

力矩不可达情况下的控制分配算法及其在倾转旋翼机中的仿真研究



严鹏^{1,*}, 刘春生¹, 马诚诚¹, 鲁可^{1,2}

1. 南京航空航天大学, 江苏 南京 211106

2. 中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001

摘要:针对过驱动飞行控制系统的操纵量冗余问题,本文提出了一种基于零空间的控制分配算法。首先对现有的零空间控制分配算法进行了改进,使其在期望力矩不可达的情况下同样具有良好的适用性;其次研究了期望力矩不可达情况下控制分配环节对系统控制性能的影响,将实际力矩与期望力矩的误差矢量作为系统已知的匹配不确定项设计了积分滑模控制器。研究表明,该方法具有时间复杂度低、求解精度高的特点,有效降低了期望力矩不可达对系统的影响,提升了系统的动态性能。

关键词:控制分配; 冗余系统; 零空间; 控制算法; 滑模控制

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.05.008

在传统飞行器中,通常采用升降舵、副翼及方向舵这三组气动操纵舵面分别对飞行器的俯仰、滚转及偏航飞行姿态进行控制^[1]。但在实际飞行控制系统中,传统飞行器的副翼及方向舵在滚转和偏航力矩上常常是耦合的,因此如何通过操纵舵面的偏转组合来提供期望的滚转及偏航力矩催生了最初的控制分配问题。同时,随着现代飞行器对于性能要求的不断提高^[2-4],现代飞行控制系统通常在设计的过程中引入冗余的操纵舵面成为过驱动系统,这使得现代飞行器拥有三个以上的操纵量^[3]。为了解决这一困难,针对过驱动飞行器的控制分配策略应运而生^[5]。

时间复杂度低、精确度高、能够充分考虑操纵量物理约束的控制分配算法一直是研究的重点^[6-11]。在传统的控制分配算法中,伪逆法最具实时性及精确性。但由于伪逆法并未考虑操纵量的物理约束,所求得伪逆解容易出现饱和。因此,改进伪逆法,使得控制分配策略既能够在一定程度上保持伪逆法的实时性及精确性两大优点,还能够充分考虑操纵量的物理约束一直是研究的重要方向之一^[12-15]。

尽管有些控制分配算法在一定程度上解决了因期望力

矩不可达导致的基于零空间的伪逆算法无法有效分配这一问题^[16],但增加了算法的时间复杂度。针对这一问题,本文提出了一种基于零空间伪逆的控制分配算法,既能够在一定程度上处理期望力矩不可达的情况,还能够降低因算法串联所导致的算法时间复杂度的提高,并采用积分滑模控制器(integral sliding mode controller, ISMC)对系统进行控制,确保了系统在期望力矩不可达情况下的鲁棒性。

1 倾转旋翼机操纵布局

本文研究的无人倾转旋翼机具有9个操纵机构,分别是总距、横向周期变距、纵向周期变距、总距差动、纵向变距差动、副翼、升降舵、方向舵,以及过渡模式特有的短舱倾角。

倾转旋翼机在起飞、着陆、悬停与低速飞行时均以直升机模式飞行,此时短舱与机身垂直,即短舱倾角 $\beta=90^\circ$,体现了直升机的操纵特点。其操纵特性表现为总距操纵控制垂向运动,总距差动控制滚转运动,纵向周期变距控制纵向运动,纵向周期变距差动控制航向运动。

收稿日期: 2020-12-26; 退修日期: 2021-01-18; 录用日期: 2021-02-20

基金项目: 航空科学基金(20175752045, 201957052002)

*通信作者: Tel.: 13160061822 E-mail: 337898780@qq.com

引用格式: Yan Peng, Liu Chunsheng, Ma Chengcheng, et al. Control allocation algorithm under the condition of torque unattainable and its simulation on tilt rotor aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(05): 54-60. 严鹏, 刘春生, 马诚诚, 等. 力矩不可达情况下的控制分配算法及其在倾转旋翼机中的仿真研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(05): 54-60.

