

## АЛГОРИТМ ДИАГНОСТИКИ ОТКАЗОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ МКС НА ОСНОВЕ САМОНАСТРАИВАЮЩЕЙСЯ БОРТОВОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ

А.В. Жирнов<sup>1</sup>

avzhirnov@mail.ru

С.Н. Тимаков<sup>1,2</sup>

sergey.timakov@rscf.ru

<sup>1</sup> Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация

<sup>2</sup> МФТИ (государственный университет), г. Долгопрудный, Московская обл., Российская Федерация

---

### Аннотация

Рассмотрена задача диагностики отказов двигателей ориентации российского сегмента Международной космической станции. Описан алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации, основанный на анализе рассогласования между фактическим поведением динамики углового движения космического аппарата и его бортовой моделью. Использована самонастраивающаяся бортовая модель для исключения ложной диагностики отказов, вызванной влиянием упругих колебаний конструкции. Приведены результаты моделирования и летных испытаний алгоритма

### Ключевые слова

*Международная космическая станция, диагностика отказов, двигатели ориентации, бортовая модель, адаптивный наблюдатель, упругие колебания*

Поступила в редакцию 07.04.2015  
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

В настоящее время при выполнении угловых маневров Международной космической станции (МКС) [1] используют реактивные двигатели ориентации (ДО) российского сегмента (РС). Отказ двигателя, входящего в контур управления ориентацией космического аппарата, может привести к невыполнению целевой задачи, а также к большому расходу рабочего тела. Поэтому разработка алгоритмов диагностики отказов ДО является актуальной задачей.

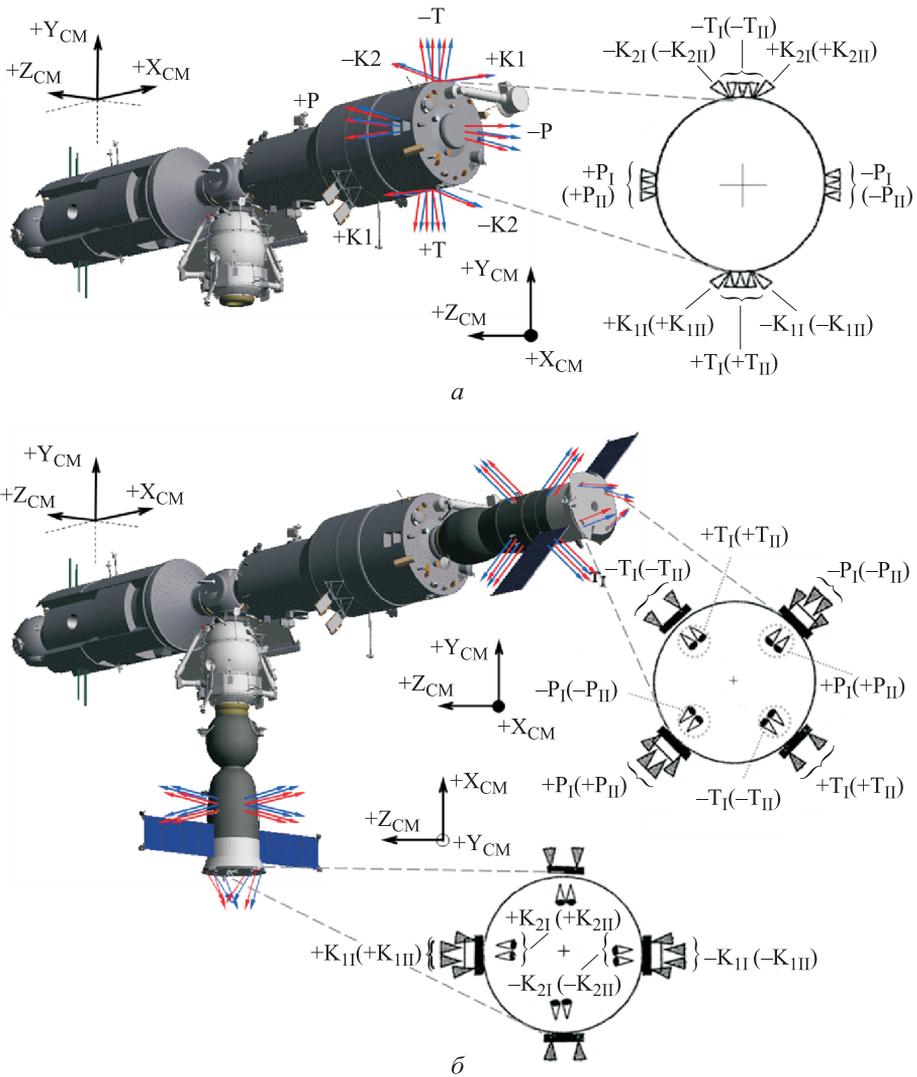
В настоящей работе рассмотрены два возможных типа отказа: *невключение* ДО, т. е. отсутствие работы двигателя при поданной команде на его включение; *невывключение* ДО, т. е. продолжение работы двигателя при поданной команде на его выключение. Для диагностики отказов ДО на МКС используют информацию (квитанцию) с сигнализаторов датчиков давления в камере сгорания. Но сигнализаторы датчиков давления есть не на всех ДО, а квитанция может быть одна на несколько ДО. Поэтому совместно с диагностикой по квитанциям используют алгоритм, основанный на сравнении фактического поведения динамики углового движения космического аппарата и его бортовой модели.

Особенностью динамики углового движения МКС являются существенные упругие колебания конструкции, которые вносят в измерения датчика угловой скорости соответствующие отклонения от угловой скорости аппарата как абсолютно твердого тела. Поэтому бортовая модель должна быть достаточно точной, так как из-за неучета в ней упругих колебаний конструкции наблюдается расхождение между фактическим поведением динамики углового движения космического аппарата и его бортовой моделью, что приводит к ложной диагностике отказов. Для решения этой проблемы в представленном алгоритме использована самонастраивающаяся бортовая модель, которая представляет собой адаптивный наблюдатель. Входная информация — это показания датчика угловой скорости (ДУС), оцениваемые переменные (вектор угловой скорости аппарата как твердого тела и составляющие угловой скорости доминирующих тонов упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС) и оцениваемые параметры (собственные частоты доминирующих тонов упругих колебаний конструкции и коэффициенты влияния ДО на амплитуду упругих колебаний конструкции МКС).

Векторы угловых ускорений, создаваемых работой некоторых ДО (в общем случае), не совпадают с направлениями осей каналов измерения (управления) тангажа, рысканья и крена. В настоящей работе предложен алгоритм, позволяющий отличать отказы такого типа.

**Постановка задачи.** Рассмотрим динамику углового движения МКС, находящейся на круговой орбите ( $h = 380...420$  км), в условиях отказов реактивных ДО. Все ДО МКС расположены на ее РС. Для управления ориентацией могут использоваться двигатели служебного модуля (СМ) и транспортно-грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс», пристыкованных к агрегатному и стыковочному отсекам. Также планируется использовать двигатели многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) после его стыковки с МКС. Расположение двигателей показано на рис. 1. Двигатели каждого модуля объединены в два коллектора. Направления испускания реактивных струй двигателей коллекторов I показаны синими стрелками, а направления испускания реактивных струй двигателей коллекторов II — красными. Необходимо обнаружить отказ ДО в режиме реального времени. Под отказом ДО понимают невыполнение исполнительным органом своей функции, при этом причину отказа не определяют.

