

伺服机构故障下基于线性规划的运载火箭姿控系统重构控制*

程堂明,李家文,唐国金

(国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南长沙 410073)

摘要:发动机伺服机构故障给新一代运载火箭姿控系统的可靠性和安全性带来挑战,亟须开展重构控制策略研究。针对这一问题,提出一种基于线性规划的摆角重构控制分配方法。将伺服机构故障下的摆角分配问题转化为1范数单目标有约束优化问题,进而转化为标准的线性规划模型,采用单纯形法进行求解。仿真结果表明,所提出的线性规划法能够实现伺服机构故障下姿控系统的完全重构,各摆角均未达到饱和值,表明了方法的有效性。

关键词:运载火箭;姿态控制;控制分配;线性规划;单纯形法

中图分类号:TP302.8 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)01-051-07

Reconstruction of attitude control system of launch vehicle based on linear programming under servo mechanism fault

CHENG Tangming, LI Jiawen, TANG Guojin

(College of Aerospace Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Servo mechanism fault of engine brings challenge to the reliability and safety of attitude control system for the new generation launch vehicle, a research on control reconstruction strategy is needed urgently. Aiming at this problem, a control allocation method for the deflection angle reconstruction was proposed. The problem of deflection angle allocation under servo mechanism fault was transformed into the problem of 1-norm single objective constrained optimization, and then it was translated into the standardized linear programming model solved by simplex algorithm finally. Simulation results show that the attitude control system can be completely reconstructed by the proposed method under servo mechanism fault, each deflection angle does not reach its saturation value, so the validity of the method is proved.

Key words: launch vehicle; attitude control; control allocation; linear programming; simplex algorithm

为提高控制能力,新一代运载火箭要求芯级和助推发动机均参与摆动控制^[1],使得伺服机构数量大大增加^[2],相应发生故障的概率也大大增加。尽管目前伺服机构进行了一定的冗余设计,可靠性大幅提高,但由于内部结构复杂、工作环境恶劣,仍然容易发生损伤、卡死、饱和、漂浮摆动等故障,给火箭的可靠性和安全性带来极大挑战。为实现火箭高可靠飞行,提高故障适应能力,亟须开展针对伺服机构故障的高可靠冗余重构控制策略研究^[3]。

飞行控制系统可重构技术经过近30年的发展,其研究已取得很大进展,特别是随着自适应控制、神经网络、模糊控制、非线性动态逆、控制分配等技术之间的不断融合,已产生了许多重构控制方法。其中控制分配由于在重构过程中不需要调整基本控制律,对执行机构故障具有结构简单、重

构效果好的优点,得到了广泛研究和应用^[4]。常见的控制分配方法可归纳为两大类:基于非优化的分配算法和优化分配方法,基于非优化的方法如按比例系数分配、按逻辑选择分配、按姿态控制误差分配、按指令需求分配、链式递增法分配等;优化方法主要包括广义逆法、二次规划法以及线性规划法等。

目前控制分配方法主要的研究对象为飞机(民用飞机、战斗机^[5,6-7])、卫星、船舶等,对运载火箭研究得比较少。尹彪^[8]、冯昊^[9]根据故障前后控制力矩相等的原则对运载火箭伺服机构卡死故障进行了重构,该方法结构简单、重构效果好,但重构方法采用离线控制策略,需要考虑各种故障,且未考虑伺服机构的位置、速率饱和约束。黄盘兴^[10]则考虑位置饱和约束限制,针对重型运载火箭提出了一种伪逆法和不动点法相结合的混合

* 收稿日期:2015-09-14

基金项目:装备预先研究资助项目(51320120111)

作者简介:程堂明(1972—),男,安徽桐城人,博士研究生,E-mail:chengtm2008@hotmail.com;

唐国金(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:tanggj@nudt.edu.cn

优化控制分配策略。

本文提出了一种基于线性规划的运载火箭伺服机构卡死故障重构控制分配方法。主要思想是将重构控制分配问题转化为有约束单目标 1 范数优化问题,并将其转化为标准的线性规划模型,通过现有成熟的线性规划求解算法完成控制分配问题的求解。最后利用提出的算法对某新一代运载火箭伺服机构卡死故障下的摆角控制分配问题进行仿真验证。

1 研究对象及动力学模型

本文以文献[9]中某新一代运载火箭为研究对象,如图 1 所示。芯级 2 台发动机作双向“+”字摆,摆角分别为 $\delta_{xj1}, \delta_{xj2}, \delta_{xj3}$ 和 δ_{xj4} 。每个助推上安装 1 台发动机,切向摆,摆角分别为 $\delta_{z1}, \delta_{z2}, \delta_{z3}$ 和 δ_{z4} 。

