

# 运载火箭推力下降后的控制力矩重构分析

程玉强, 崔孟瑜, 谢昌霖, 杨述明

(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要** 针对现役捆绑火箭在飞行中发生推力突降的问题, 提出了一种基于改进单纯形法的控制分配策略。利用故障前后火箭控制力矩相等的思想, 将推力下降后火箭发动机摆角的重新分配问题转化为目标函数约束下的线性分配问题, 通过改进单纯形法进行了有效求解。结果表明, 偏航角在关机故障发生后可以迅速恢复至平衡状态, 滚转角在小幅抖震后同样快速到达稳定, 该方法可以有效地改善火箭突发推力下降后控制能力减弱的问题, 并维持故障后火箭姿态的平稳, 对运载火箭姿态重构研究具有理论意义与工程应用价值。

**关键词** 推力下降; 控制力矩; 控制分配; 改进单纯形法; 姿态重构

中图分类号 V249 文献标识码 A 文章编号 1672-9374(2023)01-0021-08

## Analysis on control torque reconstruction of launch vehicle after thrust drop

CHEN Yuqiang, CUI Mengyu, XIE Changlin, YANG Shuming

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

**Abstract** Aiming at the problem of sudden thrust drop for active service strap-on rocket during flight, a control allocation method based on improved simplex method is proposed. Based on the idea that the control torque of the rocket is equal before and after the failure, the redistribution problem of rocket engine swing angle after thrust drop is transformed into a linear distribution problem under the constraint of objective function, which is effectively solved by the improved simplex method. The results show that the yaw angle can quickly return to the equilibrium state after the shutdown failure, and the roll angle can also quickly return to stability after a small buffeting. This algorithm can effectively improve the weakening of the control ability after the sudden thrust drop of the rocket engine, and maintain the stability of the rocket attitude after the failure. The research content has theoretical significance and engineering application value for the attitude reconstruction of launch vehicle.

**Key words** thrust drop; control torque; control allocation; modified simplex method; attitude reconstruction

收稿日期: 2022-04-04; 修回日期: 2022-05-19

作者简介: 程玉强 (1979—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为运载火箭姿态系统容错控制。

通信作者: 杨述明 (1982—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为运载火箭姿态系统容错控制。

## 0 引言

近年来,随着人类对太空领域的持续深入探索以及航天技术的不断发展,航天任务的要求越来越高、越来越复杂,进而对运载火箭可靠性和安全性的要求也越来越高<sup>[1-2]</sup>。

火箭飞行时,其运动可分为质心运动与绕质心运动。其中质心运动是研究火箭在外力作用下的质心平移运动,绕质心运动是指火箭在力矩作用下的转动运动,主要研究火箭的实时姿态变化<sup>[3]</sup>。当火箭发生推力下降的问题时,火箭将会发生失衡,火箭的控制系统控制能力降低,从而导致火箭偏离正常轨道,无法完成发射任务,严重时甚至导致火箭坠毁。2002年12月11日,“阿里安5ECA”型火箭在飞行过程中由于其芯级发动机出现严重扰动最后不得不执行自毁指令<sup>[4]</sup>。针对发动机推力损失的问题,许多学者从故障诊断、故障预测的角度展开研究,如马军强等通过建立相关向量机模型,对发动机推理参数进行预测,以做到提前预警<sup>[5]</sup>。张伟星等利用BP神经网络对火箭增压输送系统进行故障检测,以满足实时检测的需要<sup>[6]</sup>。

实际上,发动机故障引起的推力损失并不全会造成火箭发射任务的失败。开展火箭建模研究并对故障后火箭的控制力矩进行重构,可以在保证火箭安全的前提下圆满完成发射任务并挽回经济损失,是解决火箭故障的一种有效的手段且具有重要意义<sup>[7-8]</sup>。控制力矩重构是指在火箭故障时,不改变火箭控制系统的基本控制律,利用控制分配技术进行重新分配执行机构的指令以产生期望的力或者力矩,达到火箭仍能正常飞行的目的<sup>[9]</sup>。控制分配技术最先在飞行控制设计中被提出,其包含的算法主要有串接链法<sup>[10]</sup>、最优化方法<sup>[11]</sup>以及直接分配法<sup>[12-13]</sup>等,由于其优越性在工程上受到了广泛关注:如Buffington等在研究多操纵面无尾战斗机的控制分配问题时,将其转化为具有约束参数的最优化问题,以最小化作为控制面偏转函数的优化目标进行计算<sup>[10]</sup>;杨凌宇等针对新一代多操纵面飞行器的控制分配问题,提出了一种最优控制的基底排序法<sup>[14]</sup>;程堂明等在考虑火箭伺服机构卡死故障的研究中,采用联合重分配按比例系数求解的办法,对