Кроме обнаружения самого факта наличия отказа ДО, необходимо также определить, какой конкретно двигатель отказал или хотя бы для управления по какому каналу (крен, рысканье или тангаж) использовался отказавший ДО. Точность определения канала управления, в котором произошел отказ, является существенной для правильности парирования обнаруженного отказа. Так, при обнаружении отказа ДО ТГК «Прогресс» будет запрещен текущий коллектор, и состоится переход на резервный коллектор корабля «Прогресс», а при отказе ДО СМ текущий коллектор будет запрещен, и состоится переход на резервный коллектор СМ. В случае же, когда отказал ДО ТГК «Прогресс» по крену, а ошибочно идентифицируется отказ ДО по рысканью, то коллектор переключится на СМ, а неисправный двигатель корабля «Прогресс» не будет исключен

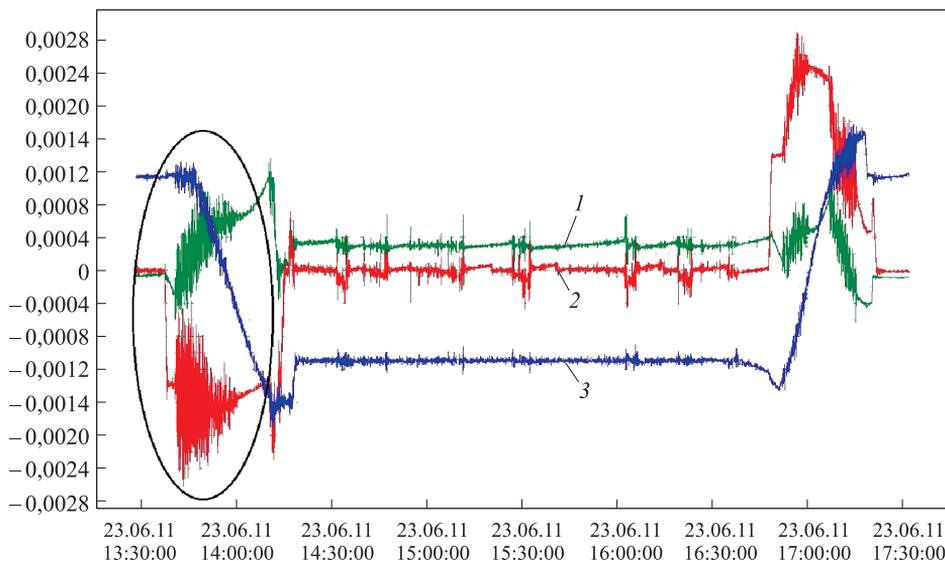


**Рис.1.** Расположение двигателей ориентации МКС:

*a* — двигатели служебного модуля; *б* — двигатели пристыкованных кораблей «Прогресс»;  $\pm P_I (\pm P_{II})$ ,  $\pm T_I (\pm T_{II})$ ,  $+K_{1I} (+K_{1III})$  и  $+K_{2I} (+K_{2II})$ ,  $-K_{1I} (-K_{1III})$  и  $-K_{2I} (-K_{2II})$  — ДО коллекторов I и II для управления по каналам  $\pm$ рысканье,  $\pm$ тангаж, пары двигателей для управления в канале + крен и — крен соответственно

из контура управления, что может привести к большому расходу рабочего тела, потере ориентации и невыполнению целевой задачи.

Проблемой, возникающей при диагностике отказов с использованием бортовой модели динамики углового движения, может быть формирование ложных сообщений об отказе ДО, связанных с неточностью бортовой модели. На рис. 2 приведена телеметрическая информация измерений датчика угловой скорости гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) 23 июня 2011 г. при проведении разворота. На графике черной линией обведен участок, где амплитуда колебаний из-за работы двигателей в импульсном



**Рис. 2.** Угловые скорости по крену (1), рысканью (2) и тангажу (3), сформированные по показаниям датчика угловой скорости ГИВУС

режиме стала достаточно высокой, в резонанс собственной частоте одного из доминирующих тонов упругих колебаний конструкции, чтобы разность между измеренными значениями угловой скорости и скоростью, формируемой в бортовой модели, стала существенной, и интегральные невязки превысили заданные пороги срабатывания. В результате чего алгоритм диагностики отказов выдал ложное сообщение об отказе ДО. Работа данного алгоритма была штатной на ранних стадиях сборки МКС, когда жесткостные характеристики ее конструкции оказывали незначительное влияние на упругие составляющие углового движения. Поэтому в бортовой модели объекта управления можно было пренебречь учетом упругих колебаний конструкции.

Для решения проблемы ложных срабатываний алгоритма из-за повышенных упругих колебаний конструкции в приведенном в настоящей работе алгоритме используется самонастраивающаяся бортовая модель, которая учитывает влияние упругих колебаний на динамику углового движения аппарата.

### Уравнения движения объекта управления и его бортовой модели [2, 3].

1. Динамические уравнения движения твердого тела в связанной системе координат

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}, \quad (1)$$

где  $\mathbf{J}$  — матрица тензора инерции;  $\boldsymbol{\omega}$  — вектор абсолютной угловой скорости объекта управления как твердого тела;  $\mathbf{M}$  — суммарный вектор моментов, действующих на объект управления.

2. Уравнения упругих колебаний конструкции

$$\ddot{q}_i + 2\delta\lambda_i\dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = \sum_{j=1}^k \{(\mathbf{f}_i(\mathbf{r}_j), \mathbf{F}_j) + (\boldsymbol{\varphi}_i(\mathbf{r}_j), \mathbf{M}_j)\} =$$

$$= \sum_{j=1}^k \{ f_i(\mathbf{r}_j)_x F_{j,x} + f_i(\mathbf{r}_j)_y F_{j,y} + f_i(\mathbf{r}_j)_z F_{j,z} + \varphi_i(\mathbf{r}_j)_x M_{j,x} + \\ + \varphi_i(\mathbf{r}_j)_y M_{j,y} + \varphi_i(\mathbf{r}_j)_z M_{j,z} \}, \quad (2)$$

где  $\delta$  — логарифмический декремент колебаний;  $\lambda_i$  — собственная частота  $i$ -го тона упругих колебаний конструкции;  $\omega_i = 2\pi\lambda_i$  — круговая собственная частота  $i$ -го тона упругих колебаний конструкции;  $q_i$  —  $i$ -я ортогональная координата в  $n$ -мерном пространстве Галеркина;  $f_i(\mathbf{r}_j)$  — векторная форма линейного перемещения по  $i$ -му тону упругих колебаний конструкции в месте установки  $j$ -го исполнительного органа ( $r_j$  — радиус-вектор в месте установки  $j$ -го исполнительного органа);  $\varphi_i(\mathbf{r}_j)$  — векторная форма углового перемещения по  $i$ -му тону упругих колебаний конструкции в месте установки  $j$ -го исполнительного органа;  $\mathbf{F}_j, \mathbf{M}_j$  — силовое и моментное воздействие  $j$ -го исполнительного органа.

