

文章编号:1674-8190(2022)02-057-07

直升机吊挂飞行中载荷摆动控制方法研究

张松,马钊,张辉

(航空工业西安飞行自动控制研究所 飞行控制系统部,西安 710065)

摘要: 当直升机的吊挂载荷较大时,机体和吊挂相互耦合将会影响直升机的操纵性和稳定性。飞行员对直升机的操纵会引起吊挂载荷摆动,导致直升机产生剩余振荡,飞行员处理不当极易出现飞行员诱发振荡(PIO)现象。以某直升机为研究对象,通过一些假设简化直升机吊挂模型,提出一种面向工程应用的控制方法;以显模型跟随控制方法为基础架构,结合自适应控制和输入整形技术,对控制方法进行仿真分析。结果表明:该控制方法给飞行员提供了良好的操纵性,同时能够解决吊挂飞行时存在的剩余振荡问题。

关键词: 直升机控制;吊挂飞行;模型跟随;自适应控制;输入整形

中图分类号: V275.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.02.09

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Slung-load Swing Control Method in Helicopter Suspension Flight

ZHANG Song, MA Zhao, ZHANG Hui

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

Abstract: For helicopter with large suspension load, the coupling between helicopter body and load will significantly affect the maneuverability and stability of the helicopter. The suspension load swing of helicopter can be induced by the handling of pilot, which leads to the residual oscillation of the helicopter, and the pilot induced oscillation (PIO) phenomenon can be induced by improper hanging of pilot. A certain helicopter is taken as the research object, and the suspension model of helicopter is simplified through some assumptions. A control method oriented to engineering application is proposed. The explicit model-following control method is taken as the infrastructure, and the adaptive control and input-shaping technique are combined to perform the simulation analysis for the control method. The results show that the proposed control method not only can provide the good maneuverability for pilot, but also solve the problem of the residual oscillation of the helicopter.

Key words: helicopter control; suspension flight; model-following; adaptive control; input-shaping

收稿日期:2021-07-08; 修回日期:2021-10-01

基金项目:工信部民机专项科研项目(MJ-2016-S-40)

通信作者:张松,597337236@qq.com

引用格式:张松,马钊,张辉.直升机吊挂飞行中载荷摆动控制方法研究[J].航空工程进展,2022,13(2):57-63.

ZHANG Song, MA Zhao, ZHANG Hui. Research on slung-load swing control method in helicopter suspension flight[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 57-63. (in Chinese)

0 引言

吊挂飞行是一种直升机运输货物的特殊飞行模式。由于其不受运载货物尺寸和起降地形限制的影响,广泛应用于军事行动、森林灭火、抗震救灾、医疗救护和电力设施架设等诸多军用和民用领域。统计数据表明,直升机飞行事故中与吊挂飞行相关的超过 10%,其中飞行员操作失误是导致飞行事故的重要原因^[1]。当吊挂载重比(吊挂载荷与直升机重量比值)超过 0.3 时视为大载荷,大载荷吊挂的存在会显著影响直升机的操纵性和稳定性,尤其是对于横向通道^[2]。飞行员对直升机的操纵会引起吊挂载荷摆动,从而导致直升机产生剩余振荡,飞行员处理不当极易出现飞行员诱发振荡(PIO)现象。

目前,国外关于直升机吊挂飞行的研究并没有针对大载荷吊挂进行分析。L. Lucassen 等^[3]最早对三自由度悬停的直升机吊挂系统进行了研究;R. A. Stuckey^[4]首次建立了完整的直升机吊挂飞行的动力学模型;L. S. Cicolani 等^[5]借助 UH-60 直升机,进行了各种不同吊挂物的飞行试验;M. Bisgaard 等^[6]针对小型无人直升机吊挂系统从建模、评估到控制进行了研究,但对直升机大载荷吊挂飞行参考意义有限。国内研究者对直升机吊挂飞行进行了不同维度的研究:曹义华等^[7-8]对吊挂系统建模、操稳特性和飞行品质进行了分析;陈元等^[9]着重研究直升机与吊挂的耦合机理,但都没有对有人直升机吊挂飞行控制方法进行针对性研究。

