

doi: 10.7690/bgzd.2021.09.009

基于 H_∞ 控制算法的 ACAH 响应类型设计

黄飞飞, 高莘青, 王东辉

(中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 为提高舰载直升机着舰任务的成功率和安全性, 提出基于 H_∞ 控制算法的姿态指令姿态保持 (attitude command attitude hold, ACAH) 响应类型设计的方法。通过分析舰载直升机着舰时的任务科目基元及美军直升机飞行品质规范 ADS-33E, 选择舰载直升机在悬停进近过程中纵轴的操纵响应为 ACAH 响应类型, 基于 H_∞ 混合灵敏度方法设计鲁棒 H_∞ 控制器, 通过仿真分析验证鲁棒控制器的抗扰特性和 ACAH 控制效果, 并进行飞行品质评定。结果表明: 该设计具有较高的抗扰特性, 直升机纵向操纵响应为 ACAH 响应类型, 飞行品质达到等级一。

关键词: H_∞ 鲁棒控制; ACAH 响应; 飞行品质; 抗扰性

中图分类号: TJ85 **文献标志码:** A

Design of ACAH Response Type Based on H_∞ Control Algorithm

Huang Feifei, Gao Xinqing, Wang Donghui

(AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to improve the success rate and safety of shipboard helicopter landing missions, a design method of attitude command attitude hold (ACAH) response type based on H_∞ control algorithm is proposed. By analyzing the mission subject primitives of the carrier-based helicopter when landing on the ship and the U.S. helicopter flight quality specification ADS-33E, the control response of the longitudinal axis of the carrier-based helicopter during the hovering approach is selected as the ACAH response type. The robust H_∞ controller is designed based on the H_∞ mixed sensitivity method, and the anti-disturbance characteristics and ACAH control effect of the robust controller are verified through simulation analysis, and the flight quality is evaluated. The results show that the design has high anti-interference characteristics, the helicopter's longitudinal control response is ACAH response type, and the flight quality reaches level 1.

Keywords: H_∞ robust control; ACAH response; flight quality; anti-disturbance characteristics

0 引言

随着现代海战多层次立体化的发展, 为维护海洋权利、保障领海安全、掌控海上制空权, 各国海军越来越依靠空中力量。在发展航母和其他舰船的同时, 各国海军也在大力发展舰载直升机^[1]。

舰载直升机建模复杂, 模型阶数高, 各通道之间耦合严重; 海上气候变化无常, 舰船受海浪影响处于六自由度运动中, 直升机着舰时会受到舰尾流、甲板地效及海面气候多变等外部干扰。为保证着舰时机舰安全和着舰任务的成功率, 要求驾驶员精确操纵直升机的姿态, 其工作负荷大, 危险程度高; 因此, 应提高舰载直升机的飞行品质和抗扰特性, 降低飞行员的操纵负荷, 使飞行员有足够精力观察外部环境, 应对任何可能发生的险情。通过研究美国颁布的军用直升机飞行品质规范 ADS-33E-PRF, 姿态指令姿态保持 (ACAH) 响应类型能够提供座舱操纵输入与直升机姿态成比例的响应类型, 可精确

控制直升机的姿态, 在低速飞行或悬停时具有明显优势; 为此, 笔者选择 ACAH 响应类型为着舰过程中直升机的响应类型^[2-5]。

传统 PID 控制方法难以满足外部扰动复杂、模型摄动高、控制精度高的被控系统; 鲁棒 H_∞ 控制方法能同时兼顾系统的抗扰特性和被控对象模型的不确定性, 通过设计恰当的加权函数来抑制系统外部扰动, 优化系统的控制性能, 还能抑制模型不确定性的影响, 提高闭环系统的鲁棒特性及抗扰性能。笔者基于某型直升机的纵向线性化模型, 采用鲁棒 H_∞ 混合灵敏度控制方法设计鲁棒控制律, 并通过飞行品质评定不断迭代优化, 以达到期望的控制目标^[6]。

