航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Apr. 15 2018 Vol. 29 No.04 32-36

基于响应类型的直升机悬停状态显模型跟踪控制律设计

井雅洁[1,*]，梁昊[2]

1. 中国直升机设计研究所，江西 景德镇 333001

2. 中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：现代战场使用环境对直升机的飞行品质要求越来越高，使用电传飞控系统可大幅改善直升机的飞行品质，本文以电传飞控系统为研究对象，进行面向特定任务的具体指标要求的控制律设计。首先，根据 ADS-33E 飞行品质规范要求构造出满足悬停状态下俯仰轴 ACAH 响应等级 1 要求的指令模型；其次，以该指令模型构建显模型，通过反馈补偿算法进行跟踪偏差修正的模型跟踪控制律设计，最终得到整个闭环系统俯仰姿态满足飞行品质等级 1 要求的控制律构型和参数。通过 MATLAB 仿真验证了该设计方法的合理性和有效性。

关键词：电传飞控系统；ACAH 响应；显模型；控制律

中图分类号：V249.122+.2　　**文献标识码**：A　　**DOI**：10.19452/j.issn1007-5453.2018.04.032

现代战场使用环境对直升机飞行品质及性能提出了越来越高的要求，依靠传统有限权限的机械式飞控系统已经无法满足更高的飞行品质及性能的使用要求。电传飞控系统是先进直升机的主要技术特征之一，它使用电缆代替机械杆系，利用电气信号形式实现飞行员对直升机运动轨迹和姿态的控制。该构型一方面提高了直升机上应用先进控制理论的灵活性，使得基于任务指标要求的控制理论设计成为可能；另一方面可大幅改善直升机的飞行品质[1]。目前，美国的 AH-64D “阿帕奇”、UH-60M、S-92 “直升客车” 及欧洲的 NH-90 等直升机都采用了电传飞控系统[2,3]。

2000 年，美国颁布了 ADS-33E 军用直升机飞行品质规范，该规范不仅包含评定直升机稳定性、操纵性和机动性的客观评定指标，而且针对特定的飞行任务科目，还提供了驾驶品质主观评定方法，其内容涵盖了当代先进直升机的使用要求和技术特点，因此，已成为各国直升机研制的设计依据。ADS-33 是面向任务的，对不同任务的各个模态都规定了不同的响应类型[4,5]。20 世纪 80 年代中期，美国陆军与联邦德国航空航天研究试验院（DFVLR）共同研发了直升机显模型跟踪自适应解耦控制技术，可以使被控对象强迫跟踪显模型，有效减少直升机姿态角控制通道之间的气动耦合效应，并使得直升机具有优良的跟踪动态性能和稳态性能[6～8]。

就直升机电传飞控系统而言，若以其理想的 ADS-33E 响应类型为基础构建显模型，采用模型跟踪控制律设计原理进行控制律设计，则在理想情况下，在保证系统具有良好动态和稳态性能的同时，还可实现直升机的响应特性与飞行品质要求的响应类型一致，保证直升机各个模态飞行品质满足要求。

本文基于 ADS-33E 飞行品质评价准则，以面向任务的响应类型的指标要求为基础构建指令模型，采用显模型跟踪方法进行无地效悬停状态下纵向通道电传飞控系统控制律设计及仿真验证。

1 响应类型

直升机的响应类型是指直升机对操纵输入的响应特性。响应特性由直升机本身的特性及控制系统决定。ADS33-E 中规定了旋翼类飞行器的响应类型包含姿态指令姿态保持响应类型（ACAH）、速率指令航向保持响应类型（RCDH）和垂向速率指令高度保持响应类型（RCHH）等[4,5]。这些响应类型直接关系到飞行员完成预定任务的精确程度

收稿日期：2018-02-05；　　退修日期：2018-02-16；　　录用日期：2018-03-25

* 通信作者 . Tel.：0798-8465269　　E-mail：tiaotiaoj@126.com

引用格式：Jing Yajie, Liang Hao. Design of explicit model-following control system of helicopter hover state based on response type [J].Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (04)：32-36. 井雅洁，梁昊．基于响应类型的直升机悬停状态显模型跟踪控制律设计 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (04)：32-36.