本文针对直升机吊挂飞行的姿态稳定性控制,提出一种面向工程应用的控制方法,在显模型跟随的控制架构上结合自适应控制和输入整形技术,对某型直升机的典型吊挂飞行状态进行仿真与分析。

1 直升机—吊挂系统模型

本文吊挂模型包括缆绳和吊挂载荷,载重比为 0.33。结合工程应用实际,其中缆绳采用单挂点非柔性钢索模型,吊挂载荷采用质点模型,如图 1 所示。

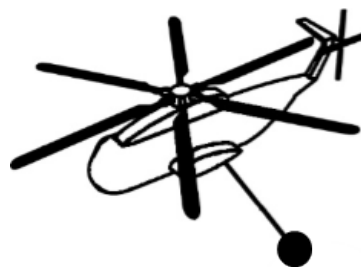


图 1 直升机吊挂示意图

Fig. 1 Diagram of helicopter suspension

结合实际吊挂飞行任务情况,假设缆绳始终处于张紧状态,且忽略缆绳的变形。无论载荷的运动方式如何,最终都表现为缆绳与机身纵轴线的夹角变化,即缆位角和缆位角速率,分别记作:

$$\begin{cases} \alpha = (\phi_L, \theta_L)^T \\ \omega = (\dot{\phi}_L, \dot{\theta}_L)^T \end{cases} \quad (1)$$

式中: ϕ_L, θ_L 分别为缆绳相对于机体纵轴的纵向和横向夹角; $\dot{\phi}_L, \dot{\theta}_L$ 分别为缆绳的相对于机体纵轴的纵向和横向角速度。

吊挂物重心在相对直升机重心位置为

$$L = l_0 + l \quad (2)$$

式中: l_0 为机身吊挂点的相对于直升机重心的位置; l 为载荷相对于吊挂点的位置。

$$l = \begin{pmatrix} -l \sin \phi_L \cos \theta_L \\ l \sin \phi_L \sin \theta_L \\ l \cos \phi_L \end{pmatrix} \quad (3)$$

吊挂飞行速度为

$$V_L = V + \dot{L} + \omega \times L \quad (4)$$

式中: V 为直升机的飞行速度。

吊挂飞行阻力为

$$D = -\frac{1}{2} \rho s \|V_L\| \cdot V_L \quad (5)$$

式中: ρ 为空气密度; s 为载荷迎风面积。

综上,吊挂对直升机合力为

$$F_L = m_L \dot{V}_L + m_L g + D \quad (6)$$

式中: m_L 为吊挂物的质量。

吊挂作用在机体上的合力矩为

$$M_L = L \times F_L \quad (7)$$

本文采用的直升机本体模型为 6 自由度飞行动力学模型^[10-11],综合吊挂模型,经过小扰动线性化,最终得到直升机—吊挂系统的状态空间方程:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX \end{cases} \quad (8)$$

式中: X 为状态量,是 13×1 的列向量; A 为气动导数矩阵,是 13×13 的矩阵; B 为操纵导数矩阵,是 13×4 的矩阵。

$$X = [\Delta u, \Delta v, \Delta w, \Delta \phi, \Delta \theta, \Delta \varphi, \Delta p, \dots, \Delta q, \Delta r, \Delta \dot{\phi}_L, \Delta \dot{\theta}_L, \Delta \dot{\phi}_L, \Delta \dot{\theta}_L]^T \quad (9)$$

$$U = [\Delta \theta_a, \Delta \theta_b, \Delta \theta_c, \Delta \theta_{tr}]^T \quad (10)$$

式中: ϕ, θ, ψ 分别为欧拉角表示的滚转角,俯仰角和航向角; u, v, w 分别为机体坐标系下的前向速度,侧向速度和天向速度; p, q, r 分别为机体坐标系下的滚转角速度,俯仰角速度和航向角速度。