3. Уравнения чувствительного элемента, в качестве которого используется датчик угловой скорости (ДУС),

$$\omega_{\text{изм}} = \omega + \sum_{i=1}^n (\varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}}), \dot{q}_i), \quad (3)$$

где  $\omega_{\text{изм}}$  — измерения угловой скорости с учетом изгибных колебаний конструкции в месте расположения ДУС;  $\varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}})$  — векторная форма углового перемещения по  $i$ -му тону упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС.

На борту модель объекта управления реализуется в виде системы разностных уравнений. В настоящей работе время такта бортовой вычислительной машины берется  $h = 0,2$  с. Интегрируя уравнения (1) и (2) в предположении малости угловых скоростей и углов отклонения, можно получить следующую совокупность уравнений в конечных разностях на  $(n+1)$ -м такте.

Из уравнения (1)

$$\omega(n+1) = \omega(n) + \sum_{j=1}^k \mathbf{m}_j(n) \tau_j(n),$$

где  $\omega(n)$  — угловая скорость объекта управления как твердого тела на  $n$ -м такте;  $\mathbf{m}_j(n) = \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M}_j(n)$  — угловое ускорение от  $j$ -го исполнительного органа на  $n$ -м такте;  $\tau_j(n)$  — время работы  $j$ -го исполнительного органа на  $n$ -м такте.

Из уравнения (2) последовательно для каждого тона упругих колебаний получаем вектор

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_i \\ \dot{q}_i \end{bmatrix}.$$

Конечно-разностное уравнение на  $(n+1)$ -м такте в новых переменных с точностью до значений второго порядка малости относительно  $h$  имеет вид

$$\begin{bmatrix} x_i(n+1) \\ y_i(n+1) \end{bmatrix} = e^{-\delta\lambda_i h} \begin{bmatrix} \cos(\omega_i h) & \frac{1}{\omega_i} \sin(\omega_i h) \\ -\omega_i \sin(\omega_i h) & \cos(\omega_i h) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i(n) \\ y_i(n) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ f(n)\tau(n) \end{bmatrix}, \quad (4)$$

а на  $n$ -м такте его можно представить как

$$\begin{bmatrix} x_i(n) \\ y_i(n) \end{bmatrix} = e^{-\delta\lambda_i h} \begin{bmatrix} \cos(\omega_i h) & \frac{1}{\omega_i} \sin(\omega_i h) \\ -\omega_i \sin(\omega_i h) & \cos(\omega_i h) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i(n-1) \\ y_i(n-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ f(n-1)\tau(n-1) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Здесь для краткости запишем  $f(n) = \sum_{j=1}^k \{(\mathbf{f}_i(\mathbf{r}_j), \mathbf{F}_j(n)) + (\boldsymbol{\phi}_i(\mathbf{r}_j), \mathbf{M}_j(n))\}$ . Исключая переменные  $x_i(n)$  и  $x_i(n-1)$  из уравнений (4) и (5), окончательно получаем

$$y_i(n+1) = A_i y_i(n) - B_i y_i(n-1) + f(n)\tau(n) - \frac{A_i}{2} f(n-1)\tau(n-1), \quad (6)$$

где  $A_i = 2e^{-\delta\lambda_i h} \cos(\omega_i h)$ ;  $B_i = e^{-2\delta\lambda_i h}$ .

Подставляя выражение (6) в уравнение (3) для ДУС, получаем (для одного канала управления)  $\omega_{изм}(n+1) = \omega(n+1) + \sum_{i=1}^n \gamma_i(n+1)$ ; здесь  $\gamma_i(n) = \boldsymbol{\phi}_i(\mathbf{r}_{ДУС}) y_i(n)$

или  $\gamma_i(n+1) = A_i \gamma_i(n) - B_i \gamma_i(n-1) + \sum_{j=1}^k (\mathbf{k}_{ij}, \mathbf{v}_j(n))$ , где

$$\mathbf{k}_{ij} = \begin{pmatrix} k_{x,ij} \\ k_{y,ij} \\ k_{z,ij} \\ \mu_{x,ij} \\ \mu_{y,ij} \\ \mu_{z,ij} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\phi}_i(\mathbf{r}_{ДУС}) \cdot f_{x,i}(\mathbf{r}_j) \\ \boldsymbol{\phi}_i(\mathbf{r}_{ДУС}) \cdot f_{y,i}(\mathbf{r}_j) \\ \boldsymbol{\phi}_i(\mathbf{r}_{ДУС}) \cdot f_{z,i}(\mathbf{r}_j) \\ \boldsymbol{\phi}_i(\mathbf{r}_{ДУС}) \cdot \boldsymbol{\phi}_{x,i}(\mathbf{r}_j) \\ \boldsymbol{\phi}_i(\mathbf{r}_{ДУС}) \cdot \boldsymbol{\phi}_{y,i}(\mathbf{r}_j) \\ \boldsymbol{\phi}_i(\mathbf{r}_{ДУС}) \cdot \boldsymbol{\phi}_{z,i}(\mathbf{r}_j) \end{pmatrix}$$

— вектор коэффициентов влияния  $j$ -го исполнительного органа на  $i$ -й тон;

$$\mathbf{v}_j(n) = \begin{pmatrix} F_{x,j}(n) \cdot \tau_j(n) - \frac{A_i}{2} F_{x,j}(n-1) \cdot \tau_j(n-1) \\ F_{y,j}(n) \cdot \tau_j(n) - \frac{A_i}{2} F_{y,j}(n-1) \cdot \tau_j(n-1) \\ F_{z,j}(n) \cdot \tau_j(n) - \frac{A_i}{2} F_{z,j}(n-1) \cdot \tau_j(n-1) \\ M_{x,j}(n) \cdot \tau_j(n) - \frac{A_i}{2} M_{x,j}(n-1) \cdot \tau_j(n-1) \\ M_{y,j}(n) \cdot \tau_j(n) - \frac{A_i}{2} M_{y,j}(n-1) \cdot \tau_j(n-1) \\ M_{z,j}(n) \cdot \tau_j(n) - \frac{A_i}{2} M_{z,j}(n-1) \cdot \tau_j(n-1) \end{pmatrix}$$

— вектор воздействий на упругую составляющую движения КА со стороны  $j$ -го исполнительного органа.

При такой записи получаем линейную зависимость функции искомых параметров, что желательно для унимодальности функционала [4] используемого в дальнейшем в методе градиентного спуска.