随着前飞速度的增加,机翼的升力逐渐增加,短舱逐渐由垂直向水平倾转,同时使旋翼的拉力矢量逐渐演变为前向拉力。当短舱倾转到水平位置,即短舱倾角 $\beta=0^\circ$ 时,飞行模式切换至固定翼模式,旋翼以螺旋桨的形式提供前飞拉力,机翼的升力则用来平衡飞机的重力,此时旋翼机体现出了固定翼的操纵特点。其操纵特性为总距控制前飞速度,升降舵控制飞机的纵向姿态,方向舵控制航向运动,副翼控制滚转运动。

在倾转过渡模式即短舱倾角 $\beta \in (0^\circ, 90^\circ)$ 时,旋翼机的操纵特性表现为旋翼的周期变距作用逐渐弱化,舵面操纵功效逐渐增强的过程。其布局示意图如图1所示。

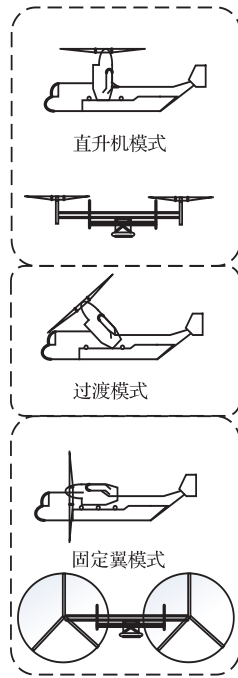


图1 倾转旋翼机布局示意图
Fig.1 Layout of tilt rotor

2 基于零空间的控制分配算法

2.1 问题描述

考虑一个标称线性时不变的过驱动系统描述如下:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $x(t) \in R^n$ 为系统的状态变量; $y(t) \in R^k$ 为系统的输出矢量;矩阵 A 、矩阵 B 和矩阵 C 分别为系统的状态矩阵、输入矩阵及输出矩阵,且满足相应的维数;过驱动系统的操纵量矢量为 $u(t) \in \Omega_u = \{u(t) | u_{i\min} \leq u_i(t) \leq u_{i\max}\}$,其中 $u_{i\max}$ 和 $u_{i\min}$ 分别为第 i 个操纵分量的上下界。

由系统的过驱动特性,假设式(1)中系统的状态已经过调整且矩阵 B 可以被分为如下形式:

$$B = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $B_1 \in R^{(n-l) \times m}$, $B_2 \in R^{l \times m}$,且满足 $\|B_1\| \ll \|B_2\|$, $\|B_2\| = 1$,即 $B_2 B_2^T = I_k$ 。矩阵 B_2 代表了主要的贡献量。为引入伪控制量,定义:

$$v(t) = B_2 u(t) \quad (3)$$

式中: $v(t) \in R^l$ 表示系统的伪控制矢量, B_2 为系统的控制分配矩阵。

在式(3)所代表的控制分配环节中,具体的控制分配问题可以描述如下:

$$\begin{cases} \min_{u(t)} J(u) = u(t)^T u(t) \\ \text{st. } v(t) = B_2 u(t) \\ u_{i\min} \leq u_i(t) \leq u_{i\max}, i = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (4)$$

2.2 力矩不可达情况下的控制分配算法

针对式(4)所表示的控制分配问题,首先求解该控制分配问题的伪逆解:

$$u_p(t) = P v(t) \quad (5)$$

式中: $P = B_2^T (B_2 B_2^T)^{-1} = B_2^T$ 为控制分配矩阵 B_2 的伪逆, $u_p(t)$ 为式(4)表示控制分配问题的伪逆解。

那么显然当伪逆解满足操纵舵面的物理约束时,所得的伪逆解即为控制分配问题的最优解。但当伪逆解不满足操纵面物理约束时,可以通过引入矩阵 B_2 的零空间矢量 $u_n(t)$ 对所得伪逆解进行修正:

$$u(t) = u_p(t) - u_n(t) \quad (6)$$

式中: $u_n(t)$ 满足 $B_2 u_n(t) = 0$ 且能够表示为 $u_n(t) = N v_f$,其中 N 为矩阵 B_2 的一组零空间基, v_f 为表示基的线性组合的自由矢量,因此式(6)可以表示为:

$$u(t) = u_p(t) - N v_f \quad (7)$$

据式(7)可以求得:

$$v_f(t) = N^T (N N^T)^{-1} \Delta(t) \quad (8)$$

式中: $\Delta(t) = u_p(t) - u(t)$ 为调节矢量的方向矢量。

已知当期望力矩不可达时,采用基于零空间的伪逆(pseudo-inverse along the null-space, PAN)控制分配策略无法使得修正后的控制分配结果位于操纵舵面的物理约束之内。因此,在对伪逆解中某一超出约束的元素向约束内修正的同时,原本位于约束中其他的部分元素必将因为这一调整动作超出物理约束范围。因此当期望力矩不可达,采用PAN算法对伪逆解进行调节是没有实际意义的。但在

