

采用 PWPF 调节器的再入飞行器最优控制分配方法*

王涛^{1,2}, 曹晓瑞³, 张洪波¹, 汤国建¹

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 中国人民解放军32032部队, 北京 100094;
3. 中国运载火箭技术研究院研究发展中心, 北京 100076)

摘要:针对具有反作用控制系统(Reaction Control System, RCS)和气动舵两类控制机构的再入飞行器,提出一种基于脉宽脉频(Pulse-Width Pulse-Frequency, PWPF)调节器的最优控制分配方法。将 RCS 的输入信号转化为连续变化量, RCS 与气动舵的控制分配问题被描述为二次规划问题, 并采用有效集方法对其求解。采用离散法和 PWPF 调节器将优化结果转化为 RCS 的开关机状态。与混合整数规划问题相比, 连续二次规划问题更容易求解, 计算速度更快。通过对二次规划问题的重构, 该算法能有效地应对故障情况。

关键词:再入; 控制分配; 二次规划; 脉宽脉频调节器; 气动舵; 反作用控制系统

中图分类号: V448.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2018)04-074-06

Optimal control allocation method for entry vehicle based on PWPF modulator

WANG Tao^{1,2}, CAO Xiaorui³, ZHANG Hongbo¹, TANG Guojian¹

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. The PLA Unit 32032, Beijing 100094, China;

3. Research & Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: For the entry vehicle equipped with RCS (reaction control system) and rudder, an optimal control allocation method based on PWPF (pulse-width pulse-frequency) modulator was proposed. By transforming the discrete control signal of RCS into the continuous quantity, the control allocation problem was constructed as a quadratic programming problem. And the active-set method was used to solve the quadratic programming problem. Then, the on-off signal of RCS was obtained by using the discrete method and PWPF modulator. Compared with the mixed integer programming problem, the quadratic programming problem is easier to be solved, which is favorable for on-board computing. The proposed method has the fault-tolerant ability by reconstituting the quadratic programming problem.

Key words: entry; control allocation; quadratic program; pulse-width pulse-frequency modulator; rudder; reaction control system

升力式再入飞行器具备两套控制机构:反作用控制系统(Reaction Control System, RCS)和气动舵。两者配合使用,实现飞行器再入姿态控制。控制分配问题是指将需求的控制力矩分配给不同的控制机构。控制机构的高冗余度增大了控制分配的设计空间。为了预防故障发生,控制分配方法必须具备可靠性、容错性等特点。

控制分配包含两个环节,即控制机构之间的分配和控制机构内部各个单元的分配。设计分配算法时,可将两个环节分开设计,也可进行联合设计。分配方法可分为非优化分配方法和优化分配方法。

非优化分配方法是指按照一定规则将控制指令分配给各个控制机构。如航天飞机,根据 RCS

的布局编排出相应的控制轴组合并在计算机进行存贮,控制指令分配就是检索所需要的控制轴组合。文献[1]以某再入飞行器为研究对象,给出了 RCS 与气动舵复合姿态控制系统的 3 种控制指令分配策略,即按飞行包线分配、按指令需求分配、按控制误差分配,并分析了 3 种策略的姿态控制效果。文献[2]针对 RCS,给出了 3 种控制分配方法,即分轴控制、分档控制、查表控制,并分析了 3 种方法在完成特定飞行任务时的姿态控制效果及燃料需求。文献[3]描述了链式递增控制分配方法,该方法将操纵机构按优先级分成若干组,当第一组操纵面发生饱和或不能产生期望的控制作用时,接入下一组操纵面进行补偿。文献[4]

* 收稿日期:2017-06-15

基金项目:国家部委基金资助项目(61422080106)