**Описание адаптивного наблюдателя.** Адаптивный наблюдатель [2, 5, 6] представляет собой настраиваемую модель объекта управления. Он предназначен для оценки вектора состояния управляемого объекта и одновременной идентификации его параметров. Оцениваемыми компонентами вектора состояния являются компоненты абсолютной угловой скорости аппарата как твердого тела, а также компоненты вектора состояния, описывающие динамику доминирующей гармоники упругих колебаний конструкции. Идентифицируемыми параметрами являются частота доминирующего тона упругих колебаний конструкции объекта управления, а также коэффициенты влияния, которые характеризуют распределение приращения момента импульса между движением объекта управления как абсолютно твердого тела и его упругими колебаниями. Идентификация осуществляется итерационным методом градиентного спуска [7]. Функция штрафа берется в виде положительно определенной квадратичной формы от невязок. Кроме невязки, на вход модели каждой моды движения и на вход каждого блока настройки модели подается сигнал от исполнительных органов. Эти сигналы являются моделями реальных управляющих воздействий исполнительных органов на объект управления. Невязка — это ошибка  $\varepsilon(n)$ , которая используется для оценки вектора состояния и адаптивной коррекции бортовой модели, на  $n$ -м такте формируется по принципу отрицательной обратной связи как разность между измеренной угловой скоростью  $\omega_{\text{изм}}$  и суммой выходных переменных бортовой модели

$$\varepsilon(n) = \omega_{\text{изм}}(n) - [\hat{\omega}(n) + \hat{\gamma}(n)],$$

где  $\hat{\omega}(n)$  — оценка угловой скорости как твердого тела без коррекции;  $\hat{\gamma}(n)$  — оценка скорости доминирующего тона упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС без коррекции.

Поскольку при одновременной идентификации собственной частоты и коэффициента влияния система является ненаблюдаемой, то в настоящей работе предлагается разделять процесс идентификации во времени в зависимости от работы исполнительного органа. В то время, когда исполнительные органы не активны, идентифицируется собственная частота, а во время импульсного включения или выключения исполнительного органа идентифицируется коэффициент влияния (рис. 3).

Уравнения наблюдателя выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned} \hat{\omega}(n+1) &= \hat{\omega}(n); \\ \hat{\gamma}(n+1) &= \hat{A}(n)\hat{\gamma}(n) - B\hat{\gamma}(n-1) - W_3\varepsilon(n); \\ \hat{\omega}(n+1) &= \hat{\omega}(n+1) + W_1\varepsilon(n+1); \\ \hat{\gamma}(n+1) &= \hat{\gamma}(n+1) + W_2\varepsilon(n+1); \end{aligned} \tag{7}$$

$$\hat{A}(n+1) = \hat{A}(n) + W_4 \text{sign}[\hat{\gamma}(n)] \varepsilon(n+1)$$

— исполнительные органы не активны;

$$\hat{\omega}(n+1) = \hat{\omega}(n) + m(n)\tau(n);$$

$$\hat{\gamma}(n+1) = A\hat{\gamma}(n) - B\hat{\gamma}(n-1) + \hat{\mu}(n) \left[ m(n)\tau(n) - \frac{A}{2}m(n-1)\tau(n-1) \right] - W_7\varepsilon(n);$$

$$\hat{\omega}(n+1) = \hat{\omega}(n+1) + W_5\varepsilon(n+1); \tag{8}$$

$$\hat{\gamma}(n+1) = \hat{\gamma}(n+1) + W_6\varepsilon(n+1);$$

$$\hat{\mu}(n+1) = \hat{\mu}(n) + W_8 \text{sign} \left[ m(n)\tau(n) - \frac{A}{2}m(n-1)\tau(n-1) \right] \varepsilon(n+1)$$

— моменты импульсного включения или выключения исполнительного органа.

Здесь  $\hat{\omega}(n)$  — оценка угловой скорости как твердого тела;  $\hat{\gamma}(n)$  — оценка упругой составляющей угловой скорости для доминирующего тона в месте установки ДУС;  $\hat{A}(n)$  — оценка функции собственной частоты;  $\hat{\mu}(n)$  — оценка коэффициента влияния;  $W_1, \dots, W_8$  — весовые коэффициенты.

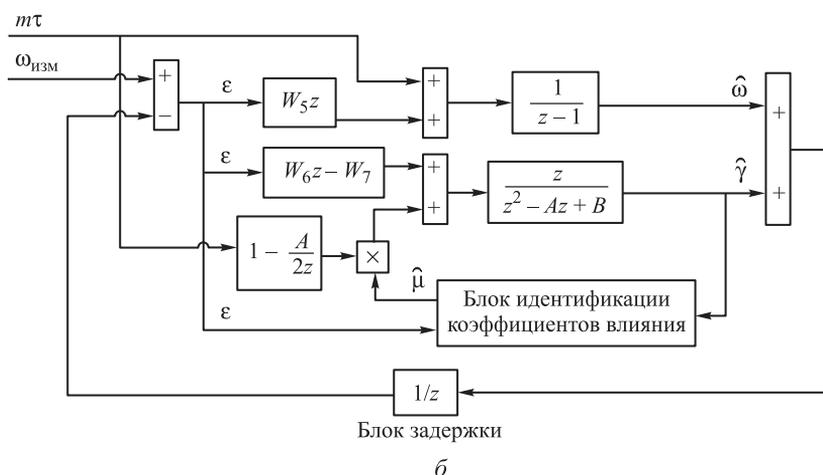
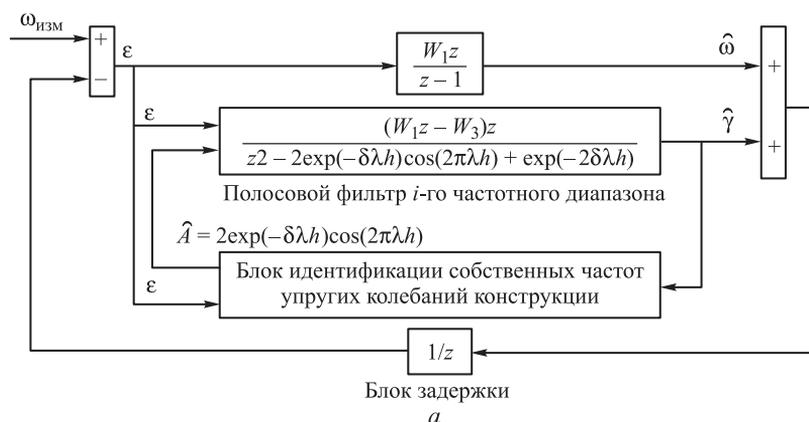


Рис. 3. Блок-схема адаптивного наблюдателя с оценкой собственных частот колебаний (а) и оценкой коэффициентов влияния (б)

Для идентификации параметров  $\hat{A}$  и  $\hat{\mu}$  используется метод градиентного спуска для функции штрафа  $\Phi = \varepsilon^T(n+1)\varepsilon(n+1)$ . Числовые значения весовых коэффициентов  $W_1, \dots, W_8$  рассчитываются из условий, обеспечивающих асимптотическую сходимость параметров и вектора состояния бортовой модели к номинальным значениям параметров и компонент вектора состояния объекта управления. Анализ сходимости оценок, формируемых адаптивным наблюдателем, результаты численного моделирования процесса настройки бортовой модели динамики конструкции, а также поведение измеренной угловой скорости и ее оценок, полученных при обработке телеметрии с МКС, приведены в [8, 9].