调节的过程中,PAN算法通过不断调节超出操纵舵面物理约束幅度最大的舵面,可使得操纵舵面偏转指令在调节的过程中围绕着期望力矩的最大可达力矩不断地变化。

这种方法通过定义一个记录矢量 $\mathbf{u}_m$,用来记录在修正伪逆解的每一次循环过程中,操纵面偏转指令所产生的实际力矩距离期望力矩最接近的值。这样,在期望力矩不可达的情况下,在一次PAN算法达到迭代次数后所得到的操纵量偏转指令即为迭代过程中所提供的实际力矩最接近期望力矩的控制分配结果。

那么,假设在第 i 次迭代中,经PAN算法调节后所得到的操纵舵面偏转指令为 u_i ,由于存在操纵舵面物理约束,实际输出的操纵舵面偏转指令为 $\text{sat}[u_i]$,则由式(3)定义的控制分配问题可知,实际的输出力矩为:

$$\bar{v}_i(t) = \mathbf{B}_2 \text{sat}[u_i(t)] \quad (9)$$

记录矢量 $\mathbf{u}_m$ 在首次循环结束时初始化为第一次循环结束后的 $\text{sat}[u_i]$,在之后的循环过程中用来记录之前所有循环过程中最接近期望力矩的操纵舵面偏转量 u_m ,因此在第 i 次循环之前最接近期望力矩的力矩值为:

$$\mathbf{v}_m(t) = \mathbf{B}_2 \mathbf{u}_m(t) \quad (10)$$

实际输出力矩与期望力矩之间的距离以力矩矢量差的二范数值作为判断是否接近期望力矩的依据。因此,在第 i 次循环结束时:

$$\mathbf{u}_m = \text{sat}[u_i] \quad \text{if} \quad \|\mathbf{v} - \mathbf{v}_m\| > \|\mathbf{v} - \bar{v}_i\| \quad (11)$$

根据上述内容,改进后的考虑超出可达力矩集情况的PAN算法步骤总结如下:(1)给定系统的控制效率矩阵 $\mathbf{B}_2$,操纵舵面物理约束 $u_{i\max}, u_{i\min}$ 及期望力矩 $\mathbf{v}$; (2)设定计步器 $\text{step_counter} = 1$; (3)计算伪逆解 $\mathbf{u}_p$; (4)计算标准化对角矩阵 $\mathbf{H}$ 及偏置矢量 $\mathbf{T}$ 并计算伪逆解的标准化结果 $\mathbf{u}_p^{\text{norm}}$; (5)计算矢量 $\mathbf{u}_p^{\text{norm}}$ 的无穷范数 h ,以及 $\mathbf{u}_p^{\text{norm}}$ 中所有与 h 相等的元素组成的集合 s ; (6)判断 h 是否小于等于 1,当 $h \leq 1$ 时,若 $n = 1$ 则直接输出控制分配结果,否则当 $h > 1$ 时进行下一步; (7)求出 $\mathbf{u}_{ps}$; (8)判断是否达到计步器上限,若是则输出 $\mathbf{u}_m$ 作为控制分配结果,否则进行下一步; (9)计算 $\mathbf{u}_r$; (10)计算 $\bar{\Delta}_i$; (11)计算 $\bar{\Delta}$ 并计算调整后的矢量: $\mathbf{u} = \mathbf{u}_p - \mathbf{u}_r \bar{\Delta}$; (12)判断,若 $\mathbf{u}$ 满足操纵量物理约束则令 $\bar{\Delta} = \|\mathbf{u}_{ps1} - (H_{(s1,s1)} + G_{s1})\|$,并进行下一步。若 $\mathbf{u}$ 不满足操纵量物理约束则令 $\mathbf{u}_p = \mathbf{u}$,根据式(11)计算 $\mathbf{u}_m$,并从第4步重新开始计算; (13)计算 $\mathbf{u} = \mathbf{u}_p - \mathbf{u}_r \bar{\Delta}$,根据式(11)计算 $\mathbf{u}_m$ 并从第4步重新开始计算。