1 直升机动力学模型

直升机飞行过程中受到空气动力和自身重力的影响做六自由度运动, 且直升机受到的气动力和重力在机体系下更容易描述。根据牛顿运动定律, 在

收稿日期: 2021-05-10; 修回日期: 2021-06-02

作者简介: 黄飞飞 (1995—), 男, 陕西人, 硕士, 从事旋翼控制律设计研究。E-mail: 1175641481@qq.com。

机体系(O_bxyz)下直升机线运动的动力学方程为:

$$\begin{aligned} m(du/dt + wq - vr) &= F_x, \\ m(dv/dt + ur - wp) &= F_y, \\ m(dw/dt + vp - uq) &= F_z. \end{aligned} \quad (1)$$

式中: m 为直升机质量; F_x, F_y, F_z 分别为直升机在机体坐标系下沿 3 轴方向所受的合外力; u, v, w 分别为直升机纵向线速度、横向线速度、垂向线速度; p, q, r 分别为直升机横向角速度、纵向角速度、偏航角速度。

由动量矩定理可得直升机的角运动方程为:

$$\begin{aligned} I_x(dp/dt) + qr(I_x - I_y) - I_{xz}(pq + dr/dt) &= L, \\ I_y(dq/dt) + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) &= M, \\ I_z(dr/dt) + pq(I_y - I_x) - I_{xz}(dp/dt - qr) &= N. \end{aligned} \quad (2)$$

式中: I_x, I_y, I_z 分别为直升机对机体坐标轴 Ox, Oy, Oz 的转动惯量; I_{xz} 为直升机对机体坐标系 Ox, Oz 的惯性积; 在此假设 $I_{xy}=I_{yz}=0$; L, M, N 分别为直升机在机体坐标系下绕 Ox, Oy, Oz 的合外力矩。

设地面坐标系为 O_eXYZ , 直升机在地面坐标系的线速度分别为 $\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$; 机体系与地面系的转动欧拉角分别为俯仰角 θ 、滚转角 φ 、偏航角 ψ , 则由坐标转换关系可得直升机机体坐标系线速度与地面系线速度的关系为:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= u \cos \psi \cos \theta - w(\sin \psi \sin \varphi - \cos \psi \sin \theta \sin \varphi) + \\ &v(\cos \psi \sin \theta \sin \varphi + \sin \psi \cos \varphi), \\ \dot{Y} &= -u \sin \psi \cos \theta - w(\sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \cos \psi \sin \varphi) + \\ &v(\cos \psi \cos \varphi - \sin \psi \sin \theta \sin \varphi), \\ \dot{Z} &= u \sin \theta - w \cos \theta \cos \varphi - v \cos \theta \sin \varphi. \end{aligned} \quad (3)$$

直升机模型复杂, 且各轴之间存在强耦合, 以非线性模型进行控制器设计十分困难。目前国内直升机控制器设计都是基于线性化模型进行, 笔者采用小扰动理论对直升机模型进行线性化, 线性化模型为:

$$H\Delta\dot{x} = J\Delta x + K\Delta u. \quad (4)$$

式中:

$$\Delta x = [\Delta\varphi \ \Delta\theta \ \Delta\psi \ \Delta u \ \Delta v \ \Delta w \ \Delta p \ \Delta q \ \Delta r]; \quad (5)$$

$$\Delta u = [\Delta\delta_{lon} \ \Delta\delta_{col} \ \Delta\delta_{lat} \ \Delta\delta_{ped}]. \quad (6)$$