**Описание алгоритма диагностики отказов.** Алгоритм диагностики отказов основан на анализе рассогласования между фактическим поведением динамики углового движения МКС и ее бортовой моделью. Рассогласование должно быть близко к нулю, когда система работает нормально, а при отказе должно существенно отличаться от нуля. Это свойство рассогласования используется для определения того, есть отказ ДО или нет. Одна из проблем такого подхода — это возможность возникновения ложных отказов (т.е. выдача сообщения об отказе, когда на самом деле отказ отсутствует) из-за несоответствия бортовой модели фактическому поведению объекта. По мере увеличения габаритных размеров станции и, как следствие, уменьшения жесткости ее конструкции влияние упругих колебаний конструкции на динамику углового движения МКС становилось существенным, и его неучет в бортовой модели приводит к ложным отказам. Поэтому при расчете рассогласования в качестве переменной, описывающей фактическое поведение объекта, используется оценка вектора угловой скорости МКС как абсолютно твердого тела  $\hat{\omega}_{\text{тв.т}}(n)$ , формируемая в описанном самонастраивающемся наблюдателе. В силу свойств сходимости оценок составляющих угловой скорости и параметров объекта даже в случае отказа ДО они будут сходиться к искомым значениям. Поэтому рассогласование  $\Delta\vec{\omega}(n)$  рассчитывается как разность между оценкой вектора угловой скорости МКС как абсолютно твердого тела  $\hat{\omega}_{\text{тв.т}}(n)$  и вектором угловой скорости  $\vec{\omega}_{\text{расч}}(n)$ , рассчитываемым путем численного интегрирования уравнений Эйлера (1) на каждом такте бортового компьютера, а именно:

$$\Delta\vec{\omega}(n) = \hat{\omega}_{\text{тв.т}}(n) - \vec{\omega}_{\text{расч}}(n),$$

где

$$\begin{aligned} \vec{\omega}_{\text{расч}}[n+1] = & \vec{\omega}_{\text{расч}}[n] - J^{-1} \left[ \vec{\omega}_{\text{расч}}[n] \times \left( J\vec{\omega}_{\text{расч}}[n] + \vec{H}_\Gamma[n] \right) \right] h + \\ & + (J^{-1}\vec{M}_{\text{ДО}})^T \vec{\tau}[n] - \Delta\vec{H}_\Gamma[n] + J^{-1}\vec{M}_{\text{Грав}}[n]h. \end{aligned} \quad (9)$$

Здесь  $\vec{\omega}_{\text{расч}}[n]$  — рассчитанный вектор угловой скорости на  $n$ -м такте;  $J$  — тензор инерции;  $\vec{H}_\Gamma[n]$  — вектор кинетического момента американских силовых гироскопов (CMG) на  $n$ -м такте;  $h = 0,2$  с;

$$\vec{M}_{\text{ДО}} = \begin{bmatrix} \vec{M}_{\text{ДО},1} \\ \vec{M}_{\text{ДО},2} \\ \vdots \\ \vec{M}_{\text{ДО},K} \end{bmatrix} \text{ — управляющий момент от двигателей ориентации,}$$

$K$  — число ДО;

$$\vec{\tau}[n] = \begin{bmatrix} \tau_{\text{ДО},1} \\ \tau_{\text{ДО},2} \\ \vdots \\ \tau_{\text{ДО},K} \end{bmatrix} \text{ — продолжительность работы двигателей на } n\text{-ом такте;}$$

$\Delta H_r[n] = H_r[n+1] - H_r[n]$ ;  $M_{\text{грав}}[n] = 3\omega_0^2 \mathbf{j}[n] \times J \times \mathbf{j}[n]$  — вектор гравитационного момента на  $n$ -м такте, где  $\omega_0 = 0,001162$  рад/с — орбитальная угловая скорость;

$$\vec{\mathbf{j}} = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \text{ — вектор местной вертикали (в орбитальной системе координат).}$$

На определение — какой конкретно двигатель отказал или для управления по какому каналу (крен, рысканье или тангаж) использовался отказавший ДО — существенное влияние оказывает взаимное расположение двигателей в конфигурации, выбранной для управления, и осей измерений датчика угловой скорости. Поскольку выходной информацией датчика угловой скорости являются проекции вектора угловой скорости аппарата на оси связанной системы координат (ССК), то для определения канала управления, где отказал двигатель при выборе для управления конфигурации ДО, в которой используются только двигатели служебного модуля (рис. 1, а), достаточно проанализировать на превышение порога соответствующие три компоненты вектора рассогласования. Однако в случае, когда для управления используются конфигурации ДО, в которых присутствуют двигатели пристыкованных кораблей «Прогресс» (рис. 1, б), такой подход приведет к ошибочному определению канала, в котором отказал двигатель. Это связано с тем, что двигатели ТКК «Прогресс» создают угловые ускорения, проекции которых по каналу управления меньше, либо равны проекциям на другие оси ССК. Поэтому в алгоритме рассогласование проецируется на единичные векторы направлений угловых ускорений, создаваемых каждым ДО.

На каждом такте бортового компьютера диагностика отказов происходит по расчетной схеме (рис. 4). Вначале рассчитывается вектор рассогласования  $\Delta \vec{\omega}(n)$ . Затем полученный вектор рассогласования проецируется на оси, образованные единичными векторами направлений угловых ускорений  $\vec{e}_i$ , создаваемых каждым ДО в отдельности. Полученные проекции вектора рассогласования  $\varepsilon_i(n) = (\Delta \vec{\omega}(n), \vec{e}_i)$  суммируются на каждом такте следующим образом. В моменты времени, когда  $i$ -й ДО не активен, происходит накопление интег-