需要注意的是,当期望力矩可达时,即PAN算法能够将超出操纵舵面物理约束的操纵舵面偏转指令修正回约束

中去。在这种情况下,实际的输出力矩与期望力矩一致,即 $\|\mathbf{v} - \bar{v}_i\| = 0$,输出的记忆矢量 $\mathbf{u}_m$ 总是等于最后位于约束中的解。而在期望力矩不可达情况下,在给定的步数内 $\mathbf{u}_m$ 总是等于其提供的实际输出力矩值最接近期望力矩值的操纵舵面偏转指令,且不存在因并联多个算法导致的时间复杂度显著增加。

由式(3)与式(9)不难得出,考虑期望力矩不可达情况下,系统的实际输出力矩为:

$$\bar{\mathbf{v}}(t) = \mathbf{B}_2 \mathbf{u}_m(t) = \mathbf{v}(t) + \Delta \mathbf{v}(t) = \mathbf{B}_2 \mathbf{u}(t) + \Delta \mathbf{v}(t) \quad (12)$$

式中: $\Delta \mathbf{v}(t) = \mathbf{B}_2(\mathbf{u}_m(t) - \mathbf{u}(t))$ 为期望力矩不可达情况下因操纵量物理约束导致的实际输出的伪控制量与期望的伪控制量之间的差。

当期望力矩可达时零空间修正矢量 $\mathbf{u}_n(t)$ 的引入不会改变修正后的操纵舵面偏转量所提供的实际输出力矩,因此当期望力矩可达时,通过上述分析有: $\Delta \mathbf{v} = 0$ 。

3 积分滑模容错控制器设计及可达性证明

3.1 积分滑模控制器设计及稳定性分析

考虑式(1)中描述的系统,将式(5)与式(12)代入其中可以得到:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{B}_2^T(\mathbf{v}(t) + \Delta \mathbf{v}(t)) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (13)$$

当 $\Delta \mathbf{v} = 0$ 时,可以得到下面的标称系统:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T \\ \mathbf{I}_l \end{bmatrix} \mathbf{v}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (14)$$

对式(14)所表示的标称系统,假设:

$$\mathbf{B}_v = [\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T \quad \mathbf{I}_l]^T \quad (15)$$

且 $(\mathbf{A}, \mathbf{B}_v)$ 可控,则对其设计一个LQR控制器,通过设计状态反馈信号 $-\mathbf{K}\mathbf{x}(t)$,能够保证标称系统的稳定性。系统对期望输出信号 $r(t)$ 的跟踪性能通过设计前馈增益实现 $\mathbf{K}_f = [\mathbf{C}(\mathbf{B}_v \mathbf{K} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B}_v]^+$ 。

式(13)中的 $\Delta \mathbf{v}$ 看作是系统的不确定项,并将式(13)进一步表示为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_v \mathbf{v}(t) + \mathbf{B}_v \Delta \mathbf{v}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (16)$$

从式(16)不难看出 $\mathbf{B}_v \Delta \mathbf{v}(t)$ 可以当作系统的匹配不确定项。

设计ISM C,具有下面的形式:

$$\mathbf{v}_i = \mathbf{v}_{eq} + \mathbf{v}_n \quad (17)$$

式中： v_{eq} 为ISMC的等效控制律，用以保证系统在到达滑模面后始终保持在滑模面上运行； v_n 为ISMC的非连续控制律，用以保证当系统状态不位于滑模动态面上时，系统的状态始终向滑模面收敛。

针对式(16)所示的系统设计如下的积分滑模切换函数：

$$\sigma(x, t) = G(x(t) - x(0)) - G \int_0^t [(A - B_v K)x(\tau) + B_v K_f r(t)] d\tau \quad (18)$$

式中： G 为具有相应维数的滑模投影矩阵。从式(18)不难看出，所设计的滑模面能够保证系统始终自滑模面出发，即系统的滑动模态自系统的初始状态一直存在。

为分析系统的滑模动态特性，使系统在到达滑模面后始终保持在滑模面上，对式(18)定义的滑模切换函数两边对时间求导可得：

$$\dot{\sigma}(x, t) = G\dot{x}(t) - G(A - B_v K)x(t) - GB_v K_f r(t) \quad (19)$$