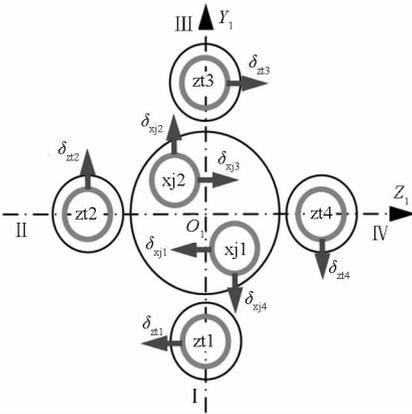


图 1 某运载火箭发动机布局示意图
Fig. 1 Sketch map of a launch vehicle engine

若不考虑液体晃动和箭体弹性振动,可建立运载火箭三通道小扰动线性小偏差运动方程为^[11]:

$$\begin{cases} \Delta\dot{\theta} = c_1^{\circ}\Delta\alpha + c_2^{\circ}\Delta\theta + c_4^{\circ}\Delta\dot{\varphi} + c_{3x}^{\circ}\Delta\delta_{\varphi xj} + c_{3z}^{\circ}\Delta\delta_{\varphi zt} + c_1^{\circ}\alpha_w - \bar{F}_{BY} \\ \Delta\dot{\varphi} + b_1^{\circ}\Delta\dot{\varphi} + b_2^{\circ}\Delta\alpha + b_{3x}^{\circ}\Delta\delta_{\varphi xj} + b_{3z}^{\circ}\Delta\delta_{\varphi zt} + b_2^{\circ}\alpha_w = \bar{M}_{BZ} \\ \Delta\varphi = \Delta\theta + \Delta\alpha \\ \dot{\sigma} = c_1^{\psi}\beta + c_2^{\psi}\sigma + c_4^{\psi}\dot{\psi} + c_{3x}^{\psi}\delta_{\psi xj} + c_{3z}^{\psi}\delta_{\psi zt} + c_1^{\psi}\beta_w - \bar{F}_{BZ} \\ \dot{\psi} + b_1^{\psi}\dot{\psi} + b_2^{\psi}\beta + b_{3x}^{\psi}\delta_{\psi xj} + b_{3z}^{\psi}\delta_{\psi zt} + b_2^{\psi}\beta_w = \bar{M}_{BY} \\ \psi = \sigma + \beta \\ \dot{\gamma} + d_1\dot{\gamma} + d_{3x}\delta_{\gamma xj} + d_{3z}\delta_{\gamma zt} = \bar{M}_{BX} \end{cases} \quad (1)$$

其中: φ, ψ 和 γ 分别为俯仰角、偏航角和滚动角; $\theta, \sigma, \alpha, \beta, \alpha_w$ 和 β_w 分别为弹道倾角、弹道偏角、攻角、侧滑角、风攻角和风侧滑角; $b_1^{\circ}, b_2^{\circ}, b_{3x}^{\circ}, b_{3z}^{\circ}, c_1^{\circ}, c_1^{\psi}, c_2^{\circ}, c_2^{\psi}, c_3^{\circ}, c_3^{\psi}, c_4^{\circ}, c_4^{\psi}, b_1^{\psi}, b_2^{\psi}, b_{3x}^{\psi}, b_{3z}^{\psi}, c_1^{\psi}, c_1^{\psi}, c_2^{\psi}, c_2^{\psi}, c_3^{\psi}, c_3^{\psi}, c_4^{\psi}, d_1, d_{3x}$ 和 d_{3z} 为刚体运动方程系数,详见文

献[11]; \bar{F}_{BY} 和 \bar{F}_{BZ} 为横向结构干扰力, $\bar{M}_{BZ}, \bar{M}_{BY}$ 和 \bar{M}_{BX} 为结构干扰力矩; $\Delta\delta_{\varphi xj}, \delta_{\psi xj}, \delta_{\gamma xj}, \Delta\delta_{\varphi zt}, \delta_{\psi zt}$ 和 $\delta_{\gamma zt}$ 为俯仰、偏航、滚动三通道内芯级和助推发动机等效摆角,它们与实际摆角之间的关系为:

$$\begin{cases} \Delta\delta_{\varphi xj} = (-\delta_{xj2} + \delta_{xj4})/2 \\ \delta_{\psi xj} = (-\delta_{xj1} + \delta_{xj3})/2 \\ \delta_{\gamma xj} = (\delta_{xj1} + \delta_{xj2} + \delta_{xj3} + \delta_{xj4})/4 \\ \Delta\delta_{\varphi zt} = (-\delta_{zt2} + \delta_{zt4})/2 \\ \delta_{\psi zt} = (-\delta_{zt1} + \delta_{zt3})/2 \\ \delta_{\gamma zt} = (\delta_{zt1} + \delta_{zt2} + \delta_{zt3} + \delta_{zt4})/4 \end{cases} \quad (2)$$

2 控制系统结构

以俯仰通道为例,运载火箭控制系统结构如图 2 所示。控制器的设计分成两个相对独立的部分,即基本控制律和控制分配律。首先根据测量的姿态角和角速度进行基本控制律的设计(如 PD 控制和校正网络),得到等效摆角指令 $\delta_{\varphi}^s, \delta_{\psi}^s, \delta_{\gamma}^s$, 分别乘以比例分配系数 k_{xj} 和 k_{zt} , 得到芯级和助推摆角虚拟控制指令 $\delta_{\varphi xj}^s, \delta_{\psi xj}^s, \delta_{\gamma xj}^s$ 和 $\delta_{\varphi zt}^s, \delta_{\psi zt}^s, \delta_{\gamma zt}^s$; 然后按照事先确定的控制分配律将等效摆角指令分配至单个伺服机构,伺服机构根据分配到的摆角指令驱动喷管摆动产生控制力矩,从而实现姿态控制的目的。