4个输入量为:横向周期变距角 $\Delta \theta_a$,纵向周期变距角 $\Delta \theta_b$,总距变距角 $\Delta \theta_c$,尾桨变距角 $\Delta \theta_{tr}$ 。

2 显模型跟随自适应控制

2.1 显模型架构

显模型跟随控制可以强迫直升机跟踪指令模型,改变模型特性即可改变直升机的操纵特性,进而提高飞行操纵品质^[12]。

直升机典型的显模型跟随控制器的结构如图2所示,其中 G_M 为指令模型, G_F 为前馈环节, G_B 为反馈环节, G_H 为直升机吊挂模型。飞行员的驾驶杆指令 x_D 通过指令模型输出期望的姿态 x_M ,前馈环节通过逆模型环节消除不利的直升机响应,反馈环节则用于减小飞机响应与指令模型的跟踪误差。

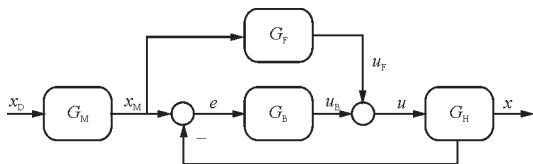


图2 直升机典型显模型跟随控制结构

Fig. 2 Typical explicit model following control structure

根据图2可以得到:

$$u = u_F + u_B = G_F \cdot x_M + G_B \cdot e \quad (11)$$

姿态角跟踪误差 $e = x_M - x$, 对于直升机而言,通常指令模型设计为二阶,以滚转通道为例,传递函数的表现形式为

$$\frac{\phi_m}{\delta_{lat}} = \frac{K \cdot \omega_m^2}{s^2 + 2\zeta_m \omega_m s + \omega_m^2} \quad (12)$$

式中: ϕ_m 为期望的滚转角; δ_{lat} 为对应的横向周期杆输入; ω_m 为模型带宽; ζ_m 为模型阻尼比; K 为灵敏

系数,反映周期杆输入量对期望姿态角的线性关系。

在本文中,设定 $K = 0.3, \omega_m = 3, \zeta_m = 0.75$ 。

逆模型由直升机六自由度方程推出,以滚转通道为例,结合工程应用实际忽略掉高阶项与耦合项,可以得到:

$$\dot{p} = L_p + L_v + L_{\delta a} \cdot \delta_{lat} \quad (13)$$

式中: \dot{p} 为滚转角速率; $L_p, L_v, L_{\delta a}$ 为状态空间方程中 A 阵的对应元素。

对式(13)进行拉普拉斯变换即可得到 G_F 。

2.2 自适应模糊PID控制器

经典的PID由于其简单易于实现等优点在工程中得到了广泛应用,但其局限性也逐渐凸显^[13]。马钊等^[14]采用模型跟随控制与模糊控制相结合的方法对UH-60直升机的纵向飞行控制律进行设计,使得飞行品质得到明显改善,但并没有针对吊挂飞行进行专门研究。本文结合模糊控制,设计的自适应控制器如图3所示,PID控制器初始参数如表1所示。通过对输入进行模糊推理,得到比例增益、积分增益和微分增益三个控制参数的修正量,实现参数实时变化,从而达到自适应控制效果。

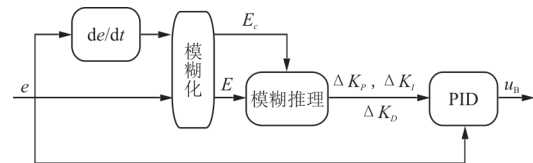


图3 自适应模糊PID控制器结构

Fig. 3 Structure of adaptive fuzzy PID controller

表1 PID控制器初始参数

Table 1 Initial parameters of PID controller

控制通道	K_P	K_I	K_D
俯仰	1.5	0.1	0.2
滚转	2.0	0.1	0.1

2.2.1 建立模糊化输入

以姿态角跟踪误差和其变化率作为输入, $\Delta K_P, \Delta K_I, \Delta K_D$ 作为输出。模糊变量的符号定义为 $\{NB, NM, NS, ZE, PS, PM, PB\}$, 分别表示“负大”“负中”“负小”“零”“正小”“正中”“正大”。根据直升机飞行状态的实际情况,姿态角跟踪误差的论域为 $[-30, 30]$, 其变化率的论域为 $[-10, 10]$, 输出量 $\Delta K_P, \Delta K_I, \Delta K_D$ 的论域为 $[-3, 3]$ 。输入量与