H, J, K 分别为系统参数矩阵, 与直升机气动导数有关, 计算过程可参考文献[7-9]。

2 ACAH 响应类型

根据美国在 2000 年颁布的 ADS-33E-PRF 军用直升机飞行品质规范, ACAH 响应类型是姿态指令

(attitude command, AC)和姿态保持(attitude hold, AH)2 种响应类型的组合, 是比 RC 响应更高级的响应类型。该类型下驾驶杆操纵输入与直升机姿态成一定比例, 即驾驶杆位置与直升机姿态角度成一定对应关系, 能显著提高可用感示环境等级。飞行员仅需简单操纵驾驶杆的位置就能控制直升机稳定在需要的姿态角, 而且操纵过程中通过比普微调能够精确控制直升机的姿态, 确保舰载直升机在着舰过程中姿态的精确控制, 提高了舰任务的安全性, 减轻了飞行员的工作负荷^[10]。

ADS-33E 规定: 当 ACAH 为要求的响应类型时, 舰载直升机纵向俯仰操纵输入应满足如下条件:

1) 对于座舱驾驶杆的纵向阶跃输入, 俯仰角应在 6 s 内产生成比例的俯仰姿态变化, 并在阶跃输入后的 6~12 s 之间保持俯仰姿态不变, 其阶跃输入响应如图 1 所示。

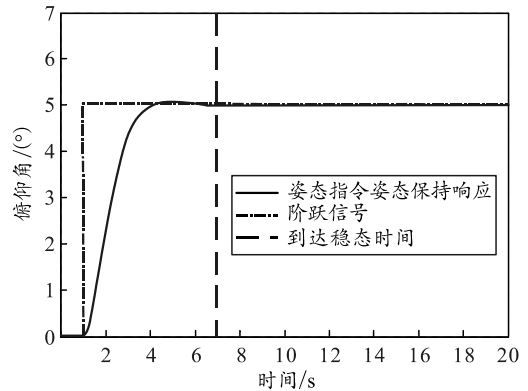


图 1 ACAH 响应类型下纵向姿态阶跃输入

2) 对于座舱驾驶杆的纵向脉冲输入, 俯仰姿态应在 20 s 内(对 UCE=1)或 10 s 内(对 UCE>1)恢复到峰值的 10%以内或 1°以内, 取两者的较大值。

3) 俯仰轴对纵向座舱驾驶杆的纵向小幅/中高频输入的响应必须符合图 2 规定的响应范围, 系统相位延迟, 具体数值计算方法由 ADS-33E 规范得到。

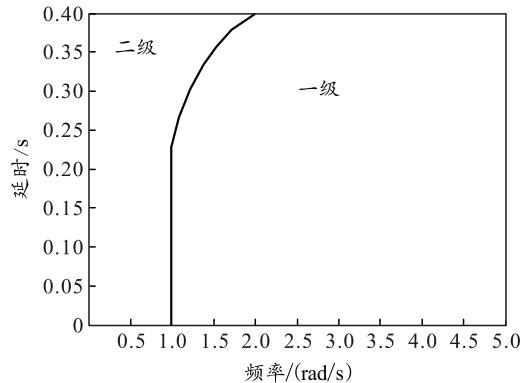


图 2 悬停或低速状态下小幅俯仰姿态变化要求

3 纵向鲁棒 H_∞ 控制器设计

3.1 鲁棒 H_∞ 控制理论

鲁棒 H_∞ 控制理论的发展与应用展现了其鲁棒性强、抗扰动性好和控制精度高等优点，在舰载直升机着舰控制律设计中具有明显优势^[11-12]。

如图 3 所示，所有的鲁棒 H_∞ 控制方法都可转化为标准的 H_∞ 鲁棒控制方法描述^[13]。

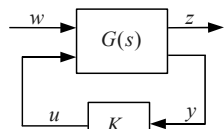


图 3 标准鲁棒控制

图中广义被控对象 $G(s)$ 可由如下状态空间方程描述^[13]：

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B_1 w + B_2 u \\ z &= C_1 x + D_{11} w + D_{12} u \\ y &= C_2 x + D_{21} w + D_{22} u \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