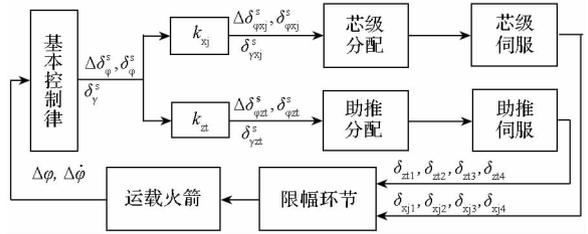


图 2 控制系统结构

Fig. 2 Structure of control system

3 控制分配问题描述

采用基本控制律计算得到控制指令 $\Delta\delta_{\varphi}^s, \delta_{\psi}^s, \delta_{\gamma}^s$ 后,按比例分配得到芯级和助推等效摆角控制指令,即:

$$\begin{cases} \Delta\delta_{\varphi xj}^s = k_{xj}\Delta\delta_{\varphi}^s \\ \delta_{\psi xj}^s = k_{xj}\delta_{\psi}^s \\ \delta_{\gamma xj}^s = k_{xj}\delta_{\gamma}^s, \\ \Delta\delta_{\varphi zt}^s = k_{zt}\Delta\delta_{\varphi}^s \\ \delta_{\psi zt}^s = k_{zt}\delta_{\psi}^s \\ \delta_{\gamma zt}^s = k_{zt}\delta_{\gamma}^s \end{cases} \quad (3)$$

当伺服机构无故障时实际摆角按下列固定控制分配律得到:

$$\begin{cases} \delta_{xj1} = -\delta_{\varphi xj}^s + \delta_{\gamma xj}^s \\ \delta_{xj2} = -\Delta\delta_{\varphi xj}^s + \delta_{\gamma xj}^s \\ \delta_{xj3} = \delta_{\varphi xj}^s + \delta_{\gamma xj}^s \\ \delta_{xj4} = \Delta\delta_{\varphi xj}^s + \delta_{\gamma xj}^s, \\ \delta_{z11} = -\delta_{\varphi z1}^s + \delta_{\gamma z1}^s \\ \delta_{z12} = -\Delta\delta_{\varphi z1}^s + \delta_{\gamma z1}^s \\ \delta_{z13} = \delta_{\varphi z1}^s + \delta_{\gamma z1}^s \\ \delta_{z14} = \Delta\delta_{\varphi z1}^s + \delta_{\gamma z1}^s \end{cases} \quad (4)$$

通常情况下箭体质心运动的周期比姿态运动的周期要长得多,因此在研究伺服机构故障对箭体姿态运动的影响时可忽略到质心运动的影响,只考虑三个绕质心运动方程,即式(1)中的第2,5,7三式,在这三式中 $b_{3x}^\varphi \Delta\delta_{\varphi xj}^s + b_{3z}^\varphi \Delta\delta_{\varphi z1}^s, b_{3x}^\psi \delta_{\varphi xj}^s + b_{3z}^\psi \delta_{\varphi z1}^s, d_{3x} \delta_{\gamma xj}^s + d_{3z} \delta_{\gamma z1}^s$ 表示芯级和助推发动机摆动时产生的控制力矩。当基本控制律给出的等效摆角指令为 $\delta_\varphi^s, \delta_\psi^s, \delta_\gamma^s$ 时,将式(2)、式(3)代入可得期望的控制力矩和实际摆角之间的关系为:

$$\begin{cases} b_{3x}^\varphi \delta_{\varphi xj}^s + b_{3z}^\varphi \Delta\delta_{\varphi z1}^s = (k_{xj} b_{3x}^\varphi + k_{z1} b_{3z}^\varphi) \Delta\delta_\varphi^s \\ \quad = -\frac{b_{3x}^\varphi}{2} \delta_{xj2}^s + \frac{b_{3x}^\varphi}{2} \delta_{xj4}^s - \frac{b_{3z}^\varphi}{2} \delta_{z12}^s + \frac{b_{3z}^\varphi}{2} \delta_{z14}^s \\ b_{3x}^\psi \delta_{\varphi xj}^s + b_{3z}^\psi \delta_{\varphi z1}^s = (k_{xj} b_{3x}^\psi + k_{z1} b_{3z}^\psi) \delta_\psi^s \\ \quad = -\frac{b_{3x}^\psi}{2} \delta_{xj1}^s + \frac{b_{3x}^\psi}{2} \delta_{xj3}^s - \frac{b_{3z}^\psi}{2} \delta_{z11}^s + \frac{b_{3z}^\psi}{2} \delta_{z13}^s \\ d_{3x} \delta_{\gamma xj}^s + d_{3z} \delta_{\gamma z1}^s = (k_{xj} d_{3x} + k_{z1} d_{3z}) \delta_\gamma^s \\ \quad = \frac{d_{3x}}{4} \delta_{xj1}^s + \frac{d_{3x}}{4} \delta_{xj2}^s + \frac{d_{3x}}{4} \delta_{xj3}^s + \frac{d_{3x}}{4} \delta_{xj4}^s + \\ \quad \quad \frac{d_{3z}}{4} \delta_{z11}^s + \frac{d_{3z}}{4} \delta_{z12}^s + \frac{d_{3z}}{4} \delta_{z13}^s + \frac{d_{3z}}{4} \delta_{z14}^s \end{cases} \quad (5)$$