和工作负荷，是评价直升机飞行品质的一个重要标志。由于直升机操纵方式独特，结构耦合复杂，飞行状态较多，每种状态下的空气动力学特性差异很大，因而仅依靠直升机的裸机特性很难达到良好的响应效果，必须通过控制律设计才能实现理想的响应类型效果。

直升机在执行飞行任务中，需要多种响应类型。响应类型的选择应根据直升机所要执行的任务科目、使用目视环境条件和所要求的飞行品质等级来确定。ADS-33E 中对直升机执行不同任务科目时的不同响应类型指标做了明确要求。参考文献 [9] 和参考文献 [10] 对直升机不同目视条件下执行各项任务科目需要的响应类型进行了归纳。由文献可知，执行所有任务科目（包含悬停低速和前飞状态），要在较差的条件下下达到飞行品质等级 1 的要求，如不良目视环境（环境感知度 UCE=2），均需采用 ACAH 响应类型。

ACAH 响应类型是指飞行员的操纵输入产生正比于输入量的姿态角响应，操纵结束后，飞机以新的姿态角为基准稳定在新的配平位置。ACAH 响应类型可帮助飞行员实现不良目视条件下的精确姿态角控制。

2 显模型跟踪控制律设计

模型跟踪控制系统的基本原理为：控制指令作用于显模型，显模型产生的模型状态变量与系统相应的状态变量相比较，得到的状态误差通过控制系统的控制作用产生相应控制信号。如图 1 所示。理想情况下，状态误差为 0，被控对象的动态特性与显模型的特性一致。显模型完全跟踪被控对象的状态变化[7, 8, 11]。

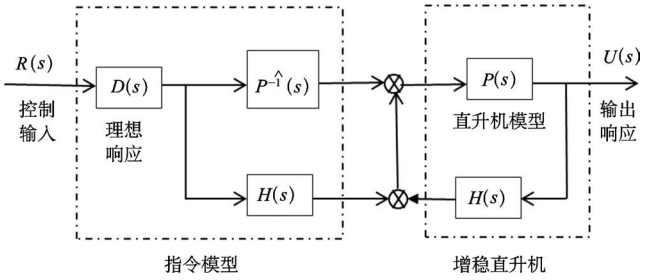

图 1 显模型跟踪设计基本原理图

Fig.1 Basic principle diagram of explicit model following design

图中 $P(s)$ 为被控对象、$H(s)$ 为反馈补偿模块、$\hat{P^{-1}}(s)$ 为逆模型、$D(s)$ 为显模型。

显模型跟踪控制系统的传递函数为：

$$\frac{U(s)}{R(s)}=D(s)\cdot(\hat{P^{-1}}(s)+H(s))\cdot\frac{P(s)}{1+P(s)H(s)} \tag{1}$$

若直升机拟模型十分准确，则有 $\hat{P^{-1}}(s)=P^{-1}(s)$，则：

$$\frac{U(s)}{R(s)}=D(s)\cdot\left(\frac{1}{P(s)}+H(s)\right)\cdot\frac{P(s)}{1+P(s)H(s)}=D(s) \tag{2}$$

由式 (2) 可知，理想情况下，闭环系统的输出等于指令模型的输出，与被控对象无关。如此，通过设计期望的指令模型，则可实现系统对指令信号的精确跟踪，进而实现系统任何期望的响应类型。

3 直升机 ACAH 响应类型显模型控制律设计

由于直升机是一个高阶、非线性、强耦合和不稳定的对象，不可能取得直升机精确的逆模型，另一方面，逆模型与真实模型存在偏差，需采用反馈补偿的方法来取消二者的差异，因此，将采用的直升机显模型控制框图简化为图 2，其中显模型用于构造系统期望的响应，反馈控制用来消除期望响应和实际系统响应之间的偏差。

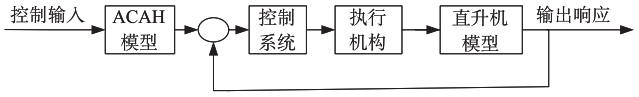

图 2 直升机显模型跟踪控制框图

Fig.2 Helicopter explicit model following control block diagram

3.1 ACAH 响应类型模型设计

ASD-33E 对直升机悬停状态下的 ACAH 响应类型的指标要求为[4, 9]：

(1) 对座舱纵（横）向操纵器的阶跃输入，应在 6s 内产生成比例的俯仰（滚转）姿态变化。在阶跃输入后的 6~12s 之间，姿态应保持不变。

(2) 对纵（横）向操纵机构的脉冲输入，其俯仰姿态应在 20s（对于 UCE=1）或 10s 内（对于 UCE=2）回到俯仰姿态偏离峰值的 10% 或 1° 以内（取较大值），滚转姿态在 10s 内（回到偏离峰值的 10% 或 1° 以内（取较大值））。