作者简介:王涛(1989—),男,河南开封人,助理研究员,博士,E-mail:wangtao_smile@126.com

以空间航天器为对象,采用脉宽脉频(Pulse-Width Pulse-Frequency, PWPF)调节器将连续力矩转化为 RCS 的开关机信号,并对 PWPF 的参数进行了分析,然而 PWPF 在再入飞行器方面的研究很少。该类方法虽然能够实现控制指令分配,但灵活性差,只能通过增加硬件冗余度应对故障。

优化分配方法是指借助一些优化方法求得最优的控制分配方案^[5]。常见的思路是将控制分配问题转化为线性规划、二次规划^[6]等问题,该类方法具备一定的重构能力^[7]。文献[8-9]针对含有混合控制机构的再入飞行器,采用混合线性规划分配控制力矩,增强了飞行任务的灵活性和自主性,但求解混合线性规划问题比较复杂。文献[10]考虑燃料消耗、舵面偏转状态和误差三要素,将控制分配视为一个多目标优化的问题,提出了一种改进的多目标遗传算法,但难以保证全局最优解,而且不利于在线运算。文献[11]首先采用链式递增方式在气动舵与 RCS 之间分配力矩,各气动操纵面之间的控制分配采用二次规划求解,而各 RCS 之间的控制分配采用整数线性规划求解,各自优化求解,不利于机构之间的配合。文献[12]针对气动舵控制系统,基于序列二次规划问题,提出了一种闭环的控制指令分配方法,保证了控制分配精度,但使指令分配问题变得过于复杂。

本文针对具有 RCS 和气动舵两种控制机构的再入飞行器,提出了一种基于 PWPF 调节器的最优控制分配算法。首先将控制分配问题描述为一个二次规划问题,为了便于求解,加快计算速度,将 RCS 的输入信号等效为连续变化量,并采用有效集方法求解该二次规划问题。然后,通过离散法和 PWPF 调节器将优化结果转化为 RCS 的开关机状态。该方法能够轻松地应对故障情况,具备重构能力。采用 PWPF 调节器,保证了控制分配效果。

1 飞行器模型

再入飞行器参考美国波音公司 X-37B 空天飞行器的模型,姿态控制机构包含 RCS 和气动舵,如图 1 所示。气动舵包含副翼、体襟翼和 V 尾翼,飞行器体坐标系的 X 轴沿着主对称线指向机头, Y 轴在主对称面内垂直于 X 轴, Z 轴由右手法则确定。在再入初始阶段,由于大气稀薄,气动舵的控制能力极弱,主要采用 RCS 进行姿态控制。当大气密度达到一定程度,逐渐采用气动舵控制姿态。

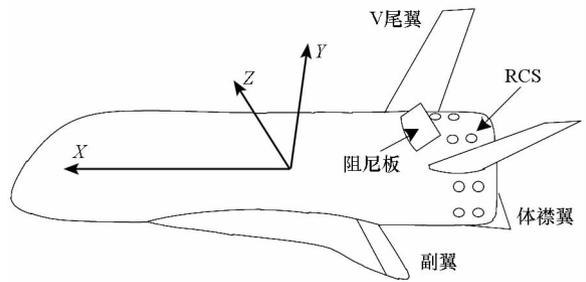


图1 再入飞行器模型

Fig. 1 Entry vehicle model

飞行器的姿态控制系统如图 2 所示。图中 $\alpha_0, \beta_0, \sigma_0$ 为飞行器的标称攻角、侧滑角和倾侧角。控制器输出控制力矩 M_c , 然后通过控制分配算法将 M_c 分配给不同的执行机构。

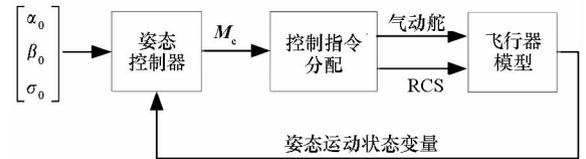


图2 飞行器控制系统结构图

Fig. 2 Control system of entry vehicle

2 二次规划问题

V 尾翼用来控制偏航和俯仰,其左右舵偏分别为 δ_{1L}, δ_{1R} ;副翼用来控制飞行器的滚转和俯仰,其左右舵偏分别为 δ_{2L}, δ_{2R} ;体襟翼的舵偏为 δ_3 ,用来配平攻角。