如果令

$$\mathbf{v}_d = \begin{bmatrix} (k_{xj} b_{3x}^\varphi + k_{z1} b_{3z}^\varphi) \Delta\delta_\varphi^s \\ (k_{xj} b_{3x}^\psi + k_{z1} b_{3z}^\psi) \delta_\psi^s \\ (k_{xj} d_{3x} + k_{z1} d_{3z}) \delta_\gamma^s \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{b_{3x}^\varphi}{2} & 0 & \frac{b_{3x}^\varphi}{2} & 0 & -\frac{b_{3z}^\varphi}{2} & 0 & \frac{b_{3z}^\varphi}{2} \\ -\frac{b_{3x}^\psi}{2} & 0 & \frac{b_{3x}^\psi}{2} & 0 & -\frac{b_{3z}^\psi}{2} & 0 & \frac{b_{3z}^\psi}{2} & 0 \\ \frac{d_{3x}}{4} & \frac{d_{3x}}{4} & \frac{d_{3x}}{4} & \frac{d_{3x}}{4} & \frac{d_{3z}}{4} & \frac{d_{3z}}{4} & \frac{d_{3z}}{4} & \frac{d_{3z}}{4} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{U} = [\delta_{xj1} \quad \delta_{xj2} \quad \delta_{xj3} \quad \delta_{xj4} \quad \delta_{z11} \quad \delta_{z12} \quad \delta_{z13} \quad \delta_{z14}]^T$$

其中, \mathbf{v}_d 称为期望控制力矩列阵, \mathbf{B} 为控制效率矩阵, \mathbf{U} 为实际摆角列阵,则式(5)可写为:

$$\mathbf{v}_d = \mathbf{B}\mathbf{U} \quad (6)$$

控制分配问题是指根据期望控制力矩 \mathbf{v}_d 和控制效率矩阵求解实际摆角列阵 \mathbf{U} 。实际摆角还需满足位置饱和和约束条件: $|\delta_{xji}| \leq \bar{\delta}_{xji}, |\delta_{z1i}| \leq \bar{\delta}_{z1i}, i = 1, 2, 3, 4$

其中 $\bar{\delta}_{xji}$ 和 $\bar{\delta}_{z1i}$ 分别为芯级和助推发动机的最大摆角限制。上述位置饱和约束可简记为:

$$|\mathbf{U}| \leq \bar{\mathbf{U}} \quad (7)$$

其中 $|\mathbf{U}| = [|\delta_{xj1}|, |\delta_{xj2}|, |\delta_{xj3}|, |\delta_{xj4}|, |\delta_{z11}|, |\delta_{z12}|, |\delta_{z13}|, |\delta_{z14}|]^T$; $\bar{\mathbf{U}} = [\bar{\delta}_{xj1}, \bar{\delta}_{xj2}, \bar{\delta}_{xj3}, \bar{\delta}_{xj4}, \bar{\delta}_{z11}, \bar{\delta}_{z12}, \bar{\delta}_{z13}, \bar{\delta}_{z14}]^T$ 。

运载火箭伺服机构典型故障^[10]有发动机摆角卡死、伺服机构损伤、松浮摆动、摆角饱和等,其中摆角饱和和可以看成是卡死的一种特殊情况。这些故障的数学模型可表示为:

$$\delta_{iout} = \begin{cases} \delta_{ia}, & \text{发动机摆角卡死} \\ \delta_{imin} \text{ 或 } \delta_{imax}, & \text{发动机摆角饱和} \\ A_{i0} + A_i \sin(t - t_0), & \text{发动机漂浮摆动} \\ \beta_i \delta_i, & \text{发动机伺服机构损伤} \end{cases} \quad (8)$$

其中, δ_i 表示第 i 个发动机正常摆角, δ_{iout} 表示第 i 个发动机故障摆角, δ_{ia} 表示卡死角度, β_i 为损伤比例, δ_{imin} 和 δ_{imax} 表示摆角的最小值和最大值。在这些故障中,卡死在饱和位置时造成的干扰力矩最大,是最危险的状态。实际过程中可通过故障诊断方法^[12]对上述伺服机构故障的摆角进行辨识,也可认为发动机发生瞬时的卡死故障,因此下面主要以卡死故障为例进行介绍。

伺服机构故障情况下,假设助推1摆角发生卡死故障,即 $\delta_{z11} = \delta_f$ 。此时令

$$\mathbf{U}_f = [\delta_{z11}]^T = [\delta_f]^T$$

$$\mathbf{U}_r = [\delta_{xj1} \quad \delta_{xj2} \quad \delta_{xj3} \quad \delta_{xj4} \quad \delta_{z12} \quad \delta_{z13} \quad \delta_{z14}]^T$$

$$\mathbf{B}_f = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{b_{3z}^\psi}{2} & \frac{d_{3z}}{4} \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{B}_r = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{b_{3x}^\varphi}{2} & 0 & \frac{b_{3x}^\varphi}{2} & -\frac{b_{3z}^\varphi}{2} & 0 & \frac{b_{3z}^\varphi}{2} \\ -\frac{b_{3x}^\psi}{2} & 0 & \frac{b_{3x}^\psi}{2} & 0 & 0 & \frac{b_{3z}^\psi}{2} & 0 \\ \frac{d_{3x}}{4} & \frac{d_{3x}}{4} & \frac{d_{3x}}{4} & \frac{d_{3x}}{4} & \frac{d_{3z}}{4} & \frac{d_{3z}}{4} & \frac{d_{3z}}{4} \end{bmatrix}$$