其中： x 为系统状态变量； w 为外部干扰量； z 为广义输出量，代表期望的系统输出量，反应系统的设计指标； y 为量测输出量，作为反馈量输入到控制器； u 为控制器的输出量，输入到系统中控制被控对象； $G(s)$ 为广义被控对象； K_∞ 为需要设计的鲁棒控制器。

上述广义被控对象的传递函数矩阵可表示为：

$$G(s) = \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix} (sI - A)^{-1} \begin{bmatrix} B_1 & B_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} \\ D_{21} & D_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} \\ G_{21} & G_{22} \end{bmatrix} \quad (8)$$

该系统中，外部输入 w 到广义被控输出 z 的关系可由下式表示：

$$\begin{bmatrix} z \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} \\ G_{21} & G_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ u \end{bmatrix} \quad (9)$$

状态反馈控制器 u 可表示为：

$$u = K_\infty y \quad (10)$$

将式(10)代入式(9)消去 y ，则从外部输入 w 到广义被控输出 z 的传递函数可表示为：

$$G_{zw} = G_{11} + G_{12} K_\infty (I - G_{22} K_\infty)^{-1} G_{21} \quad (11)$$

标准 H_∞ 控制问题是设计鲁棒控制器 K_∞ 满足如下条件：

- 1) 设计的闭环系统稳定；
- 2) 从外部输入 w 到广义被控输出 z 的传递函数 G_{zw} 的 H_∞ 范数满足下式：

$$\|G_{zw}(s)\|_\infty = \|G_{11} + G_{12} K_\infty (I - G_{22} K_\infty)^{-1} G_{21}\|_\infty < 1 \quad (12)$$

3.2 混合灵敏度鲁棒 H_∞ 控制器设计

对于不同的设计指标和不同的增广矩阵构造方式，鲁棒 H_∞ 控制器 K_∞ 的计算方法主要分为混合灵敏度设计法、回路成型设计法和 μ 综合分析法 3 种。其中混合灵敏度设计法发展成熟、应用广泛，matlab 中已有集成的模块，减少了设计复杂度，因此选择混合灵敏度设计法求解鲁棒 H_∞ 控制器 K_∞ 。混合灵敏度控制方法如图 4 所示。

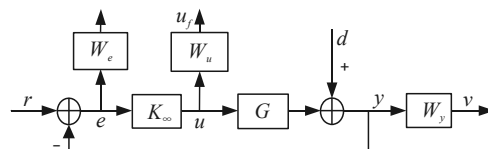


图 4 混合灵敏度控制框图

基于混合灵敏度法设计了纵向姿态响应类型为 ACAH 响应类型。图中： W_e 为性能加权函数， W_u 为控制器加权函数， W_y 为系统鲁棒加权函数； W_e ， W_u ， W_y 分别反映了对系统跟踪误差、控制器输出和系统鲁棒性的期望性能； r 、 e 、 u 、 d 、 v 分别表示系统参考输入、跟踪误差、控制器输出、干扰输入和系统被控输出； G 为舰载直升机被控对象； K_∞ 为需要设计的鲁棒 H_∞ 控制器。在该控制系统中，从输入 r 到系统跟踪误差 e 、控制器输出 u 、系统输出 y 的传递函数分别为灵敏度函数 $S(s)$ 、控制灵敏度函数 $R(s)$ 、补灵敏度函数 $T(s)$ ，其表达式为：

$$\begin{aligned} S(s) &= (I + L(s))^{-1}, \\ R(s) &= K_\infty(s)(I + L(s))^{-1}, \\ T(s) &= L(s)(I + L(s))^{-1} = I - S(s). \end{aligned} \quad (13)$$

式中 $L(s) = G(s)K_\infty(s)$ 。

混合灵敏度控制法是设计鲁棒控制器 K_∞ 使系统各传递函数达到最小，如式 14 所示。

$$\min \left\| \begin{bmatrix} S(s)W_e \\ R(s)W_u \\ T(s)W_y \end{bmatrix} \right\|_\infty \quad (14)$$