故障后发动机的控制指令进行了重新分配<sup>[15]</sup>;冯昊等对于火箭飞行中发动机组部分模块存在故障的问题,设计了一种控制力矩重构策略,解决了该问题<sup>[16]</sup>。目前针对火箭推力下降的力矩重构研究相对较少,且现有研究方法存在计算量复杂、迭代累计误差较大等问题。

本文以某现役捆绑火箭为例,结合助推火箭与芯级火箭联合摆动控制火箭姿态的特点,提出了一种基于改进单纯形法的控制分配算法,该方法有效改善了多次迭代累计产生的进位误差问题。仿真结果表明,通过利用控制分配技术合理分配摆动发动机的摆角,可以有效地弥补故障后火箭控制系统能力降低的问题,维持火箭姿态的稳定。

## 1 运载火箭推力下降模式分析

本文选择火箭飞行中的一级飞行段进行计算分析,研究对象的发动机布局如图1所示。

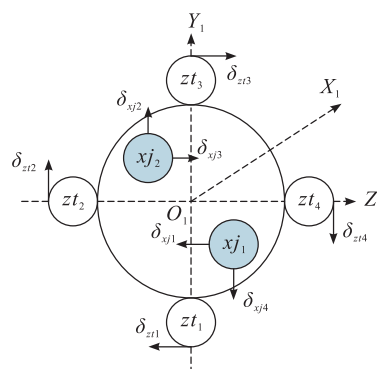


图1 某型号火箭发动机布局示意图

Fig. 1 Layout diagram of a certain type of rocket engine

图1中:  $O_1-X_1Y_1Z_1$  为运载火箭尾部的坐标系;  $xj_1, xj_2$  为2台芯级发动机;  $\delta_{xj1}, \delta_{xj2}$  为芯级1号发动机的2个互相垂直的摆角;  $\delta_{xj3}, \delta_{xj4}$  为芯级2号发动机的2个摆角, 令摆角箭头的方向为摆动正方向;  $zt_1, zt_2, zt_3, zt_4$  为4台助推发动机;  $\delta_{zt1}, \delta_{zt2}, \delta_{zt3}, \delta_{zt4}$  为4台不同位置的助推发动机的摆角; 摆角方向如图1所示。

$P_{xj}, P_{zt}$  分别为芯级与助推发动机的推力, 假设火箭的某台发动机在某时刻突然发生推力骤降, 即该故障发动机的推力在该时刻突降到原有推力的某比例值, 推力下降的示意图如图2所示。

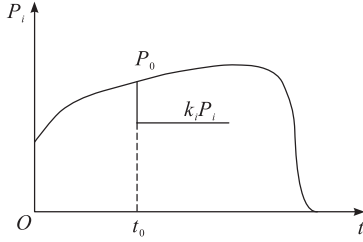


图2 发动机推力下降示意图

Fig.2 Schematic diagram of engine thrust drop

对应不同位置的发动机发生推力瞬降,其数学模型为

$$\begin{cases} P_{xj1} = k_{xj1} P_{xj} \\ P_{xj2} = k_{xj2} P_{xj} \\ P_{zt1} = k_{zt1} P_{zt} \\ P_{zt2} = k_{zt2} P_{zt} \\ P_{zt3} = k_{zt3} P_{zt} \\ P_{zt4} = k_{zt4} P_{zt} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $k_{xj1}$ 、 $k_{xj2}$ 、 $k_{zt1}$ 、 $k_{zt2}$ 、 $k_{zt3}$ 、 $k_{zt4}$ 为各摆动发动机的推力下降系数; $P_{xj1}$ 、 $P_{xj2}$ 、 $P_{zt1}$ 、 $P_{zt2}$ 、 $P_{zt3}$ 、 $P_{zt4}$ 为故障后各发动机的推力大小。

## 2 推力下降后火箭力矩重构方案设计

### 2.1 火箭小偏差姿态动力学模型

不考虑飞行中的弹性振动和液体推进剂晃动现象,在研究火箭绕质心运动时,为了方便计算,通常可分解成火箭的俯仰运动、偏航运动与滚转运动<sup>[17]</sup>。其中俯仰运动是指火箭在 $O_1 Z_1$ 轴方向上的姿态变化运动,也称 $O_1 Z_1$ 轴为俯仰轴;偏航运动是指火箭在 $O_1 Y_1$ 轴方向上的姿态变化运动,故称 $O_1 Y_1$ 轴偏航轴; $O_1 X_1$ 则是滚转轴。火箭的姿态控制系统分别控制着这3种运动的姿态,形成了俯仰、偏航与滚转3个控制通道。火箭的小偏差姿态动力学模型如下。