将 V 尾翼左右舵偏等效为俯仰舵偏 δ_{1p} 和偏航舵偏 δ_{1y}

$$\begin{cases} \delta_{1p} = \frac{\delta_{1L} + \delta_{1R}}{2} \\ \delta_{1y} = \frac{\delta_{1R} - \delta_{1L}}{2} \end{cases} \quad (1)$$

将副翼左右舵偏等效为滚转舵偏 δ_{2r} 和俯仰舵偏 δ_{2p}

$$\begin{cases} \delta_{2p} = \frac{\delta_{2L} + \delta_{2R}}{2} \\ \delta_{2r} = \frac{\delta_{2R} - \delta_{2L}}{2} \end{cases} \quad (2)$$

令 $\delta = [\delta_{1p}, \delta_{1y}, \delta_{2p}, \delta_{2r}]^T$ 。飞行器的 RCS 假设有 n 个推力器,分别为 u_1, u_2, \dots, u_n ,推力器只有开关两个状态 0 或 1, $u = [u_1, u_2, \dots, u_n]^T$,构造控制向量 $U = [\delta; u]$, U 中包含连续量和离散量。

对于上述混合规划问题,由于可行域不连续,现有求解方法的计算量都比较大,不利于在线计算^[13]。因此,本文将其转化为连续二次规划问

题。令

$$u_i = \frac{t_{on}}{T_{ctr}}, i \in \{1, 2, \dots, n\} \quad (3)$$

式中, T_{ctr} 为控制周期, t_{on} 为一个控制周期内的开机时长。借助式(3)可将推力开关状态转化为连续量, $u_i \in [0, 1]$ 。

将控制指令分配问题转化为二次规划问题, 优化指标为

$$\min \frac{1}{2} U^T Q U \quad (4)$$

式中, Q 为非负定对角矩阵。等式约束

$$B \cdot U = B_\delta \delta + B_u u = M_c \quad (5)$$

式中, $B = [B_\delta, B_u]$ 。

不等式约束

$$\begin{aligned} \delta_{\min} \leq \delta \leq \delta_{\max} \\ 0 \leq u_i \leq 1, i \in \{1, 2, \dots, n\} \end{aligned} \quad (6)$$

为了得到方程(5)中的矩阵 B_δ , 将气动系数在配平舵偏角处一阶泰勒展开

$$C_{mj} \approx C_{mj,0} + \frac{\partial C_{mj}}{\partial \delta} \delta \quad (7)$$

式中, $j \in \{x, y, z\}$, x 代表滚转通道, y 代表偏航通道, z 代表俯仰通道, C_{mj} 为三个通道的力矩系数, $C_{mj,0}$ 为稳定状态下的力矩系数, 则

$$B_\delta = q S b \begin{bmatrix} \frac{\partial C_{mx}}{\partial \delta} & \frac{\partial C_{my}}{\partial \delta} & \frac{\partial C_{mz}}{\partial \delta} \end{bmatrix}^T \quad (8)$$

式中, q 为动压, S 为飞行器的参考面积, b 为飞行器的参考长度, $\frac{\partial C_{mx}}{\partial \delta}$, $\frac{\partial C_{my}}{\partial \delta}$, $\frac{\partial C_{mz}}{\partial \delta}$ 是三通道力矩系数对各个气动舵的偏微分, 矩阵 B_δ 可以通过数据拟合或者差分运算得到。方程(5)中 B_u 的表达式为

$$B_u = \begin{bmatrix} [r_1 \times F_1]_x & [r_2 \times F_2]_x & \dots & [r_n \times F_n]_x \\ [r_1 \times F_1]_y & [r_2 \times F_2]_y & \dots & [r_n \times F_n]_y \\ [r_1 \times F_1]_z & [r_2 \times F_2]_z & \dots & [r_n \times F_n]_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, F_i 和 r_i 分别为第 i 个 RCS 的推力和安装位置。针对上述二次规划问题, 采用有效集方法求解。