(3) 悬停状态下俯仰（滚转）姿态对纵向（横向）座舱操纵位移输入的小幅 / 中高频频域响应须符合图 3 中规定的范围。

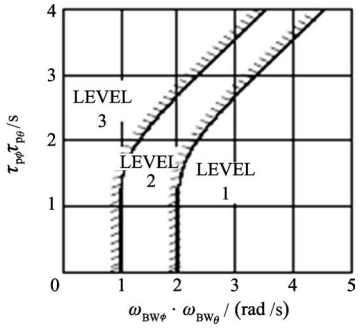

图 3 悬停状态下小幅 / 中高频频域响应

Fig.3 Small scope/high rate frequency domain response of hover state

根据参考文献 [4] 中对理想 ACAH 模型的选取经验，得到 ACAH 响应类型模型为：

$$D(s)=\frac{C\omega_n^2}{S^2+2\times\zeta\omega_n S+\omega_n^2} \tag{3}$$

式中：C 表示的飞机响应对杆头输入的灵敏度，依据工程经验，取为 0.8°/(°)，其中杆头输入的单位由弧度 (mm) 折算为度 (°)，反映杆头与驾驶舱地板的纵向夹角。

对于模型 (3)，为满足 ACAH 响应指标中时域响应快速性，同时保证超调量较小的要求，选择 ζ=0.7。

根据图 3 中的指标要求，为保证悬停状态 ACAH 俯仰姿态角响应满足等级 1 的要求，选择 $\omega_{BW}=(\omega_{BW})_{phase}$=3rad/s，由此可得：

$$\angle D(j\omega)/_{\omega=3}=\angle\frac{0.8\times\omega_n^2}{S^2+2\times0.7\omega_n S+\omega_n^2}/_{s=3j}=-135° \tag{4}$$

根据式 (4)，可得 ω_n=1.6rad/s。

由此可得，ACAH 模型为：

$$D(s)=\frac{C\omega_n^2}{S^2+2\times\zeta\omega_n S+\omega_n^2}=\frac{0.8\times1.6^2}{S^2+2\times0.7\times1.6S+1.6^2}=\frac{2}{S^2+2.2S+2.6}$$

通过 MATLAB 仿真，得到 ACAH 响应模型的阶跃输入响应和频域响应如图 4 所示。

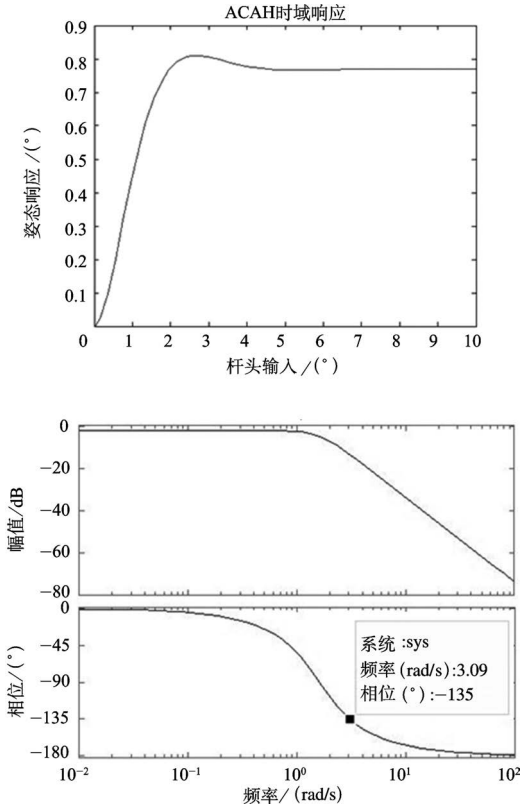

图 4 ACAH 模型输入响应（时域和频域）

Fig.4 ACAH model input response (time domain and frequency domain)

由响应曲线可知，所构造的显模型满足 ADS-33E 对直升机悬停状态对俯仰 ACAH 响应类型等级 1 的指标要求。

3.2 反馈补偿跟踪偏差修正控制律设计

根据 4.1 节构造的 ACAH 指令模型，设计出反馈补偿跟踪偏差修正控制律框图如图 5 所示。其中 $K1$ 项表示对俯仰姿态期望值与实际值偏差的比例修正，$K2$ 项表示对俯仰姿态期望值与实际值偏差的积分修正，$K3$ 项表示对俯仰角速率期望值与实际值的比例修正。