将式(16)中的 $\dot{x}(t)$ 代入式(19)可以得到：

$$\dot{\sigma}(x, t) = GB_v v(t) + GB_v \Delta v(t) + GB_v Kx(t) - GB_v K_f r(t) \quad (20)$$

通过约束式(20)， $\dot{\sigma}(x, t) = \sigma(x, t) = 0$ ，可以求得所设计滑模控制器的等效控制律：

$$v_{eq}(t) = -(GB_v)^{-1} [GB_v \Delta v(t) + GB_v Kx(t) - GB_v K_f r(t)] \quad (21)$$

对式(21)中所得积分滑模等效控制律进行进一步简化可以得到：

$$v_{eq}(t) = -(Kx(t) + \Delta v(t) - K_f r(t)) \quad (22)$$

定义积分滑模投影矩阵 G 为：

$$G = B_2 (B^T B)^{-1} B^T \quad (23)$$

因此，矩阵 G 满足：

$$GB_v = GBB_2^T = B_2 (B^T B)^{-1} B^T BB_2^T = I_l$$

故式(22)中所求得的等效控制律代入到式(16)所描述的系统可以得到：

$$\dot{x}(t) = Ax(t) - B_v Kx(t) + B_v K_f r(t) \quad (24)$$

式(24)即为系统的滑模动态函数，且该滑模动态系统的稳定性由式(25)决定：

$$\dot{x}(t) = (A - B_v K)x(t) \quad (25)$$

而式(25)所描述的系统在设计LQR控制器的过程中已经被保证是稳定的，且该增广标称系统能够满足系统对期望输出信号的跟踪性能。

定义式(17)所描述的滑模控制器中，其线性等效控制部分为：

$$v_l = v_{eq} = -Kx(t) - \Delta v(t) + K_f r(t) \quad (26)$$

滑模控制器的非连续部分采用单位矢量的形式定义如下^[17]：

$$v_n = \begin{cases} -\rho(x, t) \frac{\sigma(x, t)}{\|\sigma(x, t)\|} & \text{for } \sigma(x, t) \neq 0 \\ 0 & \text{for } \sigma(x, t) = 0 \end{cases} \quad (27)$$

式中： $\rho(t, x)$ 为正标量。

通过设计系统的LQR控制器来确保标称系统的稳定性及输入输出跟踪性能，并针对因操纵舵面物理约束的存在导致的实际输出力矩与期望力矩不一致的情况对系统进行分析，设计了积分滑模控制器，且在此基础上简单分析了系统在滑模面上的稳定性。

3.2 积分滑模控制器可达性分析

所设计的ISMC除了确保标称系统的稳定性及输入输出跟踪性能外，还应保证所设计的滑模面在 $\sigma(x, t) \neq 0$ 时是始终收敛于滑模面的。下面针对这一问题对积分滑模控制器的可达性进行证明，并分析滑模面可达时参数 $\rho(t, x)$ 应该满足的条件。

定理1：对于使得系统能够进行有效跟踪的有界输入信号 $r(t)$ ，如果参数 $\rho(t, x)$ 的选择满足：

$$\rho(x, t) > 0 \quad (28)$$

则式(17)中所描述形式的ISMC满足可达性条件。

证明：将式(26)及式(27)所描述的ISMC代入式(20)可得：

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}(x, t) = & [-Kx(t) - \Delta v(t) + K_f r(t) - \\ & \rho(x, t) \frac{\sigma(x, t)}{\|\sigma(x, t)\|}] + \Delta v(t) = \\ & Kx(t) - K_f r(t) \end{aligned} \quad (29)$$

选择Lyapunov函数：

$$V = \frac{1}{2} \sigma^T(x, t) \sigma(x, t) \quad (30)$$

则当 $\sigma(x, t) \neq 0$ 时， V 对时间的一阶导数为：

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \frac{1}{2} \sigma^T(x, t) \sigma(x, t) = \\ & \sigma^T(x, t) \left[-\rho(x, t) \frac{\sigma(x, t)}{\|\sigma(x, t)\|} \right] \end{aligned} \quad (31)$$

