

RLV 抗扰动非线性最优控制器设计

余光学, 李惠峰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘要: 可重复使用运载器(RLV)再入面临严重的扰动影响, 对此设计一种抗扰动非线性最优控制器(ADNOC). 首先, 基于时标分离原理设计快、慢双回路控制结构; 其次, 将角速率动态变换处理成线性形式, 通过依赖状态的黎卡提方程(SDRE)优化方法获得最优控制指令; 然后, 设计非线性扰动观测器用于估计外界干扰, 并在非线性最优控制律中进行干扰补偿. 仿真实验结果表明, 所设计的控制器能良好地完成姿态跟踪控制, 抑制扰动对姿态控制的影响, 实现RLV的最优控制性能.

关键词: 可重复使用运载器; 再入控制; 抗扰动; 非线性扰动观测器

中图分类号: V448.22

文献标志码: A

Anti-disturbance nonlinear optimal controller design for RLV

YU Guang-xue, LI Hui-feng

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China. Correspondent: YU Guang-xue, E-mail: yuguangxue123@126.com)

Abstract: The reentry attitude control of the reusable launch vehicle (RLV) is challenging due to disturbances. Therefore, an anti-disturbance nonlinear optimal controller (ADNOC) design scheme is presented. Firstly, a fast and slow dual-loop control system is designed based on time-scale separation principle. The linear transformation of attitude angular rate is developed. By the optimization of state dependent Riccati equation(SDRE), the nonlinear optimal control law is designed to generate optimal control commands. Then the nonlinear disturbance observer(NDO) is implemented in order to estimate the unknown disturbances. The estimation of disturbances is utilized for compensation in the controller. Simulation results show that the ADNOC obtains good tracking performance and can be able to suppress the disturbances effectively.

Keywords: reusable launch vehicle; reentry control; anti-disturbance; nonlinear disturbance observer

0 引言

随着空间应用的深入和技术的推动, 可重复使用运载器(RLV)具有重大的发展前景. RLV再入返回过程跨越临近空间, 飞行包线大, 强非线性、强耦合性和快速时变特性使得姿态控制面临着极大的挑战, 传统小扰动线性化控制方法的应用受到局限^[1].

RLV再入过程中, 须满足再入飞行的热流率、动压和过载的约束, 这对飞行器姿态控制性能提出了严格的要求. 而实际存在的未建模动态和各种干扰的作用严重地影响了姿态控制性能, 对以非线性模型为对象的抗扰动非线性控制器的设计越来越受到重视^[2]. 基于对PID控制思想的提升和改进, 文献[3]提出了一套系统的抗扰动控制设计方法, 通过扩张状态观测器来估计控制系统的总扰动, 进而进行干扰补偿

以保证控制性能; 文献[4]针对仿射非线性系统研究了一种非线性干扰观测器的设计方法; 文献[5]设计了基于模糊逻辑的扰动观测器, 这些观测器根据系统动态来完成对扰动的估计和补偿, 克服了干扰的不利影响^[6]. 此外, 文献[7-9]提出了一种有效的复合分层抗扰动控制策略, 用于解决多源干扰系统的精细抗扰动控制问题. 在飞行器姿态控制中, 各种非线性控制方法与干扰观测器设计的结合取得了良好的控制效果^[10-13]. 非线性最优控制直接针对非线性模型设计, 通过对控制性能与控制量进行优化折衷, 对RLV姿态控制具有工程应用价值, 它与观测器技术的综合可用于解决姿态抗扰动控制问题, 但目前还缺少相应的研究成果^[14-15].

对此, 本文提出了一种抗扰动非线性最优控制器(ADNOC)设计方案. 针对干扰力矩控制模型, 设计

收稿日期: 2014-06-12; 修回日期: 2014-10-24.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61174221).

作者简介: 余光学(1986-), 男, 博士生, 从事飞行器制导、控制与动力学的研究; 李惠峰(1970-), 女, 教授, 博士生导师, 从事高超声速飞行器制导与控制技术等研究.