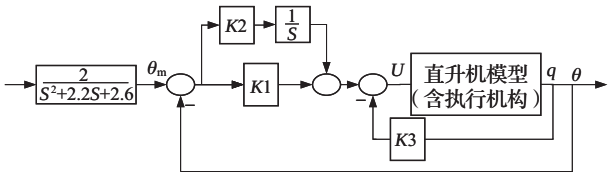

图 5 反馈补偿控制律框图

Fig.5 Block diagram of feedback compensation control low

3.3 仿真及分析

以某型机悬停状态下模型为基础，根据 MATLAB 中的响应优化设计方法，得出跟踪 ACAH 响应（见图 4）理想的 $K1$=1.5，$K2$=0.3，$K3$=0.4。对图 5 进行闭环仿真验证，给定 5° 杆头阶跃输入和一定量的脉冲输入，进行 MATLAB 仿真，得到输出响应如图 6~ 图 7 所示。

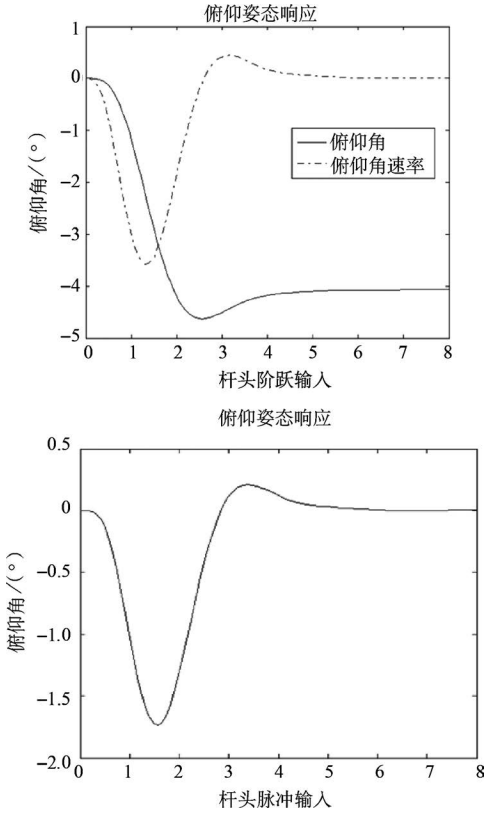

图 6 闭环系统时域响应

Fig.6 Time domain response of the closed loop

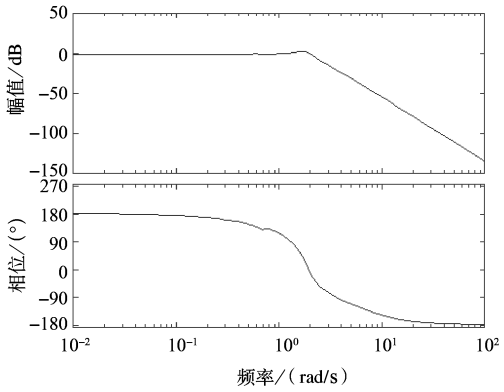

图 7 闭环系统频域响应

Fig.7 Frequency domain response of the closed loop

仿真结果表明，在杆头纵向操纵输入下，俯仰角可在 6s 内达到稳定状态。杆头脉冲输入下，飞机俯仰姿态可在 7s 回到偏离峰值的 10% 以内。闭环系统的频域响应效果较好，带宽在 4.2rad/s 左右。直升机悬停状态下的俯仰姿态 ACAH 响应满足飞行品质等级 1 的需求。

4 结束语

对飞行品质的研究和对先进控制律设计方法的研究一直是直升机品质与控制领域研究的热点。如何做好这两个领域的衔接，将对直升机品质指标的要求揉合到控制律设计中，是设计者需着重研究的新方向。以飞行品质指标要求为输入，进行满足特定任务的基于具体指标要求的正向控制律设计，已逐渐成为当代飞控系统设计的新方向，这种面向任务的设计方法具有更好的目标导向性。本文针对悬停状态下俯仰轴姿态保持功能，以 ADS-33E 中的 ACAH 响应指标要求为设计目标，基于小扰动线性化方程，构造以俯仰杆头操纵量为输入、期望的俯仰姿态角为输出的满足飞行品质等级 1 要求的 ACAH 响应类型显模型，采用了显模型跟踪法进行控制律设计。为保证闭环系统输出最大限度的逼近指令模型，采用响应优化设计法进行跟踪偏差的修正。仿真结果表明，该方法设计的控制律构型及参数可满足悬停状态纵向 ACAH 飞行品质等级 1 的要求。本文的控制构型和方法也可用于横滚轴 ACAH 响应以及速度保持和高度保持等高级自驾模态的控制律设计。 AST