对其进行进一步简化可得：

$$\dot{V} = -\rho(x, t) \|\sigma(x, t)\| \quad (32)$$

由此可知，当 $\dot{V} < 0$ 时，所设计的ISMC在 $\sigma(x, t) \neq 0$ 时始终是渐近趋近于滑模面的，显然，即只要 $\rho(t, x)$ 满足：

$$\rho(x, t) > 0 \quad (33)$$

即可保证在任意状态下的系统始终能够满足可达性条件，

使得系统始终渐近趋近于滑模面并在到达滑模面后始终维持在滑模面上。

4 仿真验证及结果分析

本文将参考文献[18]中的倾转旋翼机模型在短舱倾角 $\beta = 45^\circ$ 状态时进行线性化,得到纵向模型的系统各矩阵如下:

$$A = \begin{bmatrix} -3.1854 & -23.4531 & 0.9799 & 0.4561 \\ 0.0824 & -0.1568 & 0 & -0.0083 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -0.6856 & -2.0473 & -9.7509 & -1.2205 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.0608 & -0.0136 & -0.1013 \\ -0.0059 & -0.0792 & 0.0214 \\ 0 & 0 & 0 \\ -0.9993 & -0.0375 & -0.0090 \end{bmatrix}$$

$$C = [0 \quad 0 \quad 0 \quad -1.4265]$$

系统状态为 $\mathbf{x} = [V_x, q, \theta, V_y]$ 。其中, V_x (m/s) 为前飞速度, V_y (m/s) 为纵向速度, q ($^\circ$ /s) 为俯仰角速度, θ ($^\circ$) 为俯仰角。系统的操纵量为 $\mathbf{u} = [\delta_c, \delta_{\text{long}}, \delta_e]$ 。其中, δ_c ($^\circ$) 为总距, δ_{long} ($^\circ$) 为纵向周期变距, δ_e ($^\circ$) 为升降舵操纵量。

采用上文给出的线性化模型对提出的控制分配算法进行仿真验证,并采用 ISMC 对超出力矩可达集的情况进行处理。

在所设计的 ISMC 中,正标量 $\rho = 0.1$ 。对所设计的 ISMC 中的非线性控制器的不连续性,采用 sigmoidal 型函数近似进行平滑处理:

$$\frac{\sigma}{\|\sigma\| + \delta_0}$$

式中:正标量 δ_0 的值取为 0.001。

在设计 LQR 控制器中,选取权重矩阵为 $\mathbf{Q} = \text{diag}\{0.1, 0.1, 0.00001, 0.009\}$, $R = 0.025$ 。求得状态反馈增益为:

$$\mathbf{K} = [0.2575, 7.9905, 5.9713, 0.1484]$$

前馈增益为:

$$\mathbf{K}_f = 0.4443$$

系统前飞速度跟踪曲线如图 2 所示,系统的操纵量偏转输出如图 3 所示。图中 Input 为需要跟踪的前飞速度命令信号; ISMC 表示伪控制器采用积分滑模控制器; LQR 表示伪控制器采用 LQR 控制器; DO 为采用 LQR 控制器情况下不考虑控制分配环节的伪控制系统的期望输出; Bound 为操纵量偏转的物理约束。

从图 2 能够明显看出系统存在负调,即在飞行器加速或正方向调整姿态时会出现短暂的减速或向反方向偏转,

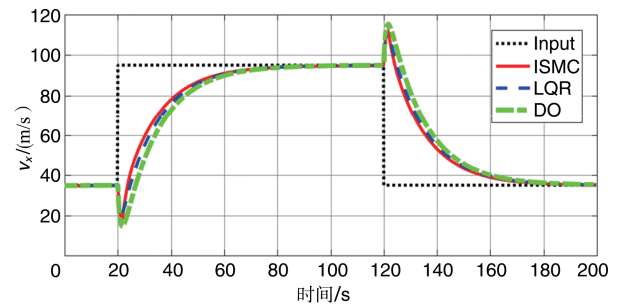


图2 前飞速度跟踪曲线

Fig.2 Tracking curve of forward speed

这是系统的一种固有特性。且显然可以看出在时刻 20s 与 120s 时系统的期望控制量不可达,因此图中 DPAN 的负调较小。采用所设计的基于 ISMC 系统的伪控制器能够显著地改善系统的动态性能,加快系统的动态响应,也能在一定程度上减轻系统响应的负调量。