俯仰通道为

$$\begin{cases} \dot{\Delta\theta} = c_1^\varphi \Delta\alpha + c_2^\varphi \Delta\theta + c_3^\varphi \Delta\delta_{\varphi xj} + c_3^{\varphi\varphi} \ddot{\Delta\delta_{\varphi xj}} + \\ c_3^{\varphi\varphi} \ddot{\Delta\delta_{\varphi zt}} + c_4^{\varphi\varphi} \ddot{\Delta\delta_{\varphi zt}} + c_1^{\varphi\varphi} (\alpha_{wp} + \alpha_{wq}) - \bar{F}_{BY} \\ \ddot{\Delta\varphi} + b_1^\varphi \dot{\Delta\varphi} + b_2^\varphi \Delta\alpha + b_3^\varphi \Delta\delta_{\varphi xj} + b_3^{\varphi\varphi} \ddot{\Delta\delta_{\varphi xj}} + \\ b_3^{\varphi\varphi} \ddot{\Delta\delta_{\varphi zt}} + b_3^{\varphi\varphi} \ddot{\Delta\delta_{\varphi zt}} = \bar{M}_{BZ_1} - b_2^\varphi (\alpha_{wp} + \alpha_{wq}) \\ \Delta\varphi = \Delta\theta + \Delta\alpha \end{cases} \quad (2)$$

偏航通道为

$$\begin{cases} \dot{\sigma} = c_1^\psi \beta + c_2^\psi \sigma + c_3^\psi \delta_{\psi xj} + c_3^{\psi\psi} \ddot{\delta_{\psi xj}} + c_3^\psi \delta_{\psi zt} + \\ c_3^{\psi\psi} \ddot{\delta_{\psi zt}} + c_4^\psi \dot{\psi} + c_1^{\psi\psi} (\beta_{wp} + \beta_{wq}) - \bar{F}_{BZ} \\ \ddot{\psi} + b_1^\psi \dot{\psi} + b_2^\psi \beta + b_3^\psi \delta_{\psi xj} + b_3^{\psi\psi} \ddot{\delta_{\psi xj}} + b_3^\psi \delta_{\psi zt} + \\ b_3^{\psi\psi} \ddot{\delta_{\psi zt}} = \bar{M}_{BY_1} - b_2^\psi (\beta_{wp} + \beta_{wq}) \\ \psi = \sigma + \beta \end{cases} \quad (3)$$

滚转通道为

$$\ddot{\gamma} + d_1 \dot{\gamma} + d_3 \delta_{\gamma xj} + d_3^{\gamma\gamma} \ddot{\delta_{\gamma xj}} + d_3 \delta_{\gamma zt} + d_3^{\gamma\gamma} \ddot{\delta_{\gamma zt}} = \bar{M}_{BX_1} \quad (4)$$

式中: $\varphi$ 、 $\psi$ 、 $\gamma$ 分别为火箭飞行中的俯仰角、偏航角、滚动角; $\theta$ 、 $\sigma$ 、 $\alpha$ 、 $\beta$ 分别为弹道倾角、航迹偏航角、飞行攻角、侧滑角; $\alpha_{wp}$ 、 $\alpha_{wq}$ 分别为平稳风与切变风引起的附加攻角; $\beta_{wp}$ 、 $\beta_{wq}$ 分别为平稳风与切变风引起的附加侧滑角; $\delta_{\varphi xj}$ 、 $\delta_{\psi xj}$ 、 $\delta_{\gamma xj}$ 分别为三通道中芯级摆动发动机的摆角指令; $\delta_{\varphi zt}$ 、 $\delta_{\psi zt}$ 、 $\delta_{\gamma zt}$ 分别为三通道中助推摆动发动机的摆角指令; $\bar{F}_{BY}$ 、 $\bar{F}_{BZ}$ 及 $\bar{M}_{BX_1}$ 、 $\bar{M}_{BY_1}$ 、 $\bar{M}_{BZ_1}$ 均为结构干扰项; $c_1^\varphi$ 、 $c_1^{\psi\psi}$ 、 $c_2^\varphi$ 、 $c_2^{\psi\psi}$ 、 $c_3^\varphi$ 、 $c_3^{\psi\psi}$ 、 $c_3^{\varphi\varphi}$ 、 $c_3^{\psi\psi}$ 、 $c_4^\varphi$ 、 $b_1^\varphi$ 、 $b_2^\varphi$ 、 $b_3^\varphi$ 、 $b_3^{\varphi\varphi}$ 、 $b_3^{\psi\psi}$ 、 $b_3^{\varphi\varphi}$ 等系数物理含义可参考文献[18]。