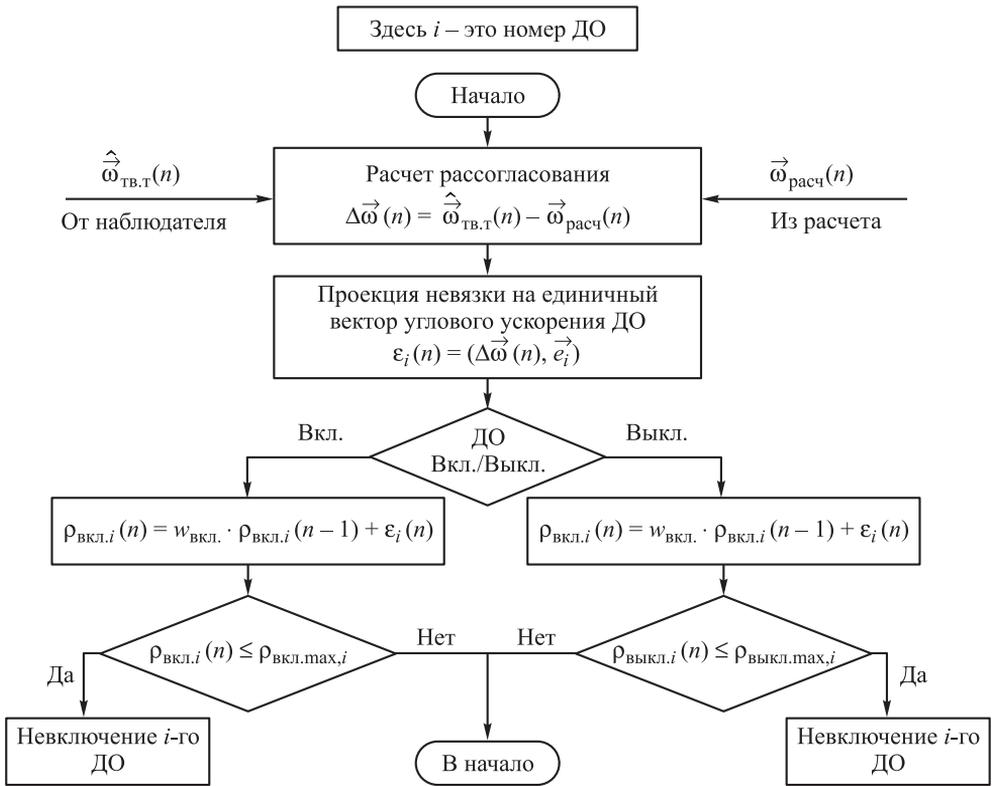


Рис. 4. Схема алгоритма диагностики отказов ДО

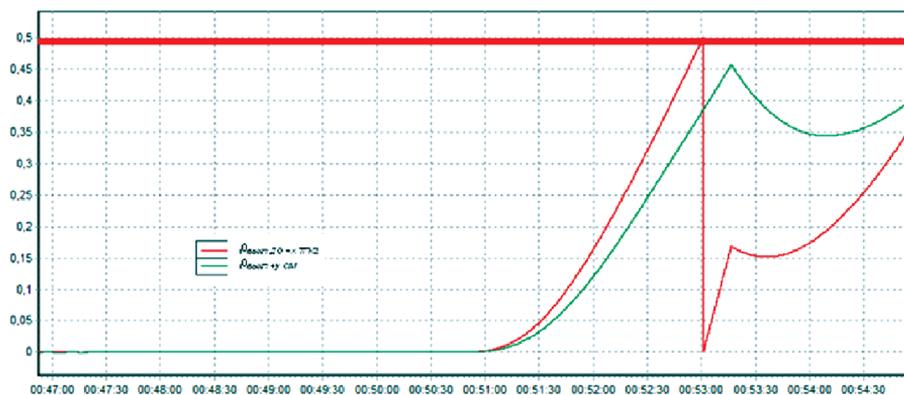
ральной невязки  $\rho_{\text{выкл. } i}(n) = w_{\text{выкл.}} \rho_{\text{выкл. } i}(n-1) + \varepsilon_i(n)$ , а в моменты его активности — накапливается интегральная невязка  $\rho_{\text{вкл. } i}(n) = w_{\text{вкл.}} \rho_{\text{вкл. } i}(n-1) + \varepsilon_i(n)$ . Таким образом, когда отказ  $i$ -го ДО отсутствует, соответствующая этому ДО проекция вектора рассогласования  $\varepsilon_i(n)$  будет мала, и за счет весовых коэффициентов  $w_{\text{выкл.}} < 1$  и  $w_{\text{вкл.}} < 1$  интегральные невязки  $\rho_{\text{выкл. } i}(n)$  и  $\rho_{\text{вкл. } i}(n)$  будут уменьшаться с каждым тактом. В случае же возникновения отказа *невывключение* или *невключение* ДО проекция вектора рассогласования будет достаточно велика, и соответствующая интегральная невязка  $\rho_{\text{выкл. } i}(n)$  или  $\rho_{\text{вкл. } i}(n)$  будет расти, а при достижении ими заранее заданного порога  $\rho_{\text{выкл. } i, \text{мах.} i}(n)$  или  $\rho_{\text{вкл. } i, \text{мах.} i}(n)$  соответственно будет выдано сообщение об отказе ДО.

Такая схема диагностики отказов позволяет распознавать, не путая друг с другом, отказы двигателей, направления угловых ускорений от которых не совпадают с направлениями осей каналов управления (крена, рысканья и тангажа), а также избежать ложной диагностики отказов из-за влияния упругих колебаний конструкции.

**Результаты моделирования и летного теста алгоритма диагностики отказов ДО.** На рис. 5 показаны реакция системы на отказ *невывключение* двигателя корабля «Прогресс» (пристыкованного к надирному узлу станции), который используется для управления по каналу крена. На рис. 5, а показаны значения