期望的系统性能由式中无穷范数加权函数进行设计， $\|S(s)W_e\|_\infty$ 为控制系统的跟踪性能， $\|R(s)W_u\|_\infty$ 为控制系统的控制器输出， $\|T(s)W_y\|_\infty$ 为控制系统的鲁棒性能。

4 纵向 ACAH 响应类型仿真分析

4.1 系统加权函数的选择

鲁棒 H_∞ 控制方法的难点在于加权函数的选择，加权函数对系统的控制效果有重要影响，通过选择

合适的加权函数能得到期望的控制效果。一般来说， W_e 的幅值在低频段较大，高频段幅值较小，保证系统能够抑制低频段的干扰信号，使系统在低频段得到较好的跟踪误差； W_y 在低频段幅值较小，高频段幅值较大，抑制因忽略模型的高阶特征而引起的模型误差，提高系统的鲁棒性能； W_u 在高频段幅值较大，使系统控制器工作在低频段，防止高频段系统控制器输出过大； W_e 、 W_u 、 W_y 的 bode 基本走势如图 5、6 所示。

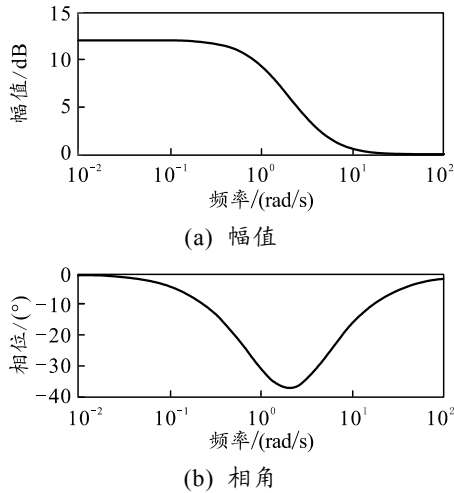


图 5 加权函数 W_e 的选择

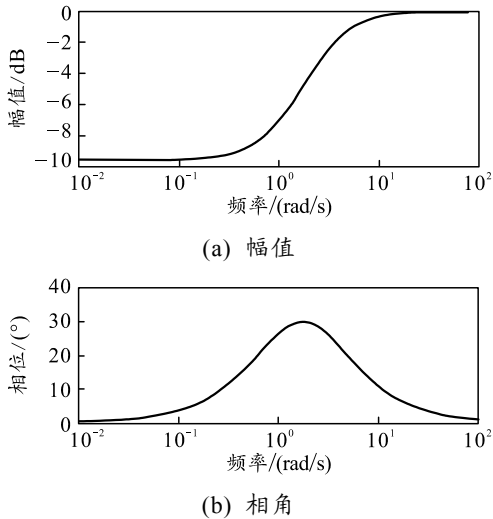


图 6 加权函数 W_u 、 W_y 的选择

忽略舰载直升机各轴之间的耦合，只考虑纵向俯仰轴对直升机俯仰角以及俯仰角速率的影响，纵向姿态控制系统如图 4 所示。设定直升机的初始状态为悬停状态，其悬停高度为 10 m，设计控制器使直升机具有 ACAH 响应类型，通过仿真验证舰载直升机纵向姿态控制效果及抗扰特性。通过品质评定迭代优化的方法设计了一组加权函数，各加权函数