### 2.2 火箭控制系统结构分析

火箭正常飞行时,其三通道摆角指令与各个摆动发动机的摆角之间的关系受到控制系统的制约。

正常飞行时火箭的实时姿态角和预定飞行程序角之间的偏差经过基本控制律方程的计算,转化成火箭俯仰、偏航与滚转三通道的虚拟控制指令 $\Delta\delta_\varphi^s$ 、 $\Delta\delta_\psi^s$ 、 $\Delta\delta_\gamma^s$ ;并将其按照预定的分配比例( $k_{xj}$ 、 $k_{zt}$ )分配给芯级与助推的伺服机构,得到各自的等效摆角指令 $\delta_{\varphi xj}$ 、 $\delta_{\psi xj}$ 、 $\delta_{\gamma xj}$ 和 $\delta_{\varphi zt}$ 、 $\delta_{\psi zt}$ 、 $\delta_{\gamma zt}$ ;伺服机构再驱动各个摆动发动机摆动产生控制力矩,最后改变火箭的飞行姿态(一般情况下, $k_{xj} = 0.5$ , $k_{zt} = 1$ )。

火箭控制系统的具体流程如图3所示。

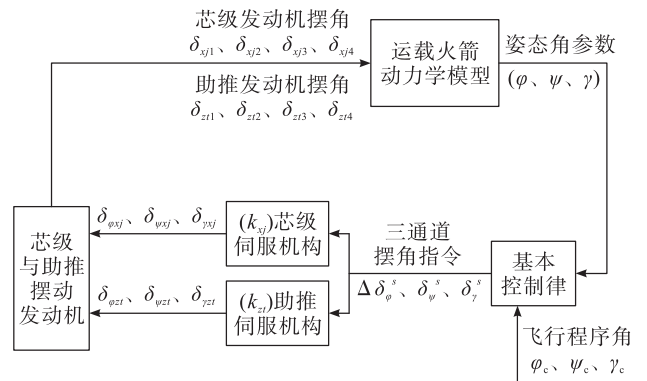


图3 火箭控制系统流程图

Fig.3 Flow chart of rocket control system

### 2.3 推力下降后控制分配问题分析

火箭正常飞行时,其芯级与助推摆动发动机的摆角与三通道摆角指令满足分配关系

$$\begin{cases} \delta_{xj1} = -\delta_{\psi xj} + \delta_{\gamma xj} \\ \delta_{xj2} = -\Delta\delta_{\varphi xj} + \delta_{\gamma xj} \\ \delta_{xj3} = \delta_{\psi xj} + \delta_{\gamma xj} \\ \delta_{xj4} = \Delta\delta_{\varphi xj} + \delta_{\gamma xj} \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \delta_{zt1} = -\delta_{\psi zt} + \delta_{\gamma zt} \\ \delta_{zt2} = -\Delta\delta_{\varphi zt} + \delta_{\gamma zt} \\ \delta_{zt3} = \delta_{\psi zt} + \delta_{\gamma zt} \\ \delta_{zt4} = \Delta\delta_{\varphi zt} + \delta_{\gamma zt} \end{cases}$$

即

$$\begin{cases} \Delta\delta_{\varphi xj} = 0.5(-\delta_{xj2} + \delta_{xj4}) \\ \delta_{\psi xj} = 0.5(-\delta_{xj1} + \delta_{xj3}) \\ \delta_{\gamma xj} = 0.25(\delta_{xj1} + \delta_{xj2} + \delta_{xj3} + \delta_{xj4}) \\ \Delta\delta_{\varphi zt} = 0.5(-\delta_{zt2} + \delta_{zt4}) \\ \delta_{\psi zt} = 0.5(-\delta_{zt1} + \delta_{zt3}) \\ \delta_{\gamma zt} = 0.25(\delta_{zt1} + \delta_{zt2} + \delta_{zt3} + \delta_{zt4}) \end{cases} \quad (6)$$

芯级三通道和助推三通道产生的控制力矩分别为  $M_{xj}$  与  $M_{zt}$ , 其表达式为

$$\begin{aligned} M_{xj} &= \begin{bmatrix} b_{\varphi}^{3x} \Delta\delta_{\varphi xj} \\ b_{\psi}^{3x} \delta_{\psi xj} \\ d_{3x} \delta_{\gamma xj} \end{bmatrix} \\ M_{zt} &= \begin{bmatrix} b_{\varphi}^{3z} \Delta\delta_{\varphi zt} \\ b_{\psi}^{3z} \delta_{\psi zt} \\ d_{3z} \delta_{\gamma zt} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