了非线性扰动观测器 (NDO), 用于在线估计干扰量; 通过对控制模型进行等效变换得到飞行器的线性动态形式, 通过依赖状态的黎卡提方程 (SDRE) 优化方法实现了最优控制指令的解算; 同时在最优控制指令中进行干扰补偿, 保证了姿态控制性能. ADNOC 在控制性能和控制量之间进行权衡, 同时具有良好的抵抗外界扰动的能力. 仿真实验结果表明了 ADNOC 设计的有效性.

1 再入姿态控制建模

1.1 RLV再入姿态运动模型

设 α , β 和 μ 分别为攻角、侧滑角和倾侧角; p , q 和 r 分别为滚转、俯仰和偏航角速率, 建立 RLV 无动力再入姿态控制数学模型如下:

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{MV \cos \beta} (-L + Mg \cos \gamma \cos \mu) + q - p \cos \alpha \tan \beta - r \sin \alpha \tan \beta, \quad (1)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{MV} (Y + Mg \cos \gamma \sin \mu) + p \sin \alpha - r \cos \alpha, \quad (2)$$

$$\dot{\mu} = \frac{1}{MV} (L \tan \beta + L \tan \gamma \sin \mu + Y \tan \gamma \cos \mu - Mg \tan \beta \cos \gamma \cos \mu) + p \cos \alpha \sec \beta + r \sin \alpha \sec \beta, \quad (3)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{zz}l + I_{zx}n}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} + \frac{I_{yy}I_{zz} - I_{zz}^2 - I_{zx}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} qr + \frac{I_{zx}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} pq, \quad (4)$$

$$\dot{q} = \frac{m}{I_{yy}} + \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} rp + \frac{I_{zx}}{I_{yy}} (r^2 - p^2), \quad (5)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{zx}l + I_{xx}n}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} + \frac{I_{xx}^2 - I_{xx}I_{yy} + I_{zx}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} pq + \frac{I_{zx}(I_{yy} - I_{zz} - I_{xx})}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} qr. \quad (6)$$

其中: 升力 L , 阻力 D 和侧力 Y 为速度系下飞行器所受到的气动力; 滚转力矩 l , 俯仰力矩 m 和偏航力矩 n 为机体系下飞行器所受到的合力矩; V 为飞行速度; M 为飞行器的质量; I_{xx} , I_{yy} 和 I_{zz} 分别为机体系下绕滚转、俯仰和偏航轴的转动惯量, I_{zx} 为相应坐标轴的惯性积.

RLV 再入返回, 对飞行器攻角和倾侧角的跟踪控制非常重要, 攻角的跟踪用于控制再入的气动热和能量管理; 倾侧角的跟踪用于调整飞行纵程、横程, 使得飞行器进入预定的能量管理窗口. 同时, 为了限制机体表面的热通量需要锁定侧滑角为零, 保证飞行安全.

1.2 非线性双环控制结构设计

RLV 再入飞行的姿态角速率运动比姿态角运动快, 考虑飞行器姿态控制系统外环姿态角回路的慢变特性和内环角速率回路的快变特性, 在不同的时间尺

度上进行系统的分析与设计. 根据时标分离原理^[6], 将姿态角分为一组, 记为慢状态 Ω ; 将姿态角速率分为另一组, 记为快状态 ω , 具体为

$$\Omega = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \mu \end{bmatrix}, \quad \omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad M = \begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix}.$$

时标分离原理将控制系统分解为两个低阶模型, 在时间尺度上分别是快状态动态和慢状态动态, 在快状态的暂态过程中慢状态保持常值; 当慢状态的变化比较显著时, 快状态的暂态过程已经完成并达到了其稳态值.