该控制指令分配方法具备较强的容错能力, 如果某个气动舵出现故障, 剔除 B_δ 中对应的列, 重新构造二次规划问题并求解。同理, 如果某个 RCS 出现故障, 只需剔除 B_u 中对应的数据即可。

如果对 RCS 的开机频率有要求, 应首先判断开间间隔是否满足等待时间, 如果满足, 对应的 RCS 参与二次规划; 如果不满足, 应在 B_u 中剔除该 RCS 的对应列, 仅对其余的 RCS 进行二次规划。

3 RCS 开关机状态求解

采用二次规划方法可以得到气动舵的舵偏和 RCS 的连续输入量, 然而工程中 RCS 的推力是恒定的, 其控制信号只有开关机两个状态, 因此必须把连续量离散化。

3.1 离散法

考虑到发动机最短开机时间, 将方程(6)中 u_i 的取值范围缩小

$$u_i \in \left[\frac{t_{\min}}{T_{ctr}}, 1 \right] \quad (10)$$

式中, t_{\min} 为最短开机时长。

令控制周期 T_{ctr} 为动力学积分周期 T_s 的 a 倍, 则第 i 个 RCS 第 k 个积分周期的开关机状态为

$$P_k = \begin{cases} 0 & u_i < 0.6 \frac{k \cdot T_s}{T_{ctr}} \\ 1 & u_i \geq 0.6 \frac{k \cdot T_s}{T_{ctr}} \end{cases} \quad k = 1, 2, \dots, a \quad (11)$$

3.2 PWPF 调节器

PWPF 调节器由一阶惯性环节、继电器的滞回特性环节以及反馈回路组成, 如图 3 所示。 K_m , τ_m 分别为一阶惯性环节的放大系数、时间常数; U_{on} , U_{off} 分别为继电器的开、关阀值; $r(t)$ 为输入连续指令; g 为 PWPF 调节器的脉冲输出, 其值为 $-1, 0$ 或 1 。

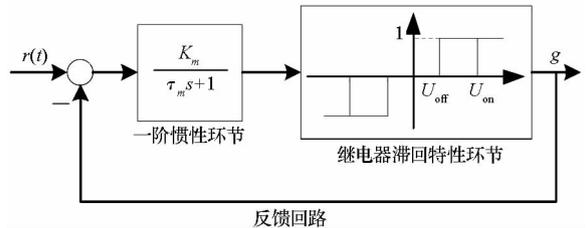


图 3 PWPF 调节器

Fig. 3 PWPF modulator

PWPF 调节器的死区 r_{dz}

$$|r(t)| \geq r_{dz} = \frac{U_{on}}{K_m} \quad (12)$$

PWPF 调节器的饱和区 r_{sat}

$$|r(t)| \leq r_{sat} = 1 + \frac{U_{off}}{K_m} \quad (13)$$

PWPF 调节器输出的最小脉冲宽度 Δ

$$\Delta = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{U_{on} - U_{off}}{K_m} \right) \quad (14)$$

为了满足发动机的最短开机时长, 应满足 $\Delta \geq t_{\min}$ 。PWPF 调节器的占空比 D_c 满足

$$\frac{1}{D_c} = 1 + \frac{\ln \left(1 + \frac{U_{on} - U_{off}}{U_{off} - K_m r(t)} \right)}{\ln \left(1 - \frac{U_{on} - U_{off}}{U_{on} - K_m (r(t) - 1)} \right)} \quad (15)$$