а



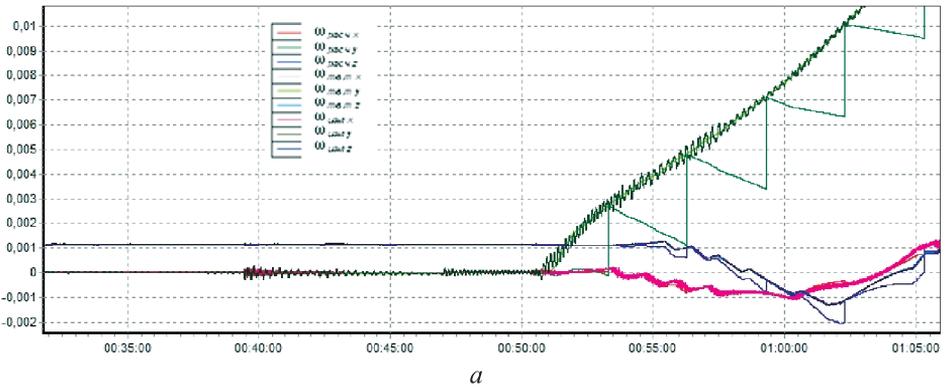
б

**Рис. 5.** Результаты моделирования отказа невыключение двигателя корабля «Прогресс» для управления по +крену

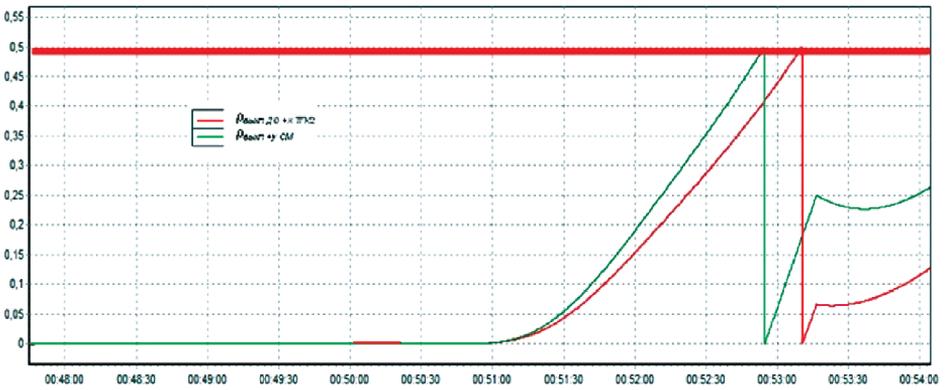
проекций векторов измеренной угловой скорости  $\vec{\omega}_{\text{изм}}$ , оценки угловой скорости аппарата как твердого тела  $\hat{\omega}_{\text{ТВ,Т}}$  и рассчитанной угловой скорости  $\vec{\omega}_{\text{расч}}$  на оси ССК. На рис. 5, б показаны значения интегральных невязок отказавшего двигателя корабля «Прогресс»  $\rho_{\text{выкл до} + x \text{ ТГК2}}$  и двигателя служебного модуля для управления по каналу рысканья  $\rho_{\text{выкл} + y \text{ СМ}}$  функционирующего штатно. Отказы этих двигателей трудно различить между собой при поканальном анализе несогласования, так как они создают почти равные угловые ускорения по каналу рысканья, и при отказе двигателя ТГК «Прогресс», который используется для управления по крену, может быть выдано сообщение об отказе двигателя служебного модуля, используемого для управления по рысканью.

Отказ двигателя задавался в момент времени 00:51:00. Как следует из графиков, до момента задания отказа вектор рассчитанной угловой скорости совпадал с оценкой вектора угловой скорости аппарата как твердого тела, а интегральные невязки были близки к нулю. После отказа двигателя разность между рассчитанной угловой скоростью и оценкой стала расти, а интегральные невязки стали существенно отличными от нуля, причем невязка  $\rho_{\text{выкл до} + x \text{ ТГК2}}$  первой достигла установленного порога 0,5.

На рис. 6 показана реакция системы на отказ *невывключение* двигателя служебного модуля, который используется для управления по каналу рысканья.



а



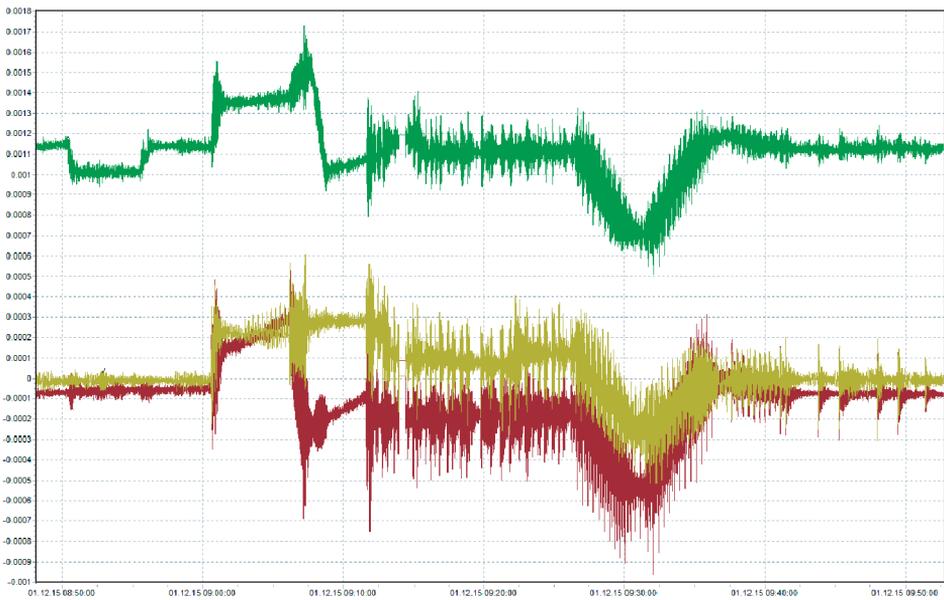
б

**Рис. 6.** Результаты моделирования отказа *невывключение* двигателя служебного модуля для управления по + рысканью

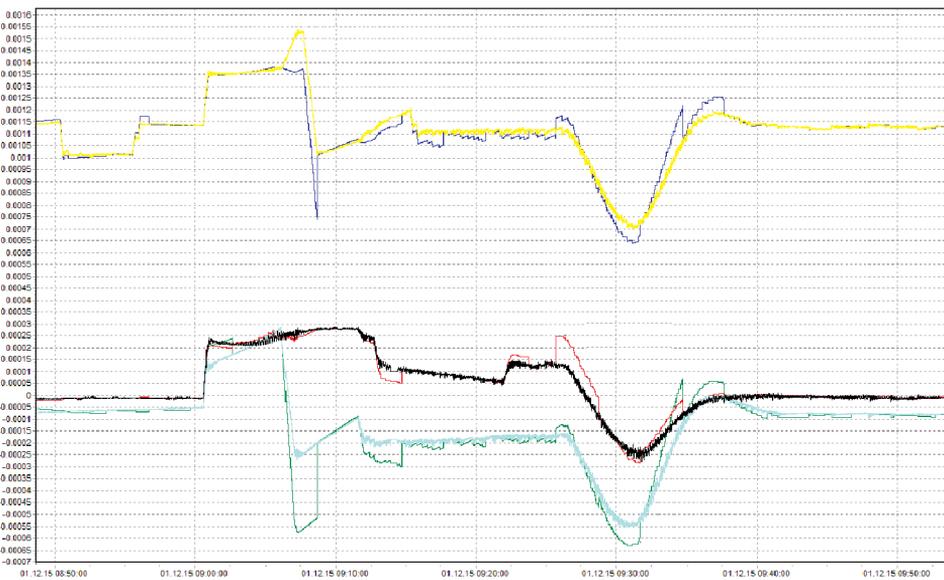
В этом примере наоборот, невязка  $\rho_{\text{выкл}} + \gamma_{\text{СМ}}$ , соответствующая двигателю СМ для управления по каналу + рысканье, быстрее, чем невязка  $\rho_{\text{выкл}} \text{ДО} + \chi_{\text{ТКГ2}}$ , соответствующая двигателю корабля «Прогресс» для управления по каналу + крен, достигла порога, а следовательно, предложенный авторами алгоритм в обоих случаях верно определил и распознал отказавшие двигатели.

На рис. 7 приведена телеметрическая информация, переданная с борта МКС во время летного теста, описанного в настоящей статье алгоритма. Тест состоял в проведении программных разворотов станции.

На рис. 7, а показано поведение вектора измеренной угловой скорости. Как следует из графиков в измерениях присутствуют довольно высокие составляющие, вызванные влиянием упругих колебаний конструкции. Несмотря на это, алгоритм не выдал ложных сообщений об отказе ДО. На рис. 7, б показано поведение векторов оценки угловой скорости аппарата как абсолютно твердого тела, формируемой в реальном времени адаптивным наблюдателем, и угловой скорости, рассчитываемой в алгоритме диагностики отказов по формуле (9).