参考文献

[1] 宋翔贵，张新国. 电传飞行控制系统 [M]. 北京：国防工业出版社，2003.
Song Xianggui，Zhang Xinguo. Fly by wire control system [M]. Beijing：National Defense Industry Press，2003.（in Chinese）

[2] Fletcher J W，Cherepinsky I. UH-60M upgrade fly-by-wire flight control risk-reduction using the RASCAL JUH-60A in-flignt simulator[C]//American Helicopter Society 64th Forum，2008.

[3] Bruce B，Brian J H. S-92 fly-by-wire advanced flight control system[C]//American Helicopter Society 60th Annual Forum，Baltimore，2004.

[4] Aeronautical design standard performance specification. Handling qualities requirements for military rotorcraft[S]. Alabama，United States Army Aviation and Missile Command Aviation Engineering Directorate Redstone Arsenal，2000.

[5] 荣枭录 . 直升机飞行品质设计方法研究 [D]. 南京：南京航空航天大学，2007.
Rong Xiaolu. Studying of helicopter flight handling qualities design method [D].Nanjing：Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2007.（in Chinese）

[6] 杨一栋 . 直升机飞行控制系统 [M]. 第 2 版 . 北京：国防工业出版社，2011：82-84.
Yang Yidong. Helicopter flight control system[M].Version 2. Beijing：National Defense Industry Press，2011：82-84.（in Chinese）

[7] Bouwer G. Design and flight testing of a model-following control system for helicopters[C]// IFAC Proceeding Volumes，Munich，FRC，1987.

[8] 王锋，李尚德，叶耀祖 . 基于模型跟踪的通道解耦控制技术仿真研究 [J]. 航空工程进展，2012，3（3）：367-372.
Wang Feng，Li Shangde，Ye Yaozu. Study on simulation of decoupling control technique based on the model-following [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering，2012，3（3）：367-372.（in Chinese）

[9] ADS-33E-PRE 美国陆军航空设计标准性能规范：军用旋翼飞行器驾驶品质要求 [S]. 南京航空航天大学，译，2002.
ADS-33E-PRE United States army aviation design standard performance specification：Handling qualities requirements for military rotorcraft[S]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Translate，2002.（in Chinese）

[10] 张宏林 . 基于任务科目的直升机飞行品质评定试飞技术研究 [J]. 航空科学技术，2015，26（4）：62-67.

Zhang Honglin.The research in flight test technology of the helicopter flying quality evaluation based on the MTEs[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26 (4) : 62-67. (in Chinese)

[11] 赖水清,李林华 . 直升机电传飞行控制系统顶层设计技术 [J]. 直升机技术, 2003 (4): 15-19.
Lai Shuiqing, Li Linhua.Top design technique of fly by wire control system for helicopter [J].Helicopter Technique, 2003 (4) : 15-19. (in Chinese)

作者简介

井雅洁 (1984—) 女,硕士,工程师。主要研究方向:直升机飞行控制系统总体设计。

Tel: 0798-8465269

E-mail: tiaotiaoj@126.com

梁昊 (1985—) 男,学士,工程师。主要研究方向:直升机试飞试验验证。

Tel: 13571806909

E-mail: lianghao8106987@163.com

Design of Explicit Model-Following Control System of Helicopter Hover State Based on Response Type

Jing Yajie[1,*], Liang Hao[2]

1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

2. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The requirements of handling qualities for helicopter is becoming higher and higher due to modern war field environment. Using of fly-by-wire control system can improve handling qualities substantially. The paper designed a flight control law for fly-by-wire system to specific quality requirement of given task. Firstly, construct dictation model witch satisfy ACAH response level 1 according to ADS-33E flying quality requests. Secondly, constructs explicit model using dictation model, designed deviation correction control law throw feedback compensation algorithm. Finally, get the whole closed loop system configuration and parameters which makes pitch attitude meeting flying qualities requests level 1. MATLAB simulation validated the rationality and validity of the design method.

Key Words: fly-by-wire flight control system; ACAH response; explicit model; control law

Received: 2018-02-05; **Revised:** 2018-02-16; **Accepted:** 2018-03-25

***Corresponding author.Tel.:** 0798-8465269 **E-mail:** tiaotiaoj@126.com