在 $|r(t)| = \frac{r_{dc} + r_{sat}}{2} = 0.5 + \frac{U_{on} + U_{off}}{2K_m}$ 处泰勒展开,则

$$D_c = 0.5 + \frac{2K_m(U_{on} - U_{off}) \left(r(t) - 0.5 - \frac{U_{on} + U_{off}}{2K_m} \right)}{K_m^2 - (U_{on} - U_{off})^2 \ln \left(\frac{K_m + U_{on} - U_{off}}{K_m - U_{on} + U_{off}} \right)} \quad (16)$$

根据方程(16),近似描绘占空比和输入量的关系,如图4所示。

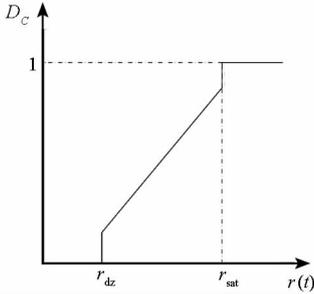


图4 PwPF 调节器的特性

Fig.4 Characteristics of PwPF modulator

D_c 和 $r(t)$ 的关系曲线可分为三个区域:死区 $r(t) \leq r_{dc}$, 调节器不工作;饱和区 $r(t) \geq r_{sat}$, 表明偏差大, 发动机工作在稳态;线性区 $r_{dc} < r(t) < r_{sat}$, 对推力脉冲进行调宽、调频, 即为发动机的基本工作区。尽量使 PwPF 调节器工作在线性区, 但为了能使大偏差较快地得到修正, 有时需要工作在饱和区。

滤波器增益 K_m : 要使 PwPF 调节器维持线性特性, K_m 应取得大一些。为了减少点火次数和节省燃料, K_m 应取得小一些。为了抑制扰动, 死区的范围应小一些, K_m 则应取得大一些。

滤波器时间常数 τ_m : 要使系统延迟小, τ_m 应取得小一些。为了抑制扰动, τ_m 应取得大一些。为了减少点火次数, τ_m 应取得大一些。为了节省燃料, τ_m 应取得小一些。

施密特触发器门限 U_{on} : 要使 PwPF 调节器维持线性特性, U_{on} 应取得小一些。为了减少点火次数, U_{on} 应取得小一些。为了节省燃料, U_{on} 应取得大一些。

施密特触发器迟滞 $h_{sch} = U_{on} - U_{off}$: 要使 PwPF 调节器维持线性特性, h_{sch} 应取得小一些。为了减少点火次数, h_{sch} 应取得大一些。为了节省燃料, h_{sch} 应取得小一些。

4 仿真分析

对本文中控制分配方法进行仿真分析。仿真采用的飞行器如图1所示, 姿态控制机构包含副

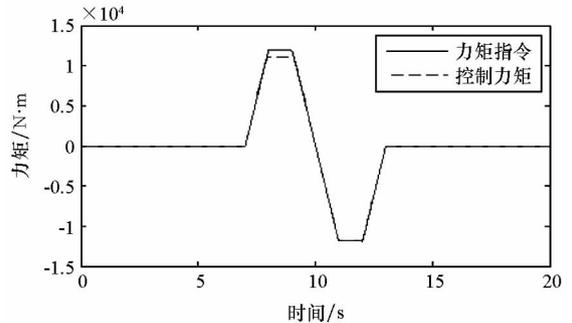
翼、V尾翼、体襟翼和12个RCS。RCS的推力为150 N, 比冲为2900 s。其中体襟翼用来配平攻角, 其余的控制机构用来跟踪控制力矩指令。副翼和V尾翼的调整范围为 $[-20^\circ, 20^\circ]$, 体襟翼的调整范围为 $[-20^\circ, 30^\circ]$ 。RCS的最短开机时长为0.08 ms。飞行器再入过程中的某一部状态为: 飞行高度70 km, 飞行速度6500 m/s, 攻角 40° , 初始侧滑角和倾侧角都为0。二次规划方法中, 为使RCS的燃料消耗最少, 优先使用气动舵, 因此设置对角矩阵

$$Q = \begin{bmatrix} 0.02I_4 & \\ & I_{12} \end{bmatrix}$$

式中: I_4 为4维单位矩阵, 对应于气动舵的优化指标; I_{12} 为12维单位矩阵, 对应于12个RCS的优化指标。PwPF调节器中 $K_m = 3$, $\tau_m = 0.76$, $U_{on} = 0.3$, $U_{off} = 0.1$ 。