输出量的隶属度函数分别选择“高斯型”和“三角形”,如图 4~图 5 所示。

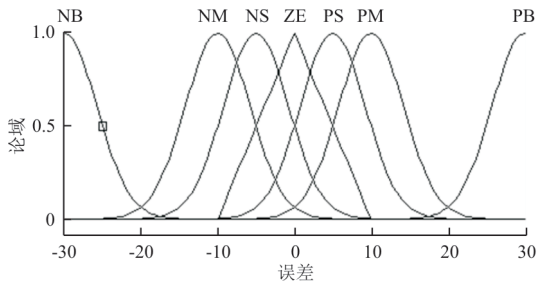


图 4 输入量的隶属度函数
Fig. 4 Membership function of input

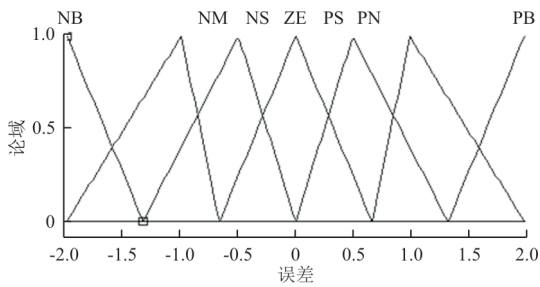


图 5 输出量的隶属度函数
Fig. 5 Membership function of output

2.2.2 制定模糊控制规则

本文以减小直升机大载荷吊挂飞行的姿态角跟踪误差为目标,结合工程应用实际经验,建立模糊控制规则,如表 2 所示。

表 2 模糊控制规则
Table 2 Fuzzy control rules

e	de/dt						
	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	PB	PB	PM	PM	PM	PS	ZE
NM	PB	PB	PM	PM	PS	ZE	NS
NS	PM	PM	PM	PS	ZE	NS	NM
ZE	PM	PM	PS	ZE	NS	NM	NM
PS	PM	PS	ZE	NS	NM	NM	NM
PM	PS	ZE	NS	NM	NM	NB	NB
PB	ZE	NS	NM	NM	NM	NB	NB

2.2.3 制定模糊控制决策方法

模糊决策采用曼达尼(Mamdani)推理法,解模糊采用重心法,利用 MATLAB 中的模糊(fuzzy)工具箱实现,在此不再赘述。

3 输入整形

当直升机进行吊挂飞行时,飞行品质会大打

折扣,尤其在执行机动动作时。吊挂载荷的不良摆动会降低直升机对指令的跟踪控制效果,如何减小吊挂载荷的不良摆动是提高直升机吊挂飞行品质的关键措施。

在此,对飞行指令进行输入整形处理,如图 6 所示,其中 G_{IS} 为输入整形器, x_{DS} 是经过整形的指令。

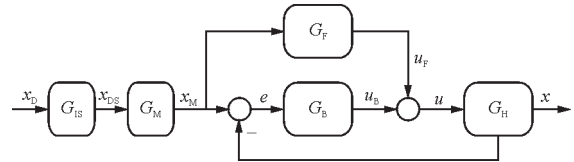


图 6 增加输入整形器的直升机吊挂飞行控制系统
Fig. 6 Combined input-shaping for the helicopter suspension flight control system

输入整形是一种易于实现的控制方法,且得到广泛应用,以双脉冲输入整形器为例进行说明,如图 7 所示,在 t_1 时刻给一个 A_1 脉冲信号,在 t_2 时间给一个 A_2 脉冲信号,两个脉冲信号各自引起的振动线性叠加抵消。对于一般的控制系统输入整形,即将输入信号与输入整形器的脉冲信号进行卷积运算,然后将卷积之后的信号作为新的系统输入,从而消除或减小系统的残余振动^[15]。