系统响应速度的改善是由于与 LQR 控制器相比,滑模控制器在力矩不可达的情况下会持续给系统较大的伪控制信号,以使得系统的输出响应更快地跟踪参考信号,这能够从图 3 中操纵舵面的偏转情况分析得出:与 LQR 控制器相比,采用 ISMC 控制器的系统在期望力矩不可达情况下的纵向周期变距得到了更加充分的运用。

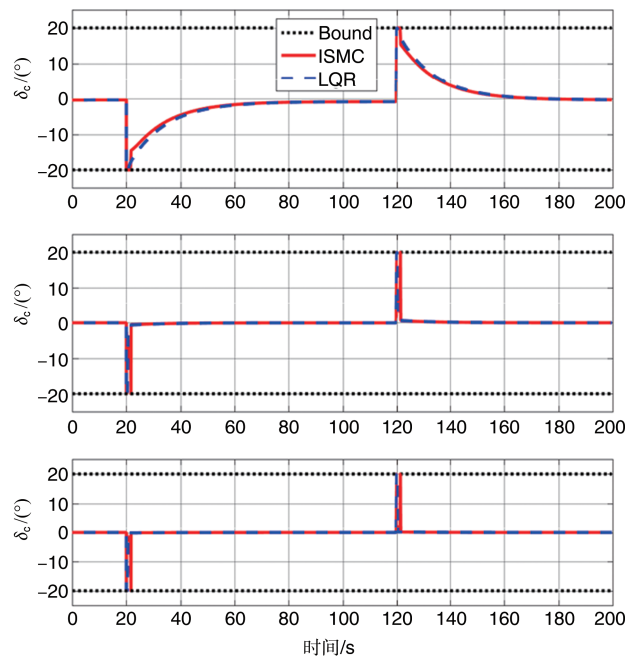


图3 操纵舵面偏转输出曲线

Fig.3 Output curve of control surface deflection

5 结论

本文对 PAN 算法进行了优化,通过在迭代过程中引入

一个记录矢量来记录迭代过程中与最大可达力矩最接近的舵面偏转指令,并在循环结束后输出该矢量作为控制分配结果来使得算法的结果尽可能接近期望力矩。同时还针对期望力矩超出可达力矩集这一情况,采用 ISMC 设计了系统的伪控制器,以降低因期望力矩不可达对系统产生的影响。由仿真结果可以得出,改进 PAN 控制分配算法具有时间复杂度低、求解精度较高的特点。所设计的基于积分滑模控制的伪控制器也能降低因期望力矩不可达对系统的影响,提升系统的动态性能。