а



б

Рис. 7. Результаты летных испытаний алгоритма:

а — поведение вектора измеренной угловой скорости в каналах крена (1), рысканья (2) и тангажа (3); б — поведение векторов оценки угловой скорости аппарата как абсолютно твердого тела, формируемой в реальном времени адаптивным наблюдателем, в каналах крена (1), рысканья (3) и тангажа (5) и угловой скорости, рассчитываемой в алгоритме диагностики отказов по каналу крена (2), рысканья (4) и тангажа (6)

На графиках присутствует расхождение между этими двумя векторами. Это вызвано тем, что во время теста на борту не были введены поправочные коэффициенты для значений тяг двигателей. Дело в том, что реальные значения тяг двига-

телей во время их эксплуатации отличаются от номинальных значений тяг. В данном случае реальные значения тяг были меньше номинальных на ~15 %. Несмотря на это, выдачи ложных сообщений об отказе ДЮ также не произошло.

**Заключение.** Приведены математическое описание динамики углового движения объекта управления и полученная на его основе бортовая модель в конечно-разностной форме. Эта бортовая модель положена в основу разработанного авторами адаптивного наблюдателя, оценивающего вектор угловой скорости аппарата как абсолютно твердого тела и идентифицирующего параметры объекта, такие как собственные частоты упругих колебаний конструкции и коэффициенты влияния. Найдены области сходимости наблюдателя в пространстве весовых коэффициентов.

Предложен алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации МКС, который исключает возможные ложные сообщения об отказах, вызываемые упругими колебаниями конструкции. Недостатком алгоритма является невозможность различить между собой отказы двигателей, создающих одинаковые по модулю и направлению угловые ускорения.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование Российского сегмента Международной космической станции: значимые научные результаты и перспективы // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 3–18.
2. Применение адаптивного полосового фильтра в контуре управления международной космической станции в качестве самонастраивающегося полосового фильтра / Н.Е. Зубов, Е.А. Микрин, М.Ш. Мисриханов, В.Н. Рябченко, С.Н. Тимаков // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 4. С. 88–100.
3. Колесников К.С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. 520 с.
4. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления. М.: Мир, 1975. 680 с.
5. Идентификация положения равновесной ориентации международной космической станции как задача матричного пополнения с устойчивостью / Н.Е. Зубов, Е.А. Микрин, М.Ш. Мисриханов, В.Н. Рябченко, С.Н. Тимаков, Е.А. Черемных // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 2. С. 130–144.
6. Применение алгоритма точного размещения полюсов при решении задач наблюдения и идентификации в процессе управления движением космического аппарата / Н.Е. Зубов, Е.А. Микрин, М.Ш. Мисриханов, В.Н. Рябченко, С.Н. Тимаков // Изв. РАН. ТиСУ. 2013. № 1. С. 135–151. DOI: 10.7868/S0002338813010137
7. Сейдж Э.П., Мелса Дж. Л. Идентификация систем управления. М.: Наука, 1974. 248 с.
8. Zhirnov A, Timakov S. Active damping algorithm of the international space station structure vibration // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC-14, C1.4.4, 29 Sept. – 3 Oct. Canada, Toronto. Vol. 7. P. 4819–4824.
9. Жирнов А.В., Тимаков С.Н. Алгоритм активного демпфирования упругих колебаний конструкции Международной космической станции // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2014. № 3. С. 37–53.

**Жирнов Алексей Владимирович** — инженер-программист РКК «Энергия» им. С.П. Королева (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а).

**Тимаков Сергей Николаевич** — ведущий научный сотрудник РКК «Энергия» им. С.П. Королева (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а), д-р техн. наук, доцент Московского физико-технического института (государственного университета) (Российская Федерация, 141700, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский пер., 9).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Жирнов А.В., Тимаков С.Н. Алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации МКС на основе самонастраивающейся бортовой модели динамики углового движения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 4. С. 98–114.

DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-98-114

**ALGORITHM OF THRUSTER FAILURE DETECTION  
FOR THE INTERNATIONAL SPACE STATION BASED ON SELF-ADJUSTING  
ONBOARD MODEL OF ANGULAR MOTION DYNAMICS**

A.V. Zhirnov<sup>1</sup>

avzhirnov@mail.ru

S.N. Timakov<sup>1,2</sup>

sergey.timakov@rscf.ru

<sup>1</sup> S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russian Federation

<sup>2</sup> Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Moscow Region, Dolgoprudny, Russian Federation

---

**Abstract**

The article reviews the failure detection of the International Space Station thrusters. We designed an algorithm for the detection of thruster failures. It is based on the analysis of the difference between the actual behavior of the angular motion dynamics of the spacecraft and its onboard model. The self-adjusting onboard model allows us to eliminate the false alarms caused by the influence of structure elastic vibrations. We also provide both simulation and real flight test results

**Keywords**

*Failure detection, thruster failure, self-adjust onboard model, adaptive observer, elastic vibrations of structure*

---

**REFERENCES**

[1] Legostaev V.P., Markov A.V., Sorokin I.V. Legostaev V.P., Markov A.V., Sorokin I.V. The ISS Russian segment utilization: research accomplishments and prospects. *Kosm. tekhn. i tekhnologii* [Space Engineering and Technology], 2013, no. 2, pp. 3–18 (in Russ.).

[2] Zubov N.E., E Mikrin.A., Misrikhanov M.Sh., Ryabchenko V.N., Timakov S.N. The use of an adaptive bandpass filter as an observer in the control loop of the international space station. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2012, vol. 51, no. 4, pp. 560–572. DOI: 10.1134/S1064230712030124

[3] Kolesnikov K.S. *Dinamika raket* [Dynamics of missiles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 520 p.

[4] Eykhoff P. *System identification: Parameter and state estimation*. Wiley-Interscience, 1974. 555 p.

- [5] Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikhanov M.Sh., Ryabchenko V.N., Timakov S.N., Chermnykh E.A. Identification of the position of an equilibrium attitude of the international space station as a problem of stable matrix completion. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2012, vol. 51, no. 2, pp. 291–305. DOI: 10.1134/S1064230712010133
- [6] Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikhanov M.Sh., Ryabchenko V.N., Timakov S.N. The use of the exact pole placement algorithm for the control of spacecraft motion. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2013, vol. 52, no. 1, pp. 129–144. DOI: 10.1134/S1064230713010127
- [7] Sage A., Melsa J. System identification. Academic Press, N.Y., 1971.
- [8] Zhirnov A., Timakov S. Active damping algorithm of the international space station structure vibration. *Proc. of the International Astronautical Congress, IAC-14, C1.4.4. – 3 Oct. Canada Toronto*, vol. 7, pp. 4819–4824.
- [9] Zhirnov A.V., Timakov S.N. Algorithm of active damping of elastic oscillations of the international space station construction. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2014, no. 3, pp. 37–53 (in Russ.).

**Zhirnov A.V.** — Software Development Engineer, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation).

**Timakov S.N.** — Leading Research Scientist, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation); Dr. Sci. (Eng.), Assoc. Professor, Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (Institutskiy pereulok 9, Dolgoprudny, Moscow Region, 141700 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Zhirnov A.V., Timakov S.N. Algorithm of Thruster Failure Detection for the International Space Station Based on Self-Adjusting Onboard Model of Angular Motion Dynamics. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2016, no. 4, pp. 98–114. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-98-114