

Научная статья  
УДК 534.015.2:681.5.01  
DOI: 10.34759/vst-2022-2-166-178

## АЛГОРИТМ ОБНАРУЖЕНИЯ ОТКАЗОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ДИНАМИКИ ЕГО ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ

**Алексей Владимирович Жирнов**

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва,  
Королёв, Московская обл., Россия  
post@rsce.ru

**Аннотация.** Описывается бортовой алгоритм диагностики отказов реактивных двигателей ориентации космического аппарата. Предлагаемый алгоритм основан на анализе различия фактического поведения динамики углового движения реального объекта управления и его бортовой модели. Анализируется рассогласование между вектором измеренной угловой скорости и вектором оценки угловой скорости. Алгоритм позволяет как обнаружить факт отказов типа невключения и невключения двигателей ориентации, так и выявить отказавший двигатель, за исключением некоторых указанных в статье случаев. Даны рекомендации по выбору параметров алгоритма. Работоспособность предложенного алгоритма демонстрируется с помощью результатов математического моделирования.

**Ключевые слова:** диагностика отказов, управление ориентацией, двигатели ориентации

**Для цитирования:** Жирнов А.В. Алгоритм обнаружения отказов двигателей ориентации космического аппарата на основе анализа динамики его вращательного движения // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 166-178. DOI: 10.34759/vst-2022-2-166-178

Original article

## FAULT DETECTION ALGORITHM FOR SPACECRAFT ATTITUDE THRUSTERS BASED ON ITS ROTATIONAL MOTION DYNAMICS ANALYSIS

**Aleksei V. Zhirnov**

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia,  
Korolev, Moscow Region, Russia  
post@rsce.ru

### **Abstract**

The article deals with the failures of spacecraft attitude thrusters applied for angular maneuvers and rotational motion stabilization. A failure of the thruster as a part of the spacecraft attitude control loop may

lead to failure of the attitude mode, high fuel consumption, exceeding the allowable loads on the structure, and even to the loss of the spacecraft. The system functioning reliability requires continuous monitoring of the thrusters running correctness in real time and timely failures parrying them in case of their occurrence.

The article considers the two possible types of failures, such as the thruster start failing, i.e. it does not start at the starting command, and the thruster turn-off failing, i.e. it keeps on running at the turnoff command. The proposed algorithm is based on the analysis of the difference between the actual behavior of the angular motion dynamics of a real control object and its onboard model. The mismatch between the vector of the measured angular rate and the vector of the angular motion estimation is being analyzed. This type of mismatch is well suited for the fact of the attitude thruster failure detecting, since it will be close to zero at any stroke of the onboard computer, while it will differ greatly from zero at the certain strokes. The thruster turnoff failure is possible to detect by analyzing the mismatch only at the strokes, where the turn-on commands for the failed thruster do not present, while the thruster turn-on failure is possible to detect by the mismatch analyzing only at the strokes where the failed thruster turn-on commands do present.

The article issues recommendations for the algorithm parameters selection. The proposed algorithm operability is being demonstrated by the results of mathematical modeling.

**Keywords:** failure diagnostics, attitude control, attitude thrusters

**For citation:** Zhirnov A.V. Fault Detection Algorithm for Spacecraft Attitude Thrusters Based on Its Rotational Motion Dynamics Analysis. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 166-178. DOI: 10.34759/vst-2022-2-166-178

---

---

## Введение

В работе рассматриваются отказы реактивных двигателей ориентации (ДО) космического аппарата (КА), использующихся для выполнения угловых маневров и стабилизации вращательного движения. Отказ двигателя, входящего в контур управления ориентацией космического аппарата, может привести к невыполнению режима ориентации, большому расходу топлива, превышению допустимых нагрузок на конструкцию, а также и вовсе к потере КА. Для обеспечения надежности функционирования системы необходимо непрерывно в реальном времени отслеживать правильность работы ДО и своевременно парировать их отказы в случае возникновения таковых. Чем раньше будет обнаружен отказ, тем вероятнее возможность предотвращения существенных негативных последствий. Имеются различные подходы к контролю состояния ДО и обнаружению их отказов. При автоматизированном наземном контроле состояния систем КА используется телеметрическая информация, которая анализируется с помощью наземных вычислительных средств [1]. Данный подход затруднительно использовать для оперативного обнаружения отказов ДО по причине непостоянного наличия связи с КА; для этих целей эффективнее использовать бортовые алгоритмы, которые анализируют информацию в бортовой вычислительной системе КА. Обычно алгоритмы обнаруже-

ния отказов ДО, как при наземных испытаниях, так и при летной эксплуатации, основаны на анализе информации с датчиковой аппаратуры, установленной на самих двигателях (сигнализаторы датчиков давления, датчики температуры и др.) [2], однако такие датчики могут быть не установлены на ДО, либо у бортового компьютера может не быть доступа к их показаниям [3]. В этих случаях для обнаружения отказов используются методы, основанные на построении и анализе модели объекта управления [3–9]. Поэтому разработка бортового алгоритма для обнаружения отказов ДО на основе модели его вращательного движения, функционирующего в течение всего срока орбитального полета КА, является актуальной задачей, особенно в свете наметившихся тенденций многократного использования двигателей [10].