AST

参考文献

- [1] 黄嶂, 郝宇清, 段志生. 可重复使用天地往返飞行器中的多输入控制问题[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(7): 878-889.
Huang Di, Hao Yuqing, Duan Zhisheng. Multiple-input problem in control of reusable launch vehicle[J]. Control Theory & Applications, 2014, 31(7): 878-889. (in Chinese)
- [2] 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 Lin, Duan Zhisheng, Yang Jianying. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts[J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(10): 1496-1505. (in Chinese)
- [3] 井雅洁, 梁昊. 基于响应类型的直升视悬停状态显模型跟踪控制律设计[J]. 航空科学技术, 2018, 29(4): 32-36.
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(4): 32-36. (in Chinese)
- [4] 宋欣屿, 王英勋, 蔡志浩, 等. 基于深度强化学习的无人机着陆轨迹跟踪控制[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 68-75.
Song Xinyu, Wang Yingxun, Cai Zhihao, et al. Landing trajectory tracking control of unmanned aerial vehicle by deep reinforcement learning[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 68-75. (in Chinese)
- [5] 马建军, 郑志强, 胡德文. 包含执行器动力学的子空间预测动态控制分配方法[J]. 自动化学报, 2010, 36(1): 130-138.
Ma Jianjun, Zheng Zhiqiang, Hu Dewen. Subspace predictive dynamic control allocation for overactuated system with actuator dynamics[J]. ACTA Automatica Sinica, 2010, 36(1): 130-138. (in Chinese)
- [6] Shao X, Liang Z, Chen B, et al. A modified weighted pseudo-inverse control allocation using genetic algorithm[C]//Control Conference. IEEE, 2015: 5554-5559.
- [7] Durham W C. Constrained control allocation: three moment problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(2): 330-336.
- [8] Bodson M. Evaluation of optimization methods for control allocation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(4): 703-711.
- [9] 张杰, 陆宇平, 徐志晖. 多操纵面受限控制直接分配新算法[J]. 飞行力学, 2012, 30(5): 422-427.
Zhang Jie, Lu Yuping, Xu Zhihui. A new multiple constrained control direct allocation algorithm[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(5): 422-427. (in Chinese)
- [10] Durham W C, Bordignon K A. Closed-form solutions to constrained control allocation problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(18): 1000-1007.
- [11] Chen B, Zhang L T, Cheng L F, et al. Erosion resistance of needled carbon/carbon composites exposed to solid rocket motor plumes[J]. Carbon, 2009, 47(6): 1474-1479.
- [12] 刘冰. 组合航天器控制分配方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
Liu Bing. The research on control allocation for combined flight control[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008. (in Chinese)
- [13] 茅澍州. 基于控制分配的分布式驱动电动汽车驱动力分配算法[J]. 内燃机与配件, 2018(8): 63-64.
Mao Shuzhou. A driving force distribution algorithm of a distributed drive electric vehicle based on control allocation[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2018(8): 63-64. (in Chinese)
- [14] 苗楠. 基于控制分配的航天器姿态容错控制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
Miao Nan. Fault tolerant attitude control incorporating control allocation for spacecraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [15] 史静平, 章卫国, 李广文, 等. 一种基于多极裁剪的广义逆控制分配算法[J]. 测控技术, 2009, 28(9): 65-68.
Shi Jingping, Zhang Weiguo, Li Guangwen, et al. A generalized inverse control allocation algorithm based on multiple direction

- tailor[J]. Measurement & Control Technology, 2009, 28(9): 65-68. (in Chinese)
- [16] 马诚诚, 刘春生, 王彪, 等. 基于直接分配法与零空间的控制分配策略[J]. 飞行力学, 2019, 37(4): 57-61.
- Ma Chengcheng, Liu Chunsheng, Wang Biao, et al. Control allocation strategy based on null-space and direct allocation method[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(4): 57-61. (in Chinese)
- [17] Edwards C, Spurgeon S K, Patton R J. Sliding mode observers for fault detection and isolation[J]. Automatica, 2000, 36(4): 541-553.
- [18] 郭剑东. 无人倾转旋翼机飞行控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

Guo Jiandong. Flight control of unmanned tiltrotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese) (责任编辑 陈东晓)

作者简介

严鹏(1995-)男, 硕士。主要研究方向: 飞行器控制。

Tel: 13160061822 E-mail: 337898780@qq.com

刘春生(1955-)女, 博士, 教授。主要研究方向: 飞行器控制、智能控制、容错控制。

马诚诚(1994-)男, 硕士。主要研究方向: 飞行器控制。

鲁可(1985-)男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 直升机飞行动力学与飞行控制。

Control Allocation Algorithm Under the Condition of Torque Unattainable and Its Simulation on Tilt Rotor Aircraft

Yan Peng^{1,*}, Liu Chunsheng¹, Ma Chengcheng¹, Lu Ke^{1,2}

1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China

2. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: In order to solve the problem of control redundancy in over actuated flight control system, a control allocation algorithm based on null-space is proposed. Firstly, the control allocation algorithm based on null-space is improved to handle with the problem that the desired torque is unattainable. Secondly, the influence of control allocation on system control performance is studied when the desired torque is unattainable. The error vector of the actual torque and the expected torque are taken as the matching uncertainty of the system, and an integral sliding mode controller is designed to deal with the system. The results show that the method has the characteristics of low time complexity and high accuracy, which can reduce the impact of the expected torque on the system and improve the dynamic performance.

Key Words: control allocation; redundant system; null-space; control algorithm; sliding mode control

Received: 2020-12-26; Revised: 2021-01-18; Accepted: 2021-02-20

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(20175752045, 201957052002)

*Corresponding author. Tel.: 13160061822 E-mail: 337898780@qq.com