则故障后的期望控制力矩和实际控制力矩可写成如下矩阵形式:

$$\mathbf{v}_d = \mathbf{B}_r \mathbf{U}_r + \mathbf{B}_f \mathbf{U}_f \quad (9)$$

令

$$\mathbf{G}_f = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$$

$$F_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

可见

$$\begin{cases} U_r = F_r U, U_f = G_f U \\ B_r = B F_r^T, B_f = B G_f^T \end{cases} \quad (10)$$

其中 $F_r \in R^{7 \times 8}$ 可看成在单位矩阵 $I_{8 \times 8}$ 中去掉和 δ_{z1} 对应的行后得到。推而广之,其他发动机发生卡死故障,就去掉对应的行,卡死几个就去掉几行。例如,如果 δ_{z1} 和 δ_{z2} 均卡死,则:

$$F_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

类似做法,当 δ_{z1} 和 δ_{z2} 均卡死时,有:

$$U_f = [\delta_{z1} \quad \delta_{z2}]^T, \\ G_f = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

容易发现 $B_r = B F_r^T, B_f = B G_f^T$, 则故障后期望的控制力矩和实际摆角之间的关系可写成矩阵形式如下:

$$B_r U_r = v_d - B_f U_f \quad (11)$$

其中 $B_f U_f$ 为伺服机构故障产生的干扰力矩。伺服机构故障下的发动机摆角控制指令分配问题可归结为已知期望控制力矩 v_d 、干扰力矩 $B_f U_f$ 和故障后的控制效率矩阵 B_r , 求故障后满足位置饱和约束条件的剩余正常发动机摆角 U_r 的问题。

4 基于线性规划的姿控系统重构控制

以助推 1 发动机卡死故障为例,将第 3 节中的控制分配问题转换为具有如下性能指标的有约束优化问题:

$$\begin{cases} \min J = \|WU_r\|_1 \\ \text{s. t. } B_r U_r = v_d - B_f U_f \\ |U_r| \leq \bar{U}_r \end{cases} \quad (12)$$

其中 $W = [w_1 \quad w_2 \quad w_3 \quad w_4 \quad w_5 \quad w_6 \quad w_7]$ 为加权系数矩阵。这里目标函数选用 1 范数,使各发动机摆角绝对值之和最小,意味着摆动发动机所需的能量最小。可以利用线性规划算法求解控制

分配问题。

将式(12)中的目标函数展开为:

$$J = \|WU_r\|_1 = w_1 |\delta_{xj1}| + w_2 |\delta_{xj2}| + w_3 |\delta_{xj3}| + w_4 |\delta_{xj4}| + w_5 |\delta_{z12}| + w_6 |\delta_{z13}| + w_7 |\delta_{z14}| \quad (13)$$

对摆角 δ_{xj1} , 可设计两个与之相关的非负变量 x_1 和 x_2 , 使之满足如下关系: $x_1 = \frac{1}{2} (|\delta_{xj1}| + \delta_{xj1}), x_2 = \frac{1}{2} (|\delta_{xj1}| - \delta_{xj1})$ 。

由此可得 $|\delta_{xj1}| = x_1 + x_2, \delta_{xj1} = x_1 - x_2$ 。采用相同的代换方法,可设 $|\delta_{xj2}| = x_3 + x_4, \delta_{xj2} = x_3 - x_4; |\delta_{xj3}| = x_5 + x_6, \delta_{xj3} = x_5 - x_6; |\delta_{xj4}| = x_7 + x_8, \delta_{xj4} = x_7 - x_8; |\delta_{z12}| = x_9 + x_{10}, \delta_{z12} = x_9 - x_{10}; |\delta_{z13}| = x_{11} + x_{12}, \delta_{z13} = x_{11} - x_{12}; |\delta_{z14}| = x_{13} + x_{14}, \delta_{z14} = x_{13} - x_{14}$ 。

令

$$X = [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5 \quad x_6 \quad x_7 \quad x_8 \quad x_9 \quad x_{10} \quad x_{11} \quad x_{12} \quad x_{13} \quad x_{14}]^T \\ K = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 \end{bmatrix}$$

则 $U_r = KX$, 对不等式约束条件 $|U_r| \leq \bar{U}_r$, 引入非负松弛变量 $x_{15}, x_{16}, x_{17}, x_{18}, x_{19}, x_{20}, x_{21}$, 使不等式变为等式, 即:

$$\begin{cases} |\delta_{xj1}| = x_1 + x_2 + x_{15} = \bar{\delta}_{xj1} \\ |\delta_{xj2}| = x_3 + x_4 + x_{16} = \bar{\delta}_{xj2} \\ |\delta_{xj3}| = x_5 + x_6 + x_{17} = \bar{\delta}_{xj3} \\ |\delta_{xj4}| = x_7 + x_8 + x_{18} = \bar{\delta}_{xj4} \\ |\delta_{z12}| = x_9 + x_{10} + x_{19} = \bar{\delta}_{z12} \\ |\delta_{z13}| = x_{11} + x_{12} + x_{20} = \bar{\delta}_{z13} \\ |\delta_{z14}| = x_{13} + x_{14} + x_{21} = \bar{\delta}_{z14} \end{cases} \quad (14)$$