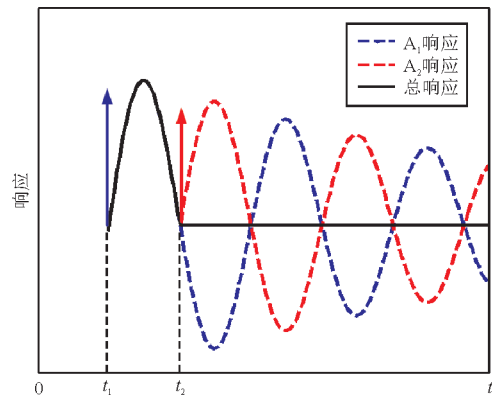


图 7 双脉冲输入整形器原理
Fig. 7 The principle of double pulse input shaper

含有 N 个脉冲函数的输入整形器的传递函数 G_{IS} 表示为

$$G_{IS} = \sum_{i=1}^N A_i e^{-t_i s} \quad (14)$$

式中: A 为脉冲振幅; t 为脉冲的作用时间。

整个系统的残余振动 $V(\omega, \zeta)$ 可以表示为

$$V(\omega, \zeta) = e^{-\zeta \omega t_n} \sqrt{[C(\omega, \zeta)]^2 + [S(\omega, \zeta)]^2} \quad (15)$$

其中:

$$C(\omega, \zeta) = \sum_{i=1}^n A_i e^{\zeta \omega (t-t_i)} \cos(\omega \sqrt{1-\zeta^2} t_i) \quad (16)$$

$$S(\omega, \zeta) = \sum_{i=1}^n A_i e^{\zeta \omega (t-t_i)} \sin(\omega \sqrt{1-\zeta^2} t_i) \quad (17)$$

式中: ω 为系统的固有频率; ζ 为阻尼比。

本文模型阻尼比为 0.707, 自然频率为 2.26 rad/s。

考虑到真实的直升机很难精确建模, 为了提高系统鲁棒性, 选取零振荡零微分 (Zero Vibration and Derivative, 简称 ZVD) 输入整形器。另外, 一般的输入整形器仅包含正脉冲, 会引起较大的时间延迟, 而负脉冲会减少延迟, 为避免过高延迟带来的直升机性能下降问题, 本文在此构造中增加负脉冲的零振荡零微分输入整形器。负脉冲 ZVD 输入整形器最少由 3 个脉冲组成, 同时需满足约束条件, 如式 (18)~式 (20) 所示。

$$V(\omega, \zeta) = 0 \quad (18)$$

$$\sum_{i=1}^n A_i = 1 \quad (19)$$

$$\frac{\partial V(\omega, \zeta)}{\partial \omega} = 0 \quad (20)$$

为了简化, 选取 3 个脉冲组成 ZVD 输入整形器, 且令 $A_1 = 1, A_2 = -2, A_3 = 2$, 脉冲作用时间 $t_1 = 0, t_2$ 和 t_3 根据约束条件得出, $t_2 = 0.00687, t_3 = 0.01124$ 。

4 仿真与分析

利用 MATLAB 中的 simulink 模块搭建本文所设计的直升机吊挂飞行控制仿真系统, 由操纵指令、输入整形器、控制律 (基于显模型跟随的自适应控制) 和直升机吊挂模型组成, 如图 8 所示。