同时, RLV 再入飞行受到各种扰动的影响, 主要表现为反作用控制系统 (RCS) 对气动舵的干扰, 外界大气扰动, 以及不确定性干扰和未建模动态等, 这会严重影响姿态控制性能. 针对以上综合的扰动, 在快状态动态中引入扰动力矩 d 的作用, 从而有

$$\dot{\Omega} = f_s + g_s \omega, \quad (7)$$

$$\dot{\omega} = f_f + g_f (M + d). \quad (8)$$

其中

$$f_s = \begin{bmatrix} \frac{1}{MV \cos \beta} (-L + Mg \cos \gamma \cos \mu) \\ \frac{1}{MV} (Y + Mg \cos \gamma \sin \mu) \\ \frac{1}{MV} (L \tan \beta + L \tan \gamma \sin \mu + Y \tan \gamma \cos \mu - Mg \tan \beta \cos \gamma \cos \mu) \end{bmatrix},$$

$$g_s = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \cos \alpha \sec \beta & 0 & \sin \alpha \sec \beta \end{bmatrix},$$

$$f_f = \begin{bmatrix} \frac{I_{yy}I_{zz} - I_{zz}^2 - I_{zx}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} qr + \frac{I_{zx}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} pq \\ \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} rp + \frac{I_{zx}}{I_{yy}} (r^2 - p^2) \\ \frac{I_{xx}^2 - I_{xx}I_{yy} + I_{zx}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} pq + \frac{I_{zx}(I_{yy} - I_{zz} - I_{xx})}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} qr \end{bmatrix},$$

$$g_f = \begin{bmatrix} \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} & 0 & \frac{I_{zx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ \frac{I_{zx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} & 0 & \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} \end{bmatrix}.$$

为了实现姿态角指令的跟踪, 先对慢状态动态设计所需要的姿态角速率指令, 称为慢回路控制律; 再由快状态动态设计所需要的控制力矩, 称为快回路控制律. 图 1 为 RLV 双环姿态控制系统结构图. 其中: Ω_c 为姿态角指令, ω_c 为姿态角速率指令, M_c 为控制力矩指令. 快回路是慢回路的内环, 在设计快、慢回路的控制增益时, 需要保证快回路带宽是慢回路带宽

的3~5倍, 这样在综合慢回路时可不考虑快回路动态特性, 保证时标分离条件.

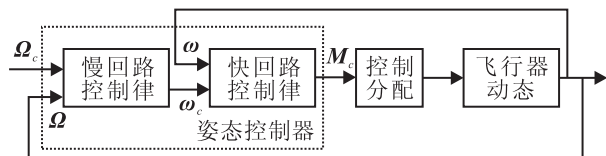


图1 双环姿态控制结构

2 抗扰动非线性最优控制器设计

2.1 非线性最优控制器设计

2.1.1 慢回路控制律设计

要完成对姿态角指令 Ω_c 的跟踪, 由慢状态动态(7)设计姿态角速率指令 ω_c .

飞行器 RCS 与气动舵面作动后, 姿态角速率 ω 立即变化; 补偿作用于慢状态的非线性项 f_s 后, 姿态角 Ω 的动态受 ω 控制; 进而可由慢动态设计中间控制量 ω . 对于慢状态动态(7), 构造 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \frac{1}{2}(\Omega_c - \Omega)^T(\Omega_c - \Omega), \quad (9)$$

设计慢动态控制律为

$$\omega_c = g_s^{-1}[-f_s + \dot{\Omega}_c + k_s(\Omega_c - \Omega)]. \quad (10)$$

其中: $k_s = \text{diag}(k_{s,\alpha}, k_{s,\beta}, k_{s,\mu})$, $k_{s,\alpha}$, $k_{s,\beta}$ 和 $k_{s,\mu}$ 均大于零, 用于调节系统闭环响应动态. 因为 $\det(g_s) = -\sec \beta \neq 0$, 故 g_s 可逆, 控制律(10)是有效的. 令姿态角误差为

$$e_0 = \Omega_c - \Omega, \quad (11)$$

将式(10)代入(7), 可得系统闭环姿态角误差动态为

$$\dot{e}_0 + k_s e_0 = 0, \quad (12)$$

且 $V_1 = \frac{1}{2}e_0^T e_0 > 0$, $\dot{V}_1 = -e_0^T k_s e_0 < 0$, 当 $e_0 \neq 0$ 时, 系统闭环渐近稳定.