令 $X_1 = [x_{15}, x_{16}, x_{17}, x_{18}, x_{19}, x_{20}, x_{21}]^T$

$$L = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

则等式和不等式约束条件可统一写为:

$$\begin{bmatrix} B_r K & 0_{3 \times 7} \\ L & I_{7 \times 7} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ X_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_d - B_f U_f \\ \bar{U}_r \end{bmatrix} \quad (15)$$

再令 $c = [w_1, w_1, w_2, w_2, w_3, w_3, w_4, w_4, w_5,$

$$w_5, w_6, w_6, w_7, w_7]^T; \mathbf{c}_1^T = [\mathbf{c}^T \quad \mathbf{0}_{1 \times 7}]; \mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \mathbf{X} \\ \mathbf{X}_1 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A}_{eq} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_f \mathbf{K} & \mathbf{0}_{3 \times 7} \\ \mathbf{L} & \mathbf{I}_{7 \times 7} \end{bmatrix}; \mathbf{b}_{eq} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_d - \mathbf{B}_f \mathbf{U}_f \\ \bar{\mathbf{U}}_r \end{bmatrix}。$$

则最优化问题可以转化为如下标准型

$$\begin{cases} \min & J = \mathbf{c}_1^T \mathbf{Y} \\ \text{s. t.} & \mathbf{A}_{eq} \mathbf{Y} = \mathbf{b}_{eq} \\ & \mathbf{Y} \geq 0 \end{cases} \quad (16)$$

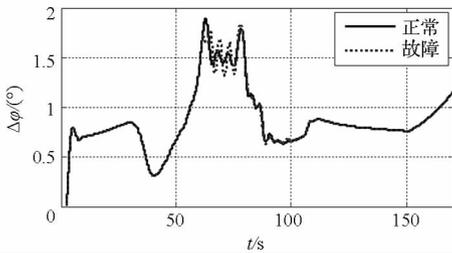
针对上述标准的线性规划模型,采用现有成熟的线性规划求解算法如单纯形法、有效集法、内点法等即可完成控制分配问题的求解。本文下面的仿真实例中采用单纯形法进行求解。

5 仿真实例

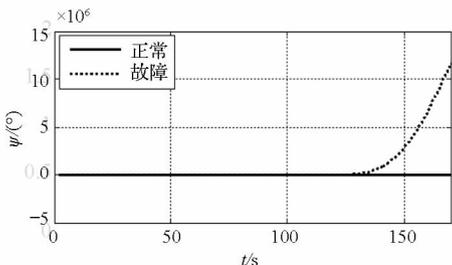
选取上述新一代运载火箭为研究对象,对助推飞行段发生伺服机构卡死故障下的姿控系统采用本文提出的线性规划法进行重构。芯级和助推的比例分配系数 $k_{xj} = 0.5, k_{zi} = 1$, 芯级各发动机最大摆角均为 $\delta_{xji} = 6^\circ$, 助推各发动机最大摆角均为 $\delta_{zji} = 8^\circ$, 飞行时间为 170 s。目标函数式 (13) 中的各权重系数均取为 1。假设助推 1 发动机摆角 δ_{z1} 在 61 s 卡死在极限位置, 即 $\delta_{z1} = 8^\circ$ 。

5.1 故障情况下仿真结果

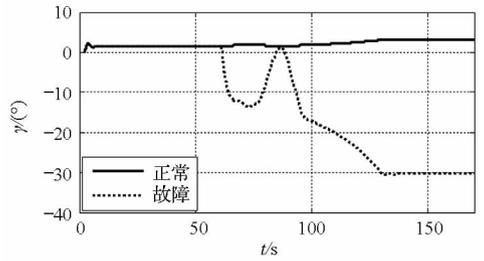
如果不进行重构, 仍然按照式 (4) 进行控制分配, 姿态角和发动机摆角变化如图 3 所示, 从图中可以看到, 故障情况下俯仰角 φ 无明显变化, δ_{z1} 卡死直接导致偏航角 ψ 发散, 滚动角 γ 最大达 30° , 这主要是因为 δ_{z1} 同时参与偏航和滚动通道姿态控制的原因。



(a) 俯仰角 $\Delta\varphi$
(a) Pitch angle $\Delta\varphi$



(b) 偏航角 ψ
(b) Yaw angle ψ

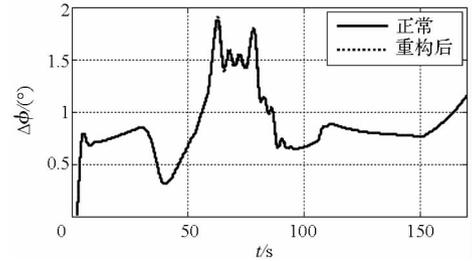


(c) 滚动角 γ
(c) Roll angle γ

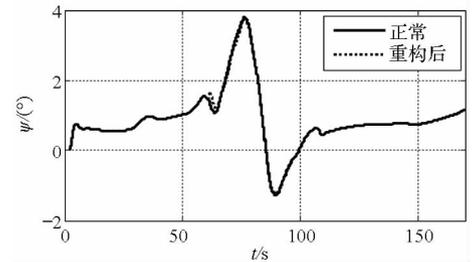
图 3 故障情况下姿态角仿真曲线
Fig. 3 Attitude angle simulation curves under fault