则总控制力矩有

$$M = M_{xj} + M_{zt} \quad (8)$$

即

$$M = \begin{bmatrix} b_{\varphi}^{3x} \Delta\delta_{\varphi xj} \\ b_{\psi}^{3x} \delta_{\psi xj} \\ d_{3x} \delta_{\gamma xj} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{\varphi}^{3z} \Delta\delta_{\varphi zt} \\ b_{\psi}^{3z} \delta_{\psi zt} \\ d_{3z} \delta_{\gamma zt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{\varphi}^3 \Delta\delta_{\varphi}^s \\ b_{\psi}^3 \delta_{\psi}^s \\ d_3 \delta_{\gamma}^s \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中

$$\begin{cases} b_{\varphi}^3 = 0.5b_{\varphi}^{3x} + b_{\varphi}^{3z} \\ b_{\psi}^3 = 0.5b_{\psi}^{3x} + b_{\psi}^{3z} \\ d_3 = 0.5d_{3x} + d_{3z} \end{cases} \quad (10)$$

而当火箭发生推力下降后,火箭的控制能力减弱,原本的控制分配律便不再适用,需要对发动机摆角进行重新分配,使重新分配后得到的控制力矩与故障前的控制力矩相等。用数学关系表达为

$$\begin{bmatrix} b_{\varphi}^3 \Delta\delta_{\varphi}^s \\ b_{\psi}^3 \delta_{\psi}^s \\ d_3 \delta_{\gamma}^s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -b_{3xj2}^{\varphi} & 0 & b_{3xj1}^{\varphi} & 0 & -b_{3zt2}^{\varphi} & 0 & b_{3zt4}^{\varphi} \\ -b_{3xj1}^{\psi} & 0 & b_{3xj2}^{\psi} & 0 & -b_{3zt1}^{\psi} & 0 & b_{3zt3}^{\psi} & 0 \\ d_{3x1} & d_{3x2} & d_{3x3} & d_{3x4} & d_{3z1} & d_{3z2} & d_{3z3} & d_{3z4} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_z \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \delta_x = [\delta_{xj1} & \delta_{xj2} & \delta_{xj3} & \delta_{xj4}]^T \\ \delta_z = [\delta_{zt1} & \delta_{zt2} & \delta_{zt3} & \delta_{zt4}]^T \end{cases}$$

记

$$B = \begin{bmatrix} 0 & -b_{3xj2}^{\varphi} & 0 & b_{3xj1}^{\varphi} & 0 & -b_{3zt2}^{\varphi} & 0 & b_{3zt4}^{\varphi} \\ -b_{3xj1}^{\psi} & 0 & b_{3xj2}^{\psi} & 0 & -b_{3zt1}^{\psi} & 0 & b_{3zt3}^{\psi} & 0 \\ d_{3x1} & d_{3x2} & d_{3x3} & d_{3x4} & d_{3z1} & d_{3z2} & d_{3z3} & d_{3z4} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$U = \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_z \end{bmatrix}$$

则式(11)可以记成

$$M = BU \quad (13)$$

式中:  $M$  为故障前的控制力矩,即期望力矩;  $B$  为控制分配效率矩阵,其中的各个元素的物理意义参考文献[18];  $U$  为芯级与助推可摆动发动机的摆角列向量。

考虑到各个发动机的实际摆角还需要满足摆角限幅约束条件,即

$$\begin{aligned} \delta_{xji} &\leq \delta_{xji} \leq \bar{\delta}_{xji} \\ \delta_{ztj} &\leq \delta_{ztj} \leq \bar{\delta}_{ztj} \quad i, j = 1, 2, 3, 4 \end{aligned} \quad (14)$$

式中  $\delta_{xji}$ 、 $\bar{\delta}_{xji}$  与  $\delta_{ztj}$ 、 $\bar{\delta}_{ztj}$  分别为芯级发动机与助推发动机的摆角限幅范围,运用绝对值符号,摆角限幅约束可记作

$$\begin{bmatrix} |\delta_{xj1}| \\ |\delta_{xj2}| \\ |\delta_{xj3}| \\ |\delta_{xj4}| \\ |\delta_{zt1}| \\ |\delta_{zt2}| \\ |\delta_{zt3}| \\ |\delta_{zt4}| \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} \bar{\delta}_{xj1} \\ \bar{\delta}_{xj2} \\ \bar{\delta}_{xj3} \\ \bar{\delta}_{xj4} \\ \bar{\delta}_{zt1} \\ \bar{\delta}_{zt2} \\ \bar{\delta}_{zt3} \\ \bar{\delta}_{zt4} \end{bmatrix} \quad (15)$$