2.1.2 快回路控制律设计

由快状态动态式(8)设计控制力矩指令 M_c , 完成姿态角速率指令 ω_c 的跟踪. 从 f_f 分离出姿态角速率, 令

$A =$

$$\begin{bmatrix} \frac{I_{xx}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2}q & 0 & \frac{I_{yy}I_{zz} - I_{zz}^2 - I_{zx}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2}q \\ -\frac{I_{zx}}{I_{yy}}p + \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{2I_{yy}}r & 0 & \frac{I_{zx}}{I_{yy}}r + \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{2I_{yy}}p \\ \frac{I_{xx}^2 - I_{xx}I_{yy} + I_{zz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2}q & 0 & \frac{I_{zx}(I_{yy} - I_{zz} - I_{xx})}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2}q \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$B = g_f, \quad (14)$$

由式(8)可知快状态动态为

$$\dot{\omega} = A(\omega) \cdot \omega + B(M + d). \quad (15)$$

上述系统矩阵 A 是随着飞行状态变化的, 基于 SDRE 设计最优控制力矩指令, 完成对姿态角速率指

令的跟踪. 令 $\nu = M + d$, 快状态动态变换为

$$\dot{\omega} = A\omega + B\nu. \quad (16)$$

根据式(16)设计最优中间控制量 ν , 因此最优控制力矩指令

$$M_c = \nu - d. \quad (17)$$

其中: 最优控制量 ν 由 SDRE 设计, 扰动 d 由非线性扰动观测器来估计.

2.1.3 SDRE 非线性最优控制律设计

下面是线性二次型问题的伺服跟踪控制, 对快状态动态系统(16)进行增广, 引入姿态角速率误差的积分 $e_I(t)$ 作为增广的状态, 具体为

$$e_I(t) = \int_0^t (\omega_c - \omega)dt, \quad (18)$$

那么, 快状态动态(16)和(18)可增广为

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}(t) \\ \dot{e}_I(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -I_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega(t) \\ e_I(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \nu + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_c \end{bmatrix}. \quad (19)$$

记

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A(\omega) & 0 \\ -I_3 & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \eta = \begin{bmatrix} \omega(t) \\ e_I(t) \end{bmatrix},$$

由增广系统(19)可知, 原系统(16)的跟踪问题将转换成以下增广系统的状态调节问题:

$$\dot{\eta} = \bar{A}\eta + \bar{B}\nu. \quad (20)$$

由增广系统(20)设计最优反馈控制律 ν , 性能指标 J 取为状态变量与控制变量的二次型积分, 即

$$J(\nu) = \frac{1}{2} \int_0^\infty [\eta^T(t)Q(t)\eta(t) + \nu^T(t)R(t)\nu(t)]dt. \quad (21)$$

其中: Q , R 分别为相应维数的对称非负定矩阵和对称正定矩阵. 若由秩判据检验 (\bar{A} , \bar{B}) 在飞行包线内可控, 则此极小值问题可转化为以下依赖状态的黎卡提方程(SDRE)的求解:

$$-G(t)\bar{A}(t) - \bar{A}^T(t)G(t) + G(t)\bar{B}(t)R^{-1}(t)\bar{B}^T(t)G(t) - Q(t) = 0, \quad (22)$$

其中: $G(t)$ 为正定对称矩阵, 是 Riccati 方程(22)的解. 使 J 为最小的最优控制存在且唯一, 即

$$\nu = -R^{-1}\bar{B}^T G\eta(t). \quad (23)$$

快回路闭环是局部渐近稳定的, 通过调整权值矩阵 Q 和 R 来权衡飞行器动态性能和控制作用, 使非线性最优控制律(NOCL) ν 满足所规定的动态特性. 为了降低飞控计算机实时解算 Riccati 方程的计算量, 在不同飞行状态下离线设计好最优控制增益, 控制器再根据飞行状态实时地调用最优控制增益, 以满足实际飞行控制系统的需要.