5.2 重构之后的仿真结果

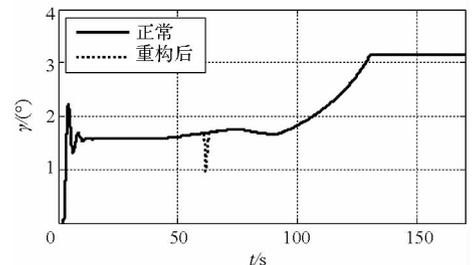
采用上述线性规划法进行重构后的仿真结果如图 4 和图 5 所示。



(a) 俯仰角 $\Delta\varphi$
(a) Pitch angle $\Delta\varphi$



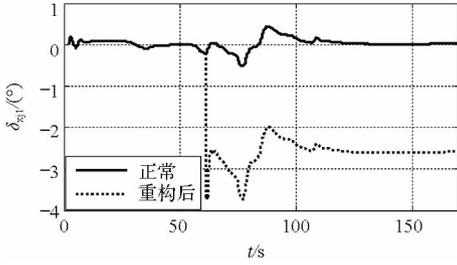
(b) 偏航角 ψ
(b) Yaw angle ψ



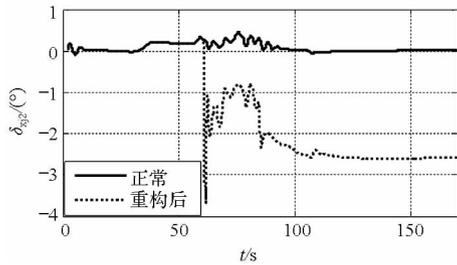
(c) 滚动角 γ
(c) Roll angle γ

图 4 重构后姿态角仿真曲线
Fig. 4 Attitude angle simulation curves after reconstruction

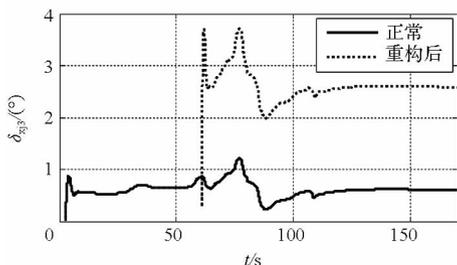
从图 4(a)可见,重构后俯仰角 $\Delta\varphi$ 与正常情况完全重合,从图 4(b)可见,偏航角 ψ 与正常情况几乎完全重合,从图 4(c)可见,滚动角 γ 只在故障发生时刻(61 s)附近存在“毛刺”,即存在短时间的调整过程,之后与正常情况几乎完全一致。仿真结果表明本文提出的方法是有效的,能够实现系统重构。



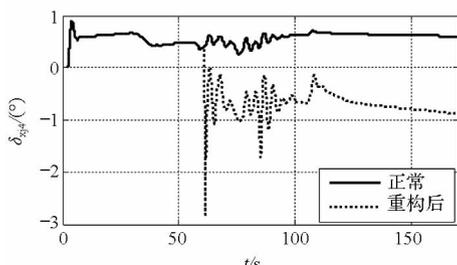
(a) 芯级摆角 δ_{xj1}
(a) Swing angle δ_{xj1} of core stage



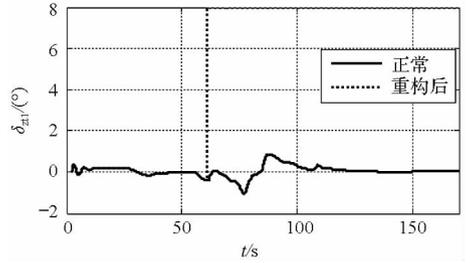
(b) 芯级摆角 δ_{xj2}
(b) Swing angle δ_{xj2} of core stage



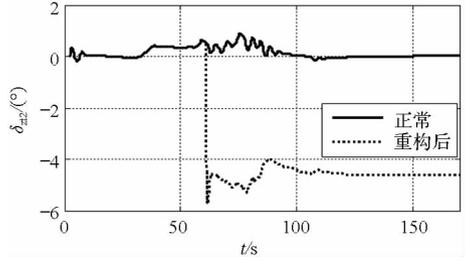
(c) 芯级摆角 δ_{xj3}
(c) Swing angle δ_{xj3} of core stage



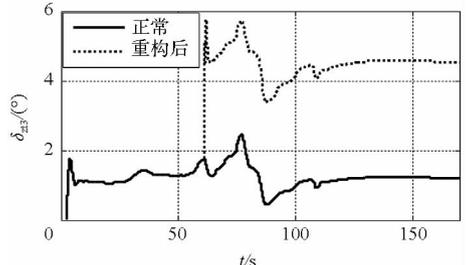
(d) 芯级摆角 δ_{xj4}
(d) Swing angle δ_{xj4} of core stage



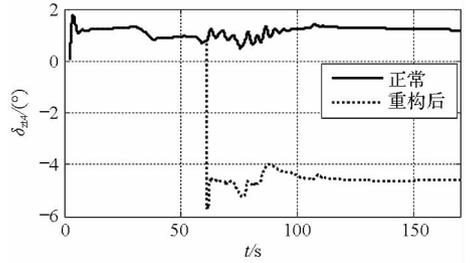
(e) 助推摆角 δ_{z11}
(e) Swing angle δ_{z11} of booster