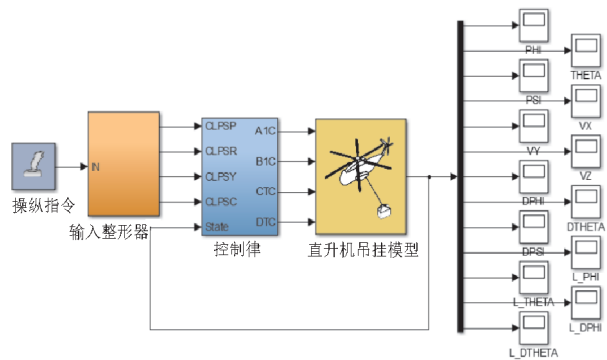


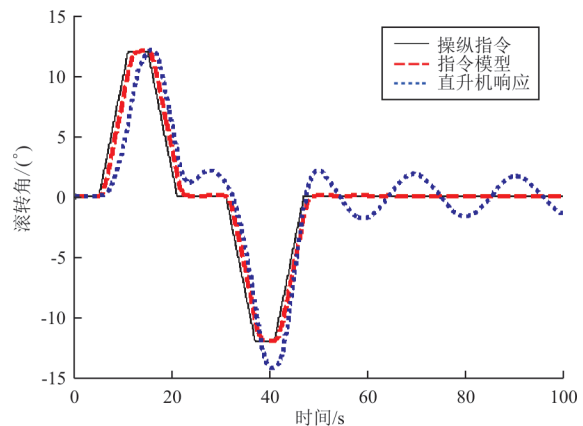
图 8 直升机吊挂飞行控制仿真系统

Fig. 8 Flight control simulation system of helicopter suspension flight

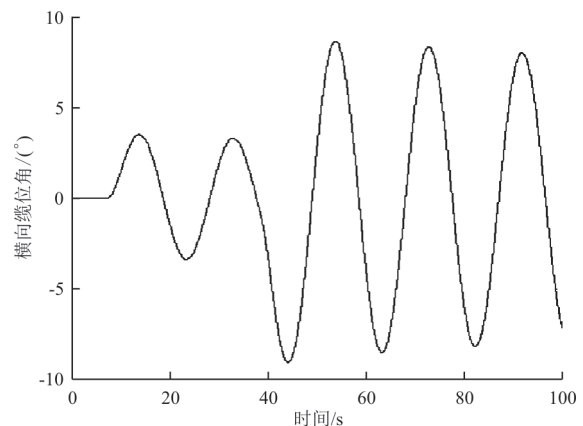
ADS-33E-PRF (美军军用直升机驾驶品质要求)^[16]中并没有针对吊挂飞行规定量化考核标准。根据引言所述, 吊挂对直升机横向操纵性和稳定性影响更大。在此参照 ADS-33E-PRF 对一般状态下横向稳定性的考核方式, 在滚转轴施加对脉冲输入, 来测试横向稳定性。

仿真使用某型直升机在前飞速度为 44 m/s (典型飞行速度) 的状态下进行, 吊挂载重比为 0.33。输入为横向周期杆对脉冲 ($\pm 12^\circ$), 即操纵指令; 输出为直升机吊挂飞行时的滚转角和横向缆位角。

模型跟随 PID 控制器的仿真结果如图 9 所示。从图 9(a) 可以看出: 机动过程中滚转角响应对于指令的跟踪效果一般, 操纵结束后存在剩余振荡, 最大振幅为 2.5° ; 从图 9(b) 可以看出: 操纵后吊挂载荷横向大幅摆动, 最大振幅超过 8° , 导致了直升机的剩余振荡。



(a) 滚转角响应



(b) 横向缆位角响应

图 9 模型跟随 PID 控制器仿真结果

Fig. 9 Simulation of the model-following PID controller

模型跟随自适应控制器的仿真结果如图 10 所示。从图 10(a)可以看出:机动过程中滚转角响应对于指令的跟踪效果明显提升,但操纵结束后仍然存在剩余振荡;从图 10(b)可以看出:操纵后吊挂载荷横向摆动减小,但改善效果有限,最大振幅超过 6° 。