飞行器所受到的干扰作用将影响控制性能, ADNOC 的设计需对扰动进行补偿. 将式(23)代入

(17), 可得抗扰动最优控制力矩指令为

$$M_c = -R^{-1}\bar{B}^T G\eta(t) - d. \quad (24)$$

2.2 非线性扰动观测器设计

更一般地, 对于非线性系统

$$\dot{x} = f(x) + g_1(x)u + g_2(x)d, \quad (25)$$

要完成对未知干扰 d 的估计, 构造非线性扰动观测器 (NDO) 系统如下^[4]:

$$\begin{cases} \dot{z} = -l(x)g_2(x)z - l(x)(g_2(x)p(x) + \\ f(x) + g_1(x)u), \\ \hat{d} = z + p(x). \end{cases} \quad (26)$$

其中: $l(x) = \partial p(x)/\partial x$, $p(x)$ 为待设计的函数. 定义估计误差

$$e_1(t) = d - \hat{d}. \quad (27)$$

NDO 对扰动估计的动态过程比扰动自身动态要快得多, 因此取近似 $\dot{\hat{d}} \approx 0$, 由式 (25) ~ (27) 可得

$$e_1(t) + (\partial p(x)/\partial x)g_2(x)e_1(t) = 0. \quad (28)$$

设计 $p(x)$ 使得对所有的状态 x , 系统 (28) 渐近稳定即可; 也可以先设计 $l(x)$, 通过对 $l(x)$ 积分来求得 $p(x)$.

在此, 对式 (8) 所建立的扰动动态模型, 应用式 (26) 设计非线性干扰观测器, 则有 $f(x) = f_f$, $g_1(x) = g_2(x) = g_f$, $x = \omega$, $u = M$, 将扰动估计代入最优控制力矩指令 (24), 则 RLV 姿态控制器为

$$M_c = -R^{-1}\bar{B}^T G\eta(t) - \hat{d}, \quad (29)$$

其中扰动估计 \hat{d} 由式 (26) 得到. $g_2(x) = g_f$ 为正定矩阵, 故可选取 $p(x) = p_0\omega$, p_0 为正定对角方阵, 那么估计误差动态 (28) 可变为

$$e_1(t) + p_0g_f e_1(t) = 0. \quad (30)$$

由此可见, 估计误差将渐近收敛, 非线性干扰观测器系统 (26) 能有效地完成扰动估计.

2.3 稳定性证明

将式 (29) 代入快动态系统 (8), 则有

$$\dot{\omega} = A\omega - BR^{-1}\bar{B}^T G\eta(t) + B(d - \hat{d}), \quad (31)$$

那么增广系统 (20) 的闭环动态为

$$\dot{\eta} = (\bar{A} - \bar{B}R^{-1}\bar{B}^T G)\eta + \bar{B}e_1. \quad (32)$$

令 $K = R^{-1}\bar{B}^T G$, 根据 Lyapunov 稳定理论, 对于稳定的 $(\bar{A} - \bar{B}K)$ 和正定对称矩阵 F , 存在对称正定矩阵 E 使

$$(\bar{A} - \bar{B}K)^T E + E(\bar{A} - \bar{B}K) = -F. \quad (33)$$

选取 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2}\eta^T E\eta, \quad (34)$$

那么, 系统渐近稳定条件为 $\dot{V} < 0$, 由式 (32) 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \frac{1}{2}\dot{\eta}^T E\eta + \frac{1}{2}\eta^T E\dot{\eta} = \\ & \frac{1}{2}[(\bar{A} - \bar{B}K)\eta + \bar{B}e_1]^T E\eta + \end{aligned}$$

$$\frac{1}{2}\eta^T E[(\bar{A} - \bar{B}K)\eta + \bar{B}e_1] =$$

$$\frac{1}{2}[(\bar{A} - \bar{B}K)\eta]^T E\eta +$$

$$\frac{1}{2}\eta^T E[(\bar{A} - \bar{B}K)\eta] + \eta^T E\bar{B}e_1 =$$

$$\frac{1}{2}\eta^T [(\bar{A} - \bar{B}K)^T E +$$

$$E(\bar{A} - \bar{B}K)]\eta + \eta^T E\bar{B}e_1. \quad (35)$$

将式 (33) 代入 (35), 可得

$$\dot{V} = -\frac{1}{2}\eta^T F\eta + \eta^T E\bar{B}e_1. \quad (36)$$

因为 F 为正定对称矩阵, $-\frac{1}{2}\eta^T F\eta$ 为负, 所以 $\dot{V} < 0$ 的充分条件为

$$\|2\eta^T E\bar{B}e_1\| < \|\eta^T F\eta\|. \quad (37)$$

根据以下不等式性质:

$$\|\eta\|^2 \sigma_{\min}(F) \leq \|\eta^T F\eta\|,$$

$$\|2\eta^T E\bar{B}e_1\| \leq 2\|\eta\| \sigma_{\max}(E) \cdot \sigma_{\max}(\bar{B})\|e_1\|,$$

当满足

$$2\|\eta\| \sigma_{\max}(E) \sigma_{\max}(\bar{B})\|e_1\| \leq \|\eta\|^2 \sigma_{\min}(F) \quad (38)$$

时, 不等式 (37) 满足, 即此时 $\dot{V} < 0$. 由式 (38) 可得吸引域为

$$\Gamma = \left\{ e_1 : \|e_1\| \leq \frac{\sigma_{\min}(F)\|\eta\|}{2\sigma_{\max}(E)\sigma_{\max}(\bar{B})} \right\}.$$

对于扰动估计误差 e_1 , 当 e_1 进入吸引域 Γ 时, 抗扰动非线性最优控制器 (29) 使内回路渐近收敛; 而外回路在慢动态控制律 (10) 的作用下是渐近稳定的, 因此系统的稳定性得以保证.

3 飞行控制仿真验证

RLV 再入姿态控制器计算所得的抗扰动最优控制指令还需经过控制分配转换成 RCS 和 (或) 气动舵面的偏转指令, 操纵飞行器才能完成实际的飞行动态. 为了验证 ADNOC 控制方案的有效性, 对 RLV 无动力再入返回进行仿真验证, 以检验其执行标称飞行任务的能力以及在干扰作用下的姿态控制鲁棒性. 在此, 飞行器前期以 40° 大攻角再入, 再入过程中执行滚转机动, 并且抑制侧滑角为零.

图 2 给出了标称飞行条件下 ADNOC 的控制性能, 其中图 2(a) 为 RLV 再入过程中的姿态角指令, 图 2(b) 为无扰动作用下的 ADNOC 姿态角响应曲线, 在标称条件下 NOCL 和 ADNOC 具有同样的控制效果. 图 3 对比了扰动作用下 NOCL 和 ADNOC 的控制效果, 其中图 3(a) 为 NOCL 下的姿态角响应曲线, 图 3(b) 为 ADNOC 下的姿态角响应曲线. 扰动作用 d 为正弦波动的干扰力矩, 其在滚转、俯仰和偏航 3 个通道上的分量分别为

$$d_l = 1 \times 10^4 \cos(0.04\pi t),$$

$$d_m = -7.5 \times 10^3 \sin(0.04\pi t),$$

$$d_n = -5 \times 10^3 \cos(0.04\pi t).$$

图4给出了滚转、俯仰和偏航3个通道上NDO对扰动的估计 \hat{d} , 且 $\hat{d} = [\hat{d}_l \ \hat{d}_m \ \hat{d}_n]^T$.