(f) 助推摆角 δ_{z12}
(f) Swing angle δ_{z12} of booster



(g) 助推摆角 δ_{z13}
(g) Swing angle δ_{z13} of booster



(h) 助推摆角 δ_{z14}
(h) Swing angle δ_{z14} of booster

图 5 重构后发动机摆角仿真曲线
Fig. 5 Engine gimbal angle simulation curves after reconstruction

从图 5 可见,当助推 1 发动机摆角 δ_{z11} 在 61 s 卡在 8° 之后,芯级四个摆角 $\delta_{xj1}, \delta_{xj2}, \delta_{xj3}, \delta_{xj4}$ 和其他三个正常的助推摆角 $\delta_{z12}, \delta_{z13}, \delta_{z14}$ 均有所增大,这主要是因为需要提供更大的控制力矩以补偿损失的控制力矩和克服 δ_{z11} 卡死后引起的干扰力矩。从图 5 还可以看到,芯级摆角和助推摆角均没有达到其饱和值(芯级最大摆角 6° ,助推最大摆角 8°),说明系统还存在一定的安全裕度。

6 结论

针对新一代运载火箭伺服机构故障下的姿控系统重构问题,提出一种基于线性规划的摆角重构控制分配方法。将伺服机构故障下的摆角分配问题转化为1范数单目标有约束优化问题,并进一步转化为标准的线性规划模型,最后采用单纯形法进行求解。结果表明,所提出的线性规划法能够实现伺服机构故障下姿控系统的完全重构,各摆角均未达到饱和值,表明了方法的有效性。

参考文献(References)

- [1] 张宇,肖利红. 大型运载火箭发动机联合摇摆技术研究[J]. 航天控制, 2010, 28(6): 18-22.
ZHANG Yu, XIAO Lihong. Attitude control combined with two type propulsions of heavy launch vehicle[J]. Chinese Journal of Aerospace Control, 2010, 28(6): 18-22. (in Chinese)
- [2] 吴燕生,何麟书. 新一代运载火箭姿态控制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1294-1297.
WU Yansheng, HE Linshu. Attitude control technology of new-generation launch vehicles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1294-1297. (in Chinese)
- [3] 王辉,张宇. 重型运载火箭控制系统关键技术探讨[J]. 航天控制, 2013, 31(6): 22-26.
WANG Hui, ZHANG Yu. The discussion on key technologies of heavy launch vehicle control system[J]. Chinese Journal of Aerospace Control, 2013, 31(6): 22-26. (in Chinese)
- [4] Johansen T A, Fossen T I. Control allocation—a survey[J]. Automatica, 2013, 49(5): 1087-1103.
- [5] 朱心中,刘春生. 基于控制分配的多操纵面战斗机重构控制研究及应用[J]. 东南大学学报(自然科学版), 2010, 40(s1): 162-166.
ZHU Xinzong, LIU Chunsheng. Reconfigurable control based on control allocation for fighter with multiple effectors [J]. Journal of Southeast University (Natural Science Edition), 2010, 40(s1): 162-166. (in Chinese)
- [6] 王美仙,李明. 先进战斗机控制分配方法研究综述[J]. 飞机设计, 2006(3): 17-19.
WANG Meixian, LI Ming. Development of advanced fighter control allocation methods [J]. Chinese Journal of Aircraft Design, 2006(3): 17-19. (in Chinese)
- [7] 徐明兴,祝小平,周洲,等. 多螺旋桨太阳能无人机推力分配方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(4): 505-510.
XU Mingxing, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. Exploring an effective method of thrust allocation for solar-powered UAV with multiple propellers [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(4): 505-510. (in Chinese)
- [8] 尹彪,刘磊,王永骥. 火箭姿态控制与故障重构的研究[C]//中国自动化学会中南六省(区)2010年第28届年会论文集, 2010: 241-245.
YIN Biao, LIU Lei, WANG Yongji. Study on attitude control and fault reconfiguration of neotype launch vehicle [C]// Proceedings of Symposium of the 28th Annual Conference on Chinese Association of Automation in 6 Provinces of Central South China, 2010: 241-245. (in Chinese)
- [9] 冯昊,李新明,潘豪. 大推力运载火箭控制系统控制力重构技术研究[J]. 载人航天, 2012, 18(6): 75-79.
FENG Hao, LI Xinming, PAN Hao. On reconstruction technologies of thrusting force for heavy thrust launch vehicles[J]. Chinese Journal of Manned Spaceflight, 2012, 18(6): 75-79. (in Chinese)
- [10] 黄盘兴. 重型运载火箭可重构控制系统设计研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
HUANG Panxing. Research on reconfigurable control system design of heavy launch vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [11] 李家文. 大型捆绑火箭姿态控制系统的建模、设计与分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
LI Jiawen. Modeling, design and analysis of large strap-on launch vehicle's attitude control system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [12] 曹祥宇,胡昌华,乔俊峰. 基于解析冗余度的导弹执行机构故障诊断方法[J]. 北京理工大学学报, 2012, 32(11): 1149-1153.
CAO Xiangyu, HU Changhua, QIAO Junfeng. Method for fault diagnosis of missile actuator based on analytical redundancy [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2012, 32(11): 1149-1153. (in Chinese)