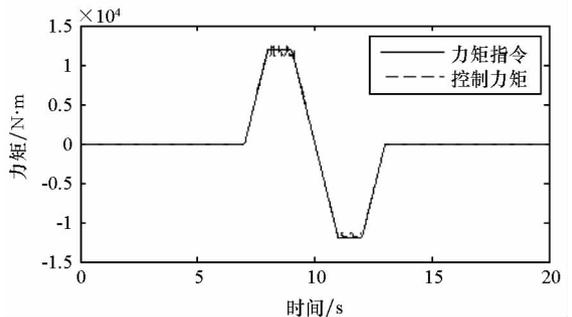
首先给定控制力矩指令, 然后将控制力矩分配到各个控制机构单元。为了体现两套控制系统的配合使用效果, 使控制力矩足够大, 单独使用气动舵不能满足要求。仿真结果如图5、图6、图7所示。

图5(a)和图5(b)为采用两种开关机状态确定方法求得的力矩分配结果。采用PwPF调节器时, 力矩曲线出现抖动现象, 但平均误差比离散法的平均误差小。



(a) 采用离散法的力矩

(a) Control moment with discretization



(b) 采用 PwPF 调节器的力矩

(b) Control moment with PwPF modulator

图5 力矩分配结果

Fig.5 Results of control allocation

图 6 给出了力矩在气动舵上的分配效果,所有舵面被合理利用。图 7 给出了两种开关机状态确定方法的 RCS 开关机曲线(图中纵坐标标值的 0 代表关机状态, ± 1 代表开机状态)。采用 PWPF 调节器时,为了保证指令分配效果,开关机次数明显增多。图 8 给出了燃料消耗的对比图, PWPF 方法的开机次数较多,燃料消耗稍大。

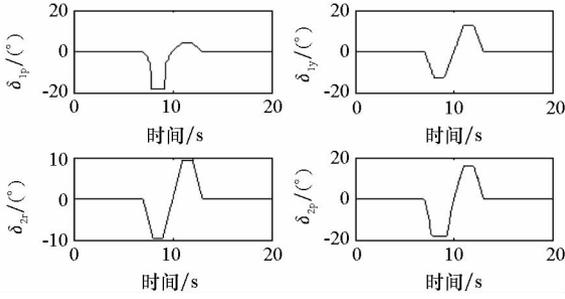
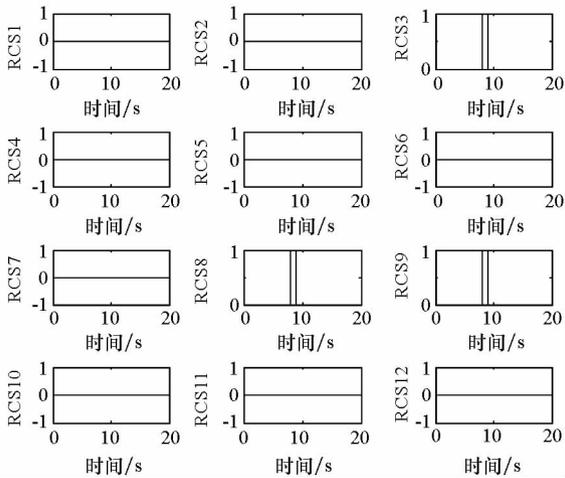