如式(15)–(17)所示，并对所设计的控制器进行闭环仿真验证，与 PID 控制方法进行对比验证。

$$W_e = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & (1.01*(s+8.02))/(s+2.014) \end{bmatrix}; \quad (2)$$

$$W_u = 0.01*s/(s+20); \quad (3)$$

$$W_y = 0.085. \quad (4)$$

令 $W_{e1} = (1.01*(s+8.02))/(s+2.014)$ ，则 W_{e1} 、 W_u 的 bode 图如图 7、8 所示。

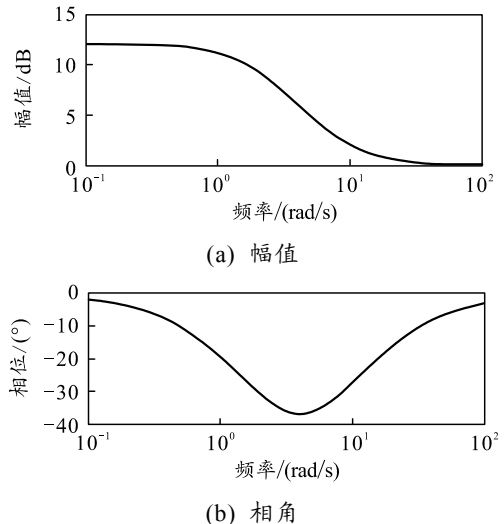


图 7 W_{e1} 的 bode

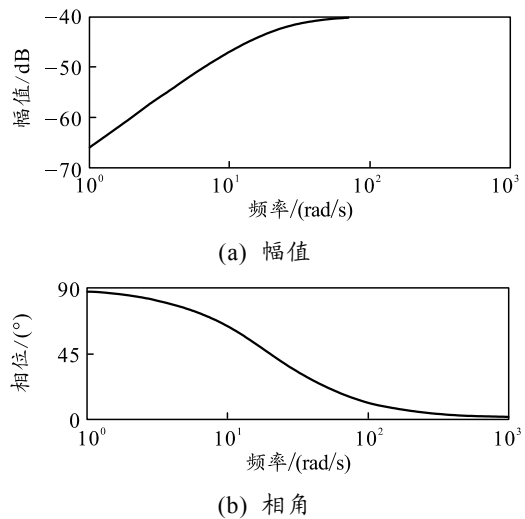


图 8 W_u 的 bode

W_{e1} 的 bode 图在低频段幅值较大，是期望系统在低频段有较好的跟踪性能； W_u 在高频段幅值较大，是期望系统工作在低频段，避免高频动作。

4.2 无扰动时姿态角跟踪控制仿真

当忽略传感器延时、模型不确定性及外部扰动时，在俯仰轴给定阶跃信号指令，观察其控制效果，

并与 PID 控制方法进行比较,结果如图 9—11 所示。

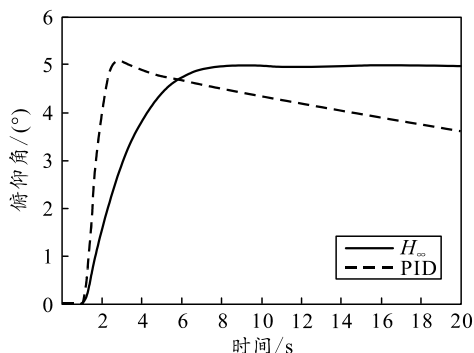


图 9 无扰动时俯仰角姿态跟踪仿真

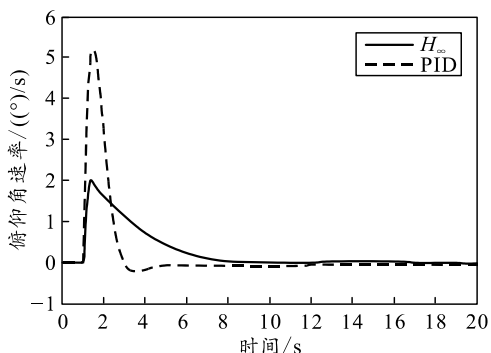


图 10 无扰动时俯仰角速度仿真

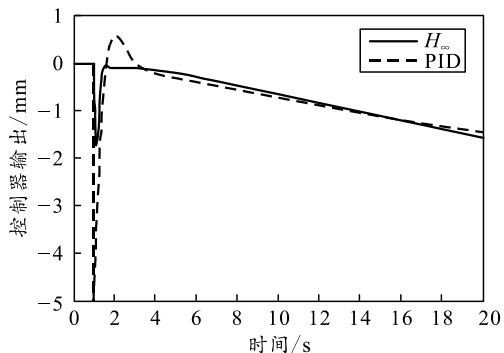


图 11 无扰动时控制信号仿真