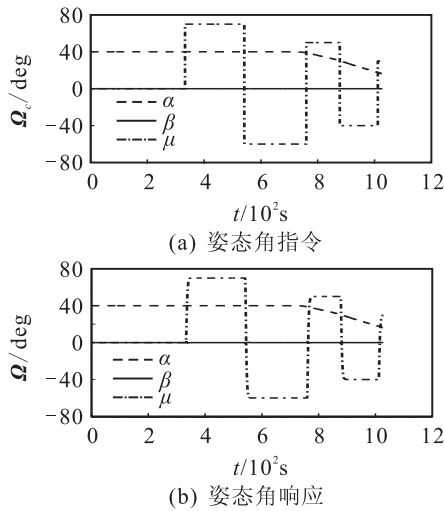


图2 标称条件下ADNOC的控制性能

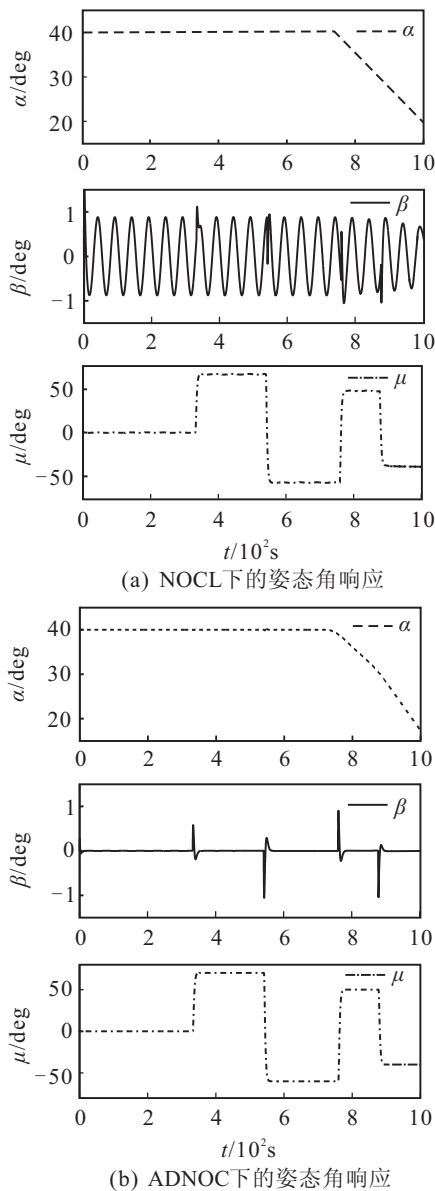


图3 扰动作用下的控制性能对比

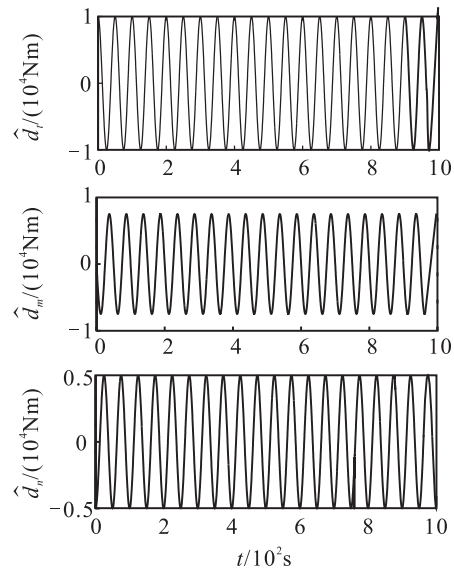


图4 NDO对扰动的估计

由图2可知, 标称飞行条件下ADNOC能良好地完成姿态跟踪控制, 姿态角误差均在 $\pm 1^\circ$ 范围之内. 而RLV再入过程中不可避免地存在外界干扰或未建模动态等扰动, 由图3(a)可见, 这时NOCL的控制效果将严重退化. 而所设计的基于NDO的ADNOC能有效地抑制扰动的不利影响, 控制效果如图3(b)所示, 姿态角误差动态仍在 $\pm 1^\circ$ 范围之内. 由图4可见, NDO能有效地估计滚转、俯仰和偏航通道上的扰动, ADNOC具有良好的抗扰动能力, 保证了姿态控制的跟踪性能.

4 结论

针对RLV再入控制所面临的扰动抑制问题, 结合NDO技术设计了一种抗扰动非线性最优控制器. ADNOC具有最优控制的优点, 能权衡控制性能和控制量, 同时获得了扰动抑制能力. 本文所设计的ADNOC能有效地完成姿态跟踪控制, 满足性能指标要求, 主要有如下优势和特点.

1) 避免了RLV线性化过程带来的误差和设计局限性, 通过等效变换构造线性形式的控制模型, 应用SDRE优化进行求解, 得到了兼顾系统动态和控制能力的非线性最优控制指令.

2) 将非线性扰动观测器用于估计外界干扰或者未建模动态引起的干扰力矩, NDO与NOCL的设计分离, 便于工程应用和设计, 基于NDO的抗扰动非线性最优控制器具有良好的干扰抑制能力.