对式(22)求解计算。

### 3 运载火箭重构仿真分析

对于该研究对象,选择助推飞行段 40 s 时助推 2 号发动机发生 100% 的推力下降(关机故障)为例,进行火箭故障飞行仿真及采用上述方法的重构仿真。

#### 3.1 故障飞行仿真结果

在助推 2 号发动机发生关机故障时不改变原有

控制分配率,进行飞行仿真,得到火箭的飞行姿态角变化如图 4 所示。可以看出,故障条件下火箭飞行姿态角与正常情况下相比,俯仰角与滚转角曲线总体变化不大,而偏航角却发生了较大偏差。这是由于从前述发动机布局来看,助推 2 号发动机主要控制着火箭在偏航通道的姿态变化,当助推 2 号发动机推力降低至 0 时,火箭在偏航通道的控制能力减弱,故偏航角出现较大偏差。

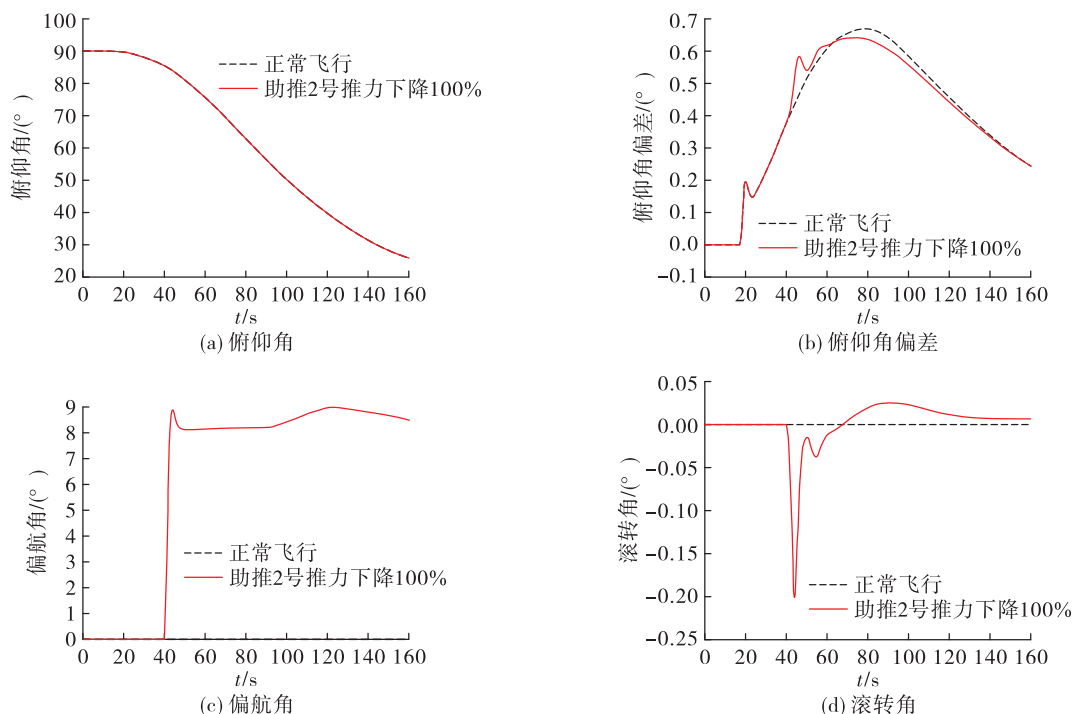


图 4 助推 2 号发动机关机故障时火箭姿态角变化对比

Fig. 4 Comparison of rocket attitude angle change during shutdown failure of No. 2 booster's engine

#### 3.2 力矩重构仿真结果

图 5 与图 6 为出现关机故障时,采用力矩重构方法得到的火箭发动机摆角再分配情况,由于改进单纯形法的约束条件,火箭重构后各发动机的摆角均处于摆角限幅以内,未达到饱和状态。图 7 为故障重构后的箭体坐标系上力矩变化情况,参考

式(11)~式(13),由于偏航通道的姿态变化较大,使得  $y$  方向上的控制力矩变化远大于其他方向,且力矩变化很快到达稳定。通过控制分配律将等效摆角指令分配到芯级与助推的发动机上的伺服机构,各摆角发动机摆动产生控制力矩,最终改变火箭的飞行姿态。