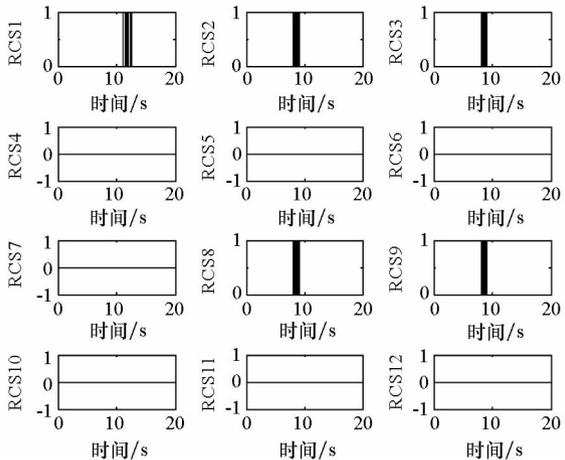
图 6 气动舵的变化

Fig. 6 Curves of aerodynamic surfaces



(a) 采用离散法的 RCS 曲线

(a) RCS curves with discretization



(b) 采用 PWPF 调节器的 RCS 曲线

(b) RCS curves with PWPF modulator

图 7 RCS 的变化

Fig. 7 Curves of RCS

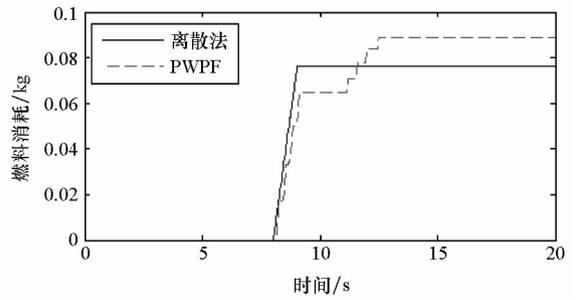


图 8 燃料消耗对比

Fig. 8 Fuel consumption of two methods

进一步,为了测试控制指令分配方法的容错能力,设置滚转通道的气动舵为卡死状态。控制力矩分配结果如图 9、图 10、图 11 所示。从图 9 中可以看出,在出现故障的情况下,实际的力矩基本与力矩指令一致。图 10 中,滚转通道的舵偏角卡在 2°。图 11 中,12 个 RCS 配合使用,消除了气动舵卡死的影响。

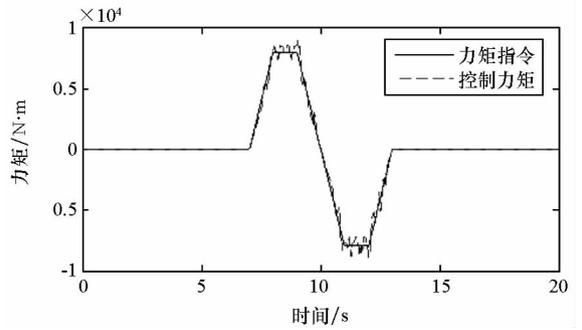


图 9 故障情况下的力矩分配

Fig. 9 Control allocation for actuator failure

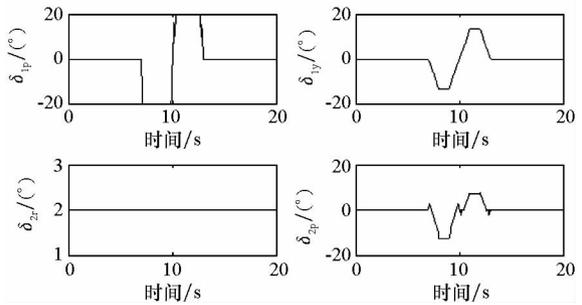


图 10 故障情况下气动舵的变化

Fig. 10 Aerodynamic surface curves for actuator failure

5 结论

本文研究了一种基于 PWPF 调节器的最优控制分配算法。得出如下结论:

1) 将 RCS 的开关机状态等效为连续变化量,加快了求解二次规划问题的速度。

2) 与离散法相比,采用 PWPF 调节器将连续量转化为 RCS 开关机状态时,RCS 开关机次数较

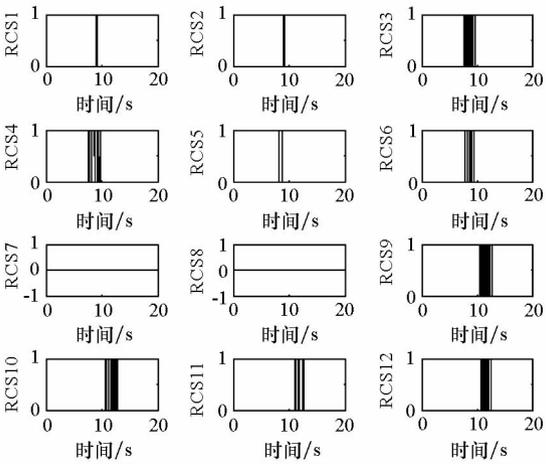


图 11 故障情况下 RCS 的变化

Fig. 11 RCS curves for actuator failure

多,但分配精度较高。

3)提出的控制分配方法能够轻松地应对故障情况,具备较强的重构能力。

参考文献 (References)

- [1] 房元鹏. 可重复使用航天器再入段复合控制方法研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(1): 60-63.
FANG Yuanpeng. Research on composite control method for reusable launch vehicle[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(1): 60-63. (in Chinese)
- [2] 房元鹏. 可重复使用航天器反作用力控制系统控制方法[J]. 航空学报, 2008, 29(s1): 97-101.
FANG Yuanpeng. Reaction control system control method for reusable launch vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(s1): 97-101. (in Chinese)
- [3] Durham C W, Bordgon K A. Multiple control effectors rate limiting[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(1): 30-37.
- [4] Krovel D T. Optimal tuning of PWPF modulator for attitude control[D]. Norway: Norwegian University of Science and Technology, 2005.
- [5] 李广华, 张洪波, 汤国建. 动能拦截器姿控固体小火箭点火算法设计[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(1): 95-100.
LI Guanghua, ZHANG Hongbo, TANG Guojian. Ignition algorithm for attitude control solid-propellant nozzles in kinetic interceptor[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(1): 95-100. (in Chinese)
- [6] Bodson M. Evaluation of optimization methods for control allocation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(4): 703-711.
- [7] Doman B D, Gamble J B, Ngo D A. Quantized control allocation of reaction control jets and aerodynamic control surfaces[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(1): 13-24.
- [8] Doman B D, Gamble J B, Ngo D A. Control allocation of reaction control jets and aerodynamic surfaces for entry vehicles[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007.
- [9] 臧希恒, 唐硕, 闫晓东. RCS/气动舵自适应控制分配方法研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(2): 152-156.
ZANG Xiheng, TANG Shuo, YAN Xiaodong. Study on self-adaptive control allocation of RCS/aerosurface[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(2): 152-156. (in Chinese)
- [10] 姚从潮, 王新民, 陈晓, 等. 基于改进多目标遗传算法的再入飞行控制分配研究[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(2): 315-322.
YAO Congchao, WANG Xinmin, CHEN Xiao, et al. Reentry flight control allocation research based on improved multi-objective genetic algorithm[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(2): 315-322. (in Chinese)
- [11] 贺成龙, 陈欣, 杨一栋. 一种动态逆解算的RLV混合规划控制分配研究[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(9): 1973-1976.
HE Chenglong, CHEN Xin, YANG Yidong. Mixed programming control allocation for reusable launch vehicles using dynamic inverse calculating[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(9): 1973-1976. (in Chinese)
- [12] Gai W D, Wang H L. Closed-loop dynamic control allocation for aircraft with multiple actuators[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 676-686.
- [13] Ng C K, Zhang L S, Li D, et al. Discrete filled function method for discrete global optimization[J]. Computational Optimization and Applications, 2005, 31(1): 87-115.