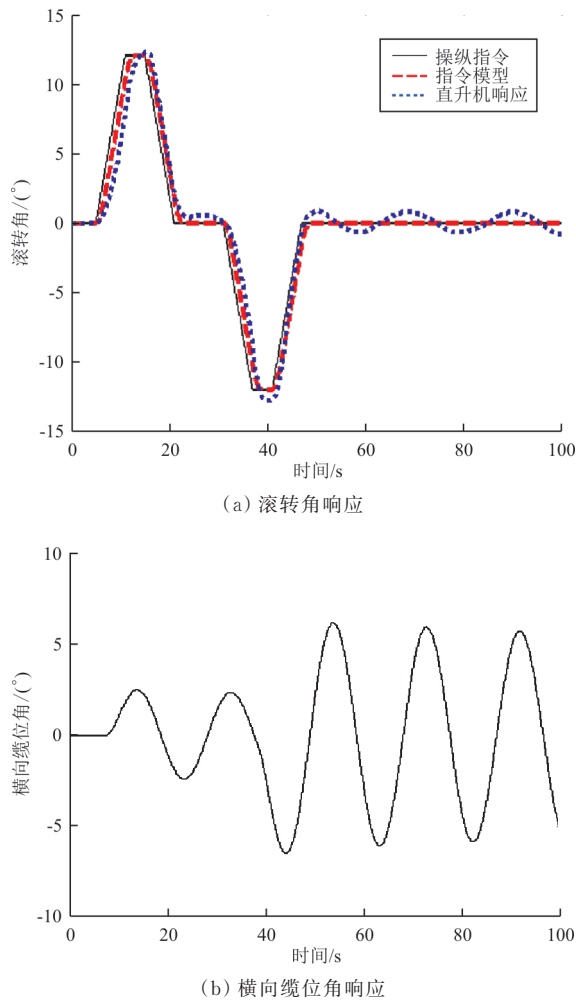


图 10 模型跟随自适应控制器仿真结果
Fig. 10 Simulation of the model-following adaptive controller.

增加输入整形的模型跟随自适应控制器的仿真结果如图 11 所示。从图 11(a)可以看出:整形后的指令模型较操纵指令有一定的延迟,但是直升机响应跟踪性更好,且没有剩余振荡;从图 11(b)可以看出:输入整形后很好抑制了吊挂载荷的振荡,操纵结束后稳定振幅小于 0.2° 。

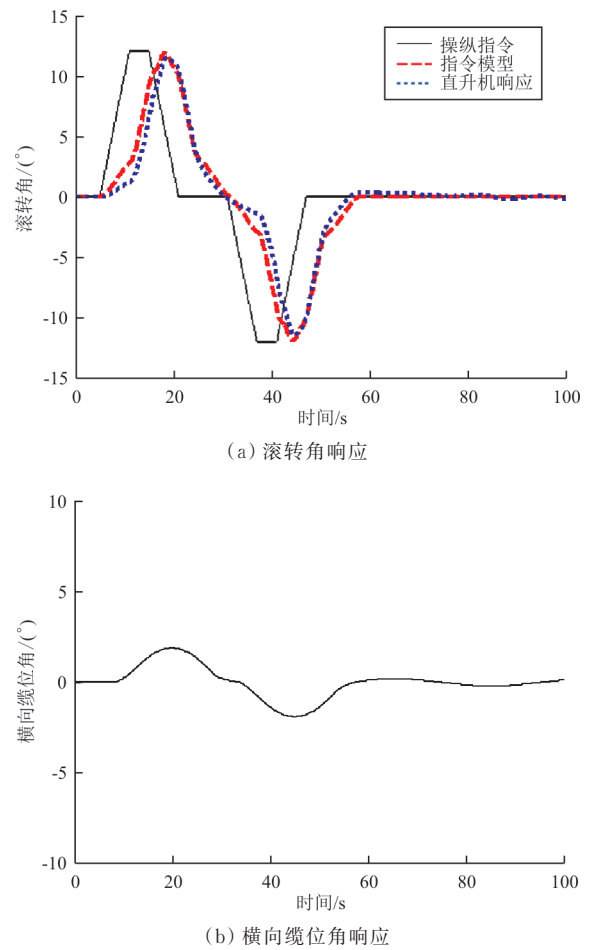


图 11 增加输入整形的模型跟随自适应控制器仿真结果
Fig. 11 Simulation of the model-following adaptive controller with input shaping.