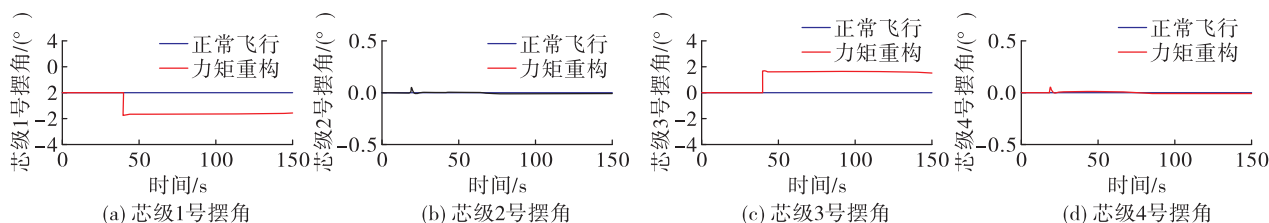


图 5 关机故障下芯级摆角重分配图

Fig. 5 Redistribution diagram of core stage swing angle under shutdown fault

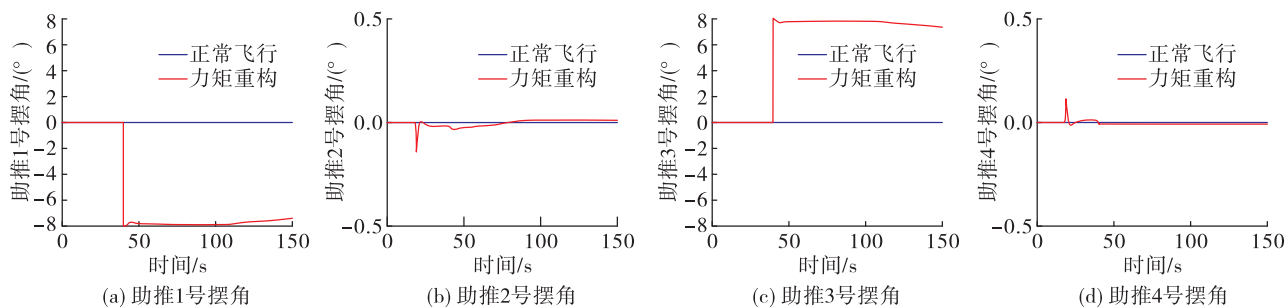


图6 关机故障下助推摆角重分配图

Fig. 6 Redistribution diagram of booster swing angle under shutdown fault

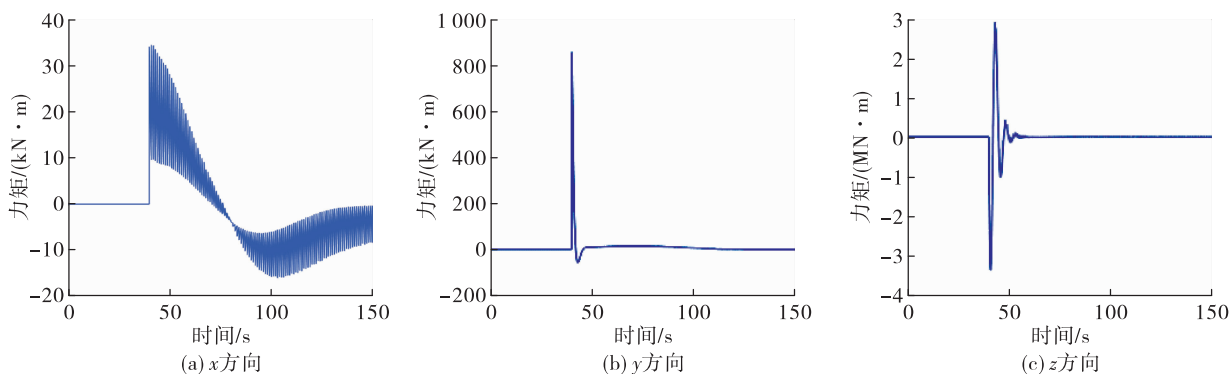


图7 重构后的力矩变化图

Fig. 7 Torque variation diagram after reconstruction

图8为重构后火箭飞行姿态角变化曲线。可知,重构后火箭的姿态变化曲线与正常情况吻合良好,偏航角在故障发生时刻出现较明显偏差后又迅速恢复至平衡,火箭在滚转通道的姿态角

