可认为其是规定值，即为可靠度的检验上限，由鉴别比的定义可计算无人机可靠度的检验下限<sup>[6]</sup>。根据表 1，可计算得到无人机可靠性的总试验时间。

假设某型无人机的 MTBF 设计值为 10 h，即  $\theta_0=10\text{ h}$ ，根据表 1 取  $d=2.22$ ，则平均寿命的检验下限为

$$\theta_1=\theta_0/d=4.5\text{ h}。$$

该无人机总试验时间为：

$$\theta=2.44\theta_1=10.99\text{ h}。$$

即统计该无人机在验收过程中各项地面试验和飞行试验的时间，累计达到 10.99 h，且责任故障数小于 1 时，MTBF 满足要求。

2016 年该型无人机进行验收试验时，某架无人机地面累计开机达 14 h，责任故障数为 0，则该无人机基本可靠性验收合格。

## 4 结论

笔者采用 GJB 899A—2009《可靠性鉴定和验收

\*\*\*\*\*

(上接第 66 页)

[2] 顾冬雷, 高正, 孙传伟. 无人直升机控制动态特性的频域辨识建模方法研究[J]. 南航学报, 2004(6), 688-692.

[3] 张鲁遥, 白梓永, 孙瑜, 等. 一种无人机自主航线控制策略[J]. 兵工自动化, 2018, 37(2): 39-42.

[4] KARL J. Astrom. 计算机控制系统——理论与设计[M].

试验》中短时高风险定时试验方案中的第 30-2 号方案，对无人机任务可靠性和基本可靠性验收方法进行了研究，得出以下结论：

1) 对于无人机任务可靠性，当无人机总飞行架次、失败次数和可靠度单侧置信下限满足二项分布可靠度单侧置信下限数表要求，或者对各项试验的累计通电工作时间按照相应环境因子进行折算后满足短时高风险定时试验方案中的第 30-2 号方案要求时，任务可靠性验收合格。

2) 对于无人机基本可靠性，当总试验时间和责任故障数满足短时高风险定时试验方案中的第 30-2 号方案要求时，基本可靠性验收合格。

### 参考文献：

[1] 冯静, 孙权, 罗鹏程, 等. 装备可靠性与综合保障[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2008: 29-44.

[2] 吕晓林, 朱文来. 无人机可靠性评估方法研究[J]. 宇航计测技术, 2012, 32(6): 77.

[3] 金碧辉. 系统可靠性工程[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 22-25.

[4] GJB 899A—2009 可靠性鉴定和验收试验[S]. 2009: 97.

[5] GB 4087.3—1985 数据的统计处理和解释二项分布可靠度单侧置信下限[S]. 1985: 60-82.

[6] 沈杨杨, 杨忠, 张翔, 等. 一种倾转四旋翼无人机及其过渡段姿态控制[J]. 兵工自动化, 2018, 37(3): 82-87.

北京: 清华大学出版社, 2002: 332-380.

[5] DONALD M L. Automatic Flight Control Systems. Prentice Hall International Ltd, 1990[M]. Aeronautical Journal, 1991: 95.

[6] 顾冬雷. 无人直升机飞行控制系统的设计与实现[R]. 南航博士后出站报告, 2006.

[7] 杨磊松, 李松超. 一种小型箭射无人机外形设计与气动分析[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(6): 90-93.