5 结 论

(1) 本文提出的一种面向工程应用的控制方法,在显模型跟随的控制架构上结合自适应模糊 PID 控制和负脉冲 ZVD 整形器,可以给飞行员提供良好的操纵性,同时也能解决吊挂飞行时存在的剩余振荡问题。

(2) 本文选取某型直升机典型吊挂飞行任务工况(吊挂载重比为 0.33)进行仿真分析,能够为直升机吊挂飞行控制律设计提供参考,具有一定的工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] MANWARING J C, CONWAY G A, GARRETT L C. Epidemiology and prevention of helicopter external load acci-

- dents[J]. Journal of Safety Research, 1998, 29(2): 107-121.
- [2] NICOLL T K, MITCHELL D G. ADS-33 handling qualities specification development for externally loaded cargo/utility helicopters[C]// 2009 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Chicago: AIAA, 2009: 1-12.
- [3] LUCASSEN L, STERK F. Dynamic stability analysis of a hovering helicopter with a sling load[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1965, 10: 6-12.
- [4] STUCKEY R A. Mathematical modelling of helicopter slung-load systems: DSTO-TR-1257[R]. US: [s. n.], 2001.
- [5] CICOLANI L S, MCCOY A H, TISCHLER M B, et al. Flight-time identification of a UH-60A helicopter and slung load[R]. US: NASA, 1999.
- [6] BISGAARD M, BENDTSEN J D, COUR-HARBO A L. Modeling of generic slung load system[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 573-585.
- [7] 王照瑞, 曹义华. 吊挂物为刚体模型的直升机外吊挂飞行平衡与稳定性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 296-303.
WANG Zhaorui, CAO Yihua. Equilibrium characteristics and stability analysis of helicopter with rigid-body modeling slung-load[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 296-303. (in Chinese)
- [8] 朱笑宇, 曹义华, 曹龙. 重型直升机—吊挂耦合系统闭环飞行品质分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(7): 1550-1556.
ZHU Xiaoyu, CAO Yihua, CAO Long. Heavy helicopter-slung-load coupling system flying qualities in closed-loop state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(7): 1550-1556. (in Chinese)
- [9] 陈元, 陈仁良. 直升机吊挂飞行耦合分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 165-172.
CHEN Yuan, CHEN Renliang. Coupling analysis of helicopter flying with slung load[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 165-172. (in Chinese)
- [10] STURGEON W R. A mathematical model of the CH-53 helicopter: TN-D-81238[R]. US: NASA, 1980.
- [11] PAVEL M D. Mathematical modeling of tandem helicopters with external sling loads for piloted simulation: AIAA-2007-6617[R]. US: AIAA, 2007.
- [12] 杨一栋. 直升机飞行控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
YANG Yidong. Helicopter flight control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [13] 韩京清. 从PID技术到“自抗扰控制”技术[J]. 控制工程, 2002(3): 13-18.
HAN Jingqing. From PID technology to ADRC technology[J]. Control Engineering, 2002(3): 13-18. (in Chinese)
- [14] 马钊, 何睿. 关于直升机纵向姿态跟踪稳定性控制与仿真[J]. 计算机仿真, 2019, 36(1): 61-64.
MA Zhao, HE Rui. Helicopter longitudinal attitude following stability control and simulation[J]. Computer Simulation, 2019, 36(1): 61-64. (in Chinese)
- [15] 李兵. 一种三自由度柔性并联机器人的振动控制研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2017.
LI Bing. Research on vibration control of a 3-DOF flexible parallel robot[D]. Shenyang: Northeast University, 2017. (in Chinese)
- [16] United States Army Aviation and Missile Command. Handling qualities requirements for military rotorcraft: ADS-33E-PRF[S]. US: United States Army Aviation and Missile Command, 2000.

作者简介:

张松(1994—),男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机飞行控制。

马钊(1989—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器非线性控制。

张辉(1966—),男,硕士,研究员。主要研究方向:直升机飞控系统设计。

(编辑:丛艳娟)