由于推力不平衡发生突发“抖震”,出现一定幅值波动后又迅速回落至平衡。综上可知,基于改进单纯形法的控制分配算法可以有效地实现火箭的力矩重构。

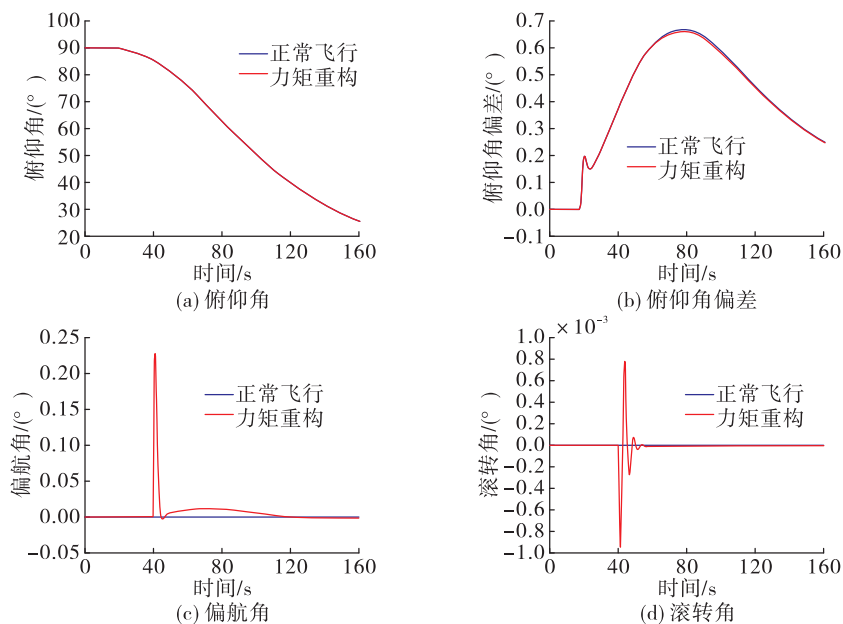


图8 重构后火箭飞行姿态角变化曲线

Fig. 8 Variation curves of rocket flight attitude angles after reconstruction



## 4 结论

本文针对某型捆绑火箭突发推力下降后的姿态失衡问题,结合火箭联合摆动控制的特点,提出了一种基于改进单纯形法的控制分配算法。通过将故障后火箭发动机摆角的重新分配问题转化为目标函数约束下的线性分配问题,利用改进单纯形法进行了有效求解,实现控制力矩重构。仿真结果表明,该算法可以有效地弥补火箭突发推力下降后的控制系统能力减弱问题,并维持了故障后火箭的平稳飞行,本文研究内容可有效降低甚至消除发动机推力损失带来的影响,避免故障引起的灾难,确保运载火箭安全、稳定地飞行。

## 参考文献

- [1] 张鑫伟,付郁. 2020 年全球航天发射统计分析[J]. 国际太空,2021(2):18-23.
- [2] 夏鲁瑞. 液体火箭发动机涡轮泵健康监控关键技术及系统研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2010.
- [3] 龙乐豪. 液体弹道导弹与运载火箭系列:总体设计[M]. 北京:中国宇航出版社,2001.
- [4] 曲晶,张绿云. 国外火箭发射及故障情况统计分析[J]. 中国航天,2016(2):13-18.
- [5] 马军强,杨思锋,戴芳立. 基于 RVM 的液体火箭发动机试验台故障预测方法[J]. 火箭推进,2015,41(3):80-86.  
MA J Q, YANG S F, DAI F L. RVM-based fault prediction method for liquid rocket engine test stand[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(3):80-86.
- [6] 张伟星,李建民,侯文,等. BP 神经网络用于火箭增压输送系统故障检测[J]. 火箭推进,2021,47(5):85-91.  
ZHANG W X, LI J M, HOU W, et al. BP neural network applied in fault detection of rocket pressurized delivery system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(5):85-91.
- [7] 宋征宇. 从准确、精确到精益求精:载人航天推动运载火箭制导方法的发展[J]. 航天控制,2013,31(1):4-10.
- [8] CALISE A J, LEE S, SHARMA M. Development of a reconfigurable flight control law for tailless aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(5):896-902.
- [9] 吴蕾. 考虑发动机推力损失的运载火箭容错控制[D]. 大连:大连理工大学,2019.
- [10] BUFFINGTON J M, ENNS D F. Lyapunov stability analysis of daisy chain control allocation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(6):1226-1230.
- [11] 胥彪,周荻. 基于反步法及控制分配的导弹直接侧向力/气动力复合控制[J]. 系统工程与电子技术,2014,36(3):527-531.
- [12] DURHAM W C. Constrained control allocation: Three-moment problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(2):330-336.
- [13] DURHAM W C. Attainable moments for the constrained control allocation problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6):1371-1373.
- [14] 杨凌宇,高金源,申功璋. 飞行控制中的一种新型最优控制分配方法[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(5):572-576.
- [15] 程堂明,陈宇. 适应伺服机构卡死故障的控制指令重分配技术研究[J]. 导弹与航天运载技术,2017(1):51-55.
- [16] 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.
- [17] 贾沛然,陈克俊,何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1993.
- [18] 王志祥. 推力下降故障下运载火箭轨迹在线生成与姿控系统重构[D]. 长沙:国防科学技术大学,2016.
- [19] ARSHAM H. An algorithm for simplex tableau reduction: The push-to-pull solution strategy[J]. Applied Mathematics and Computation, 2003, 137(2/3):525-547.
- [20] 敖特根. 单纯形法的产生与发展探析[J]. 西北大学学报(自然科学版),2012,42(5):861-864.