3) 对于外回路姿态角动态, 同样能够引入NDO技术来设计抗扰动非线性最优控制律 ω_c , 考虑姿态角动态回路中的气动不确定性干扰 d_1 , 可构造以下姿态角动态控制模型:

$$\dot{\Omega} = I_3 \cdot \Omega + g_s[\omega + g_s^{-1}(f_s - \Omega) + g_s^{-1}d_1].$$

并基于NDO设计慢回路抗扰动非线性最优控制器.

仿真实验结果表明, ADNOC 能有效地应用于 RLV 再入姿态控制, 具有较强的抗扰动能力, 进一步的研究方向是 RLV 基于 ADNOC 的再入控制评估.

参考文献(References)

- [1] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496-1505. (Huang L, Duan Z S, Yang J Y. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts[J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(10): 1496-1505.)
- [2] John M Hanson. Advanced guidance and control project for reusable launch vehicles[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Denver, 2000: 1-10.
- [3] Jingqing Han. From PID to active disturbance rejection control[J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.
- [4] Chen Wen-Hua. Disturbance observer based control for nonlinear systems[J]. IEEE/ASME Trans on Mechatronics, 2004, 9(4): 706-710.
- [5] Euntai Kim. A fuzzy disturbance observer and its application to control[J]. IEEE Trans on Fuzzy Systems, 2002, 10(1): 77-85.
- [6] Guo Lei, Chen Wen-hua. Disturbance attenuation and rejection for systems with nonlinearity via DOBC approach[J]. Int J of Robust & Nonlinear Control, 2005, 15(3): 109-125.
- [7] Wei Xinjiang, Guo Lei. Composite disturbance-observer-based control and terminal sliding mode control for nonlinear systems with disturbances[J]. Int J of Control, 2009, 82(6): 1082-1098.
- [8] Guo Lei, Wen Xin-Yu. Hierarchical anti-disturbance adaptive control for non-linear systems with composite disturbances and applications to missile systems[J]. Trans of the Institute of Measurement & Control, 2011, 33(8): 942-956.
- [9] 郭雷. 多源干扰系统复合分层抗干扰控制理论: 综述与展望[C]. 第 30 届中国控制会议. 烟台, 2011: 6193-6198. (Guo L. Composite hierarchical anti-disturbance control (CHADC) for systems with multiple disturbances: Survey and overview[C]. Proc of the 30th Chinese Control Conf. Yantai, 2011: 6193-6198.)
- [10] 王首斌, 王新民, 谢蓉, 等. 基于干扰观测器的高超声速飞行器鲁棒反步控制[J]. 控制与决策, 2013, 28(9): 1507-1512. (Wang S B, Wang X M, Xie R, et al. Robust backstepping control based on disturbance observer for hypersonic vehicle[J]. Control and Decision, 2013, 28(9): 1507-1512.)
- [11] 朱亮, 姜长生. 基于非线性干扰观测器的空天飞行器轨迹线性化控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(4): 491-495. (Zhu L, Jiang C S. Nonlinear disturbance observer-enhanced trajectory linearization control for aerospace vehicle[J]. J of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39(4): 491-495.)
- [12] Chen Wen-Hua. Nonlinear disturbance observer-enhanced dynamic inversion control of missiles[J]. J of Guidance, Control and Dynamic, 2003, 26(1): 161-166.
- [13] Charles E Hall, Yuri B Shtessel. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2006, 29(6): 1315-1328.
- [14] Tayfun Cimen. Survey of state-dependent riccati equation in nonlinear optimal feedback control synthesis[J]. J of Guidance, Control and Dynamic, 2012, 35(4): 1025-1047.
- [15] Menon P K, Lam T, Crawford L S, et al. Real-time computational methods for SDRE nonlinear control of missiles[C]. American Control Conf. Anchorage, 2002: 232-237.
- [16] Subbaram Naidu D, Anthony J Calise. Singular perturbations and time scales in guidance and control of aerospace systems: A survey[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(6): 1057-1070.

(责任编辑: 滕 蓉)