由仿真曲线可以看出： H_∞ 控制方法能更好地跟踪姿态角信号，当给定阶跃信号时，纵向姿态响应近似一阶响应， H_∞ 控制方法在 5 s 内使俯仰角稳定在需要的角度；PID 控制方法无法控制姿态角稳定在一定角度，而是以一定的角速度进行漂移。同时，由图 10 可以看出， H_∞ 控制方法消耗更少的能量便能达到更好的控制效果。

4.3 舰流扰动时姿态角跟踪控制仿真

结合 UH-60 黑鹰直升机的研究结果，将舰尾流扰动以传递函数的形式表示，并加载在舰载直升机的纵轴上。同样给定纵向阶跃输入，观察其控制效果，并与 PID 控制方法进行比较。仿真结果如图 12—14 所示。

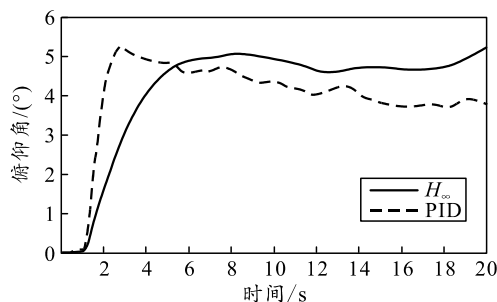


图 12 舰尾流扰动下俯仰角姿态跟踪仿真

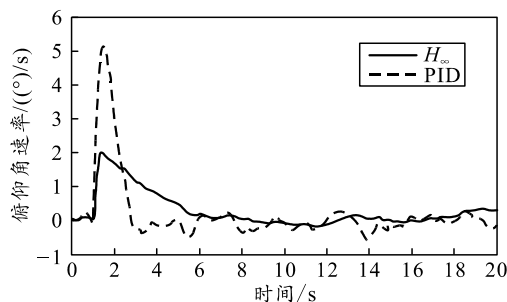


图 13 舰尾流扰动下俯仰角速度仿真

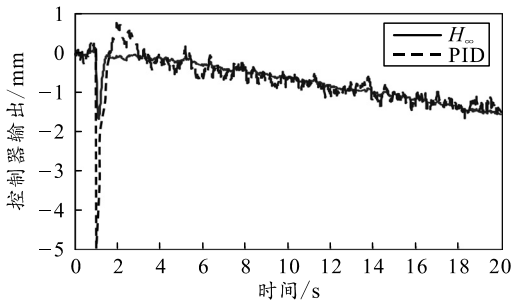


图 14 舰尾流扰动下控制信号仿真

由以上仿真曲线可以看出：在舰尾流干扰情况下，当给定阶跃控制指令信号时， H_∞ 控制方法基本能抑制外部扰动，俯仰角在 5° 附近大约以 20 s 为周期进行波动，波动幅度为 0.4° ；在 PID 控制方法下，俯仰角在达到 5° 时，俯仰角以振荡的形式进行漂移，且俯仰角速度的阻尼更小，振荡幅值更大，所消耗的能量更多。通过分析可以看出： H_∞ 控制方法比 PID 方法更能抑制外部扰动，鲁棒性更强，消耗的能量也更少。

4.4 飞行品质评定

ADS-33E-PRF 军用直升机飞行品质规范包含了针对不同任务科目基元直升机飞行的稳定性、机动性及操纵性等客观评定指标，且提供了以库恩-哈珀方法为基础的有人驾驶品质主观评定等级标准。笔者通过分析着舰任务科目基元，对其进行飞行品质评估，并通过不断迭代进行控制律的优化，最终达到期望的控制目标。