Следует отметить, что алгоритмы обнаружения обычно являются частью системы по обнаружению и парированию нештатных ситуаций [11].

В настоящей работе рассмотрены два возможных типа отказа: невключение ДО, т. е. отсутствие работы двигателя при поданной команде на его включение; невыключение ДО, т.е. продолжение работы двигателя при поданной команде на его выключение. Также рассмотрены наиболее проблемные случаи с точки зрения обнару-

жения факта отказа ДО, определения отказавшего двигателя и типа отказа.

**Описание проблемы**

Рассмотрим модель динамики вращательно-го движения КА [12], сделав следующие допущения:

- КА представляет собой абсолютно твердое тело;
- точно известны масса и тензор инерции КА;
- реальные значения тяг двигателей и их направления равны номинальным значениям;
- отсутствуют ошибки измерений;
- все действующие на КА силы и моменты точно известны.

Тогда измерение вектора угловой скорости на каждом такте можно представить в конечно-разностной форме в следующем виде:

$$\omega_{изм}[n+1] = \omega_{изм}[n] + \sum_{j=1}^k \tau_{ф,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot e_j - \mathbf{J}^{-1} [\omega_{изм}[n] \times (\mathbf{J}\omega_{изм}[n])]h + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}_{возм}[n]h, \quad (1)$$

где  $\omega_{изм}[n]$  – измеренный датчиком угловой скорости (ДУС) на  $n$ -м такте вектор угловой скорости;  $\tau_{ф,j}[n]$  – фактическое время работы  $j$ -го ДО на  $n$ -м такте;  $k$  – количество ДО;  $\epsilon_j$  – величина углового ускорения, создаваемого  $j$ -м ДО;  $e_j$  – единичный вектор направления углового ускорения, создаваемого  $j$ -м ДО;  $\mathbf{J}$  – тензор инерции;  $\mathbf{M}_{возм}[n]$  – вектор суммы всех действующих на КА моментов, кроме моментов, создаваемых ДО;  $h = 0,2\text{ с}$  – время такта бортовой вычислительной машины.

Учитывая сделанные предположения, можно реализовать точную модель динамики углового движения в конечно-разностной форме в бортовом компьютере и рассчитывать прогноз вектора угловой скорости КА на каждом такте:

$$\omega_{расч}[n+1] = \omega_{изм}[n] + \sum_{j=1}^k \tau_{тр,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot e_j - \mathbf{J}^{-1} [\omega_{расч}[n] \times (\mathbf{J}\omega_{расч}[n])]h + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}_{возм}[n]h, \quad (2)$$

где  $\omega_{расч}[n+1]$  – рассчитываемый на  $(n+1)$ -й такт в бортовом компьютере прогноз вектора угловой

скорости;  $\tau_{тр,j}[n]$  – требуемое алгоритмом управления время работы  $j$ -го ДО на  $n$ -м такте.

Так как в выражения (1), (2) входят все действующие на КА моменты, в том числе моменты, создаваемые двигателями ориентации, то для определения отказов двигателей можно анализировать рассогласование  $\Delta\omega[n]$  между вектором измеренной угловой скорости и вектором ее прогноза:  $\Delta\omega[n] = \omega_{изм}[n] - \omega_{расч}[n]$ .

Рассогласование такого вида хорошо подходит для определения факта наличия отказа ДО, так как при отсутствии отказов ДО  $\Delta\omega[n] = 0$  на любом такте бортового компьютера, а при наличии отказа какого-либо ДО  $\Delta\omega[n]$  будет отличаться от нуля на тактах, в зависимости от типа отказа и команд включений, поданных алгоритмом управления на двигатели.

Так, при отказе  $q$ -го ДО на *невывключение*:  
при  $\tau_{тр,q}[n] = 0 \forall n, j = 1...k$  (кроме  $j = q$ )

$$\tau_{ф,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot e_j = \tau_{тр,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot e_j,$$

для  $j = q$

$$\tau_{ф,q}[n] \cdot \epsilon_q \cdot e_q \neq 0 \text{ и } \tau_{тр,q}[n] \cdot \epsilon_q \cdot e_q = 0,$$

следовательно,  $\Delta\omega[n] = \tau_{ф,q}[n] \cdot \epsilon_q \cdot e_q$ .

Но в моменты времени, когда

$$\tau_{ф,q}[n] = \tau_{тр,q}[n] \forall n, j = 1...k,$$

$$\tau_{ф,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot e_j = \tau_{тр,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot e_j,$$

следовательно,  $\Delta\omega[n] = 0$ , т.е. в этом случае рассогласование  $\Delta\omega[n]$  не несет в себе информации о наличии отказа ДО на *невывключение*.

При отказе  $q$ -го ДО на *вывключение*:

при  $\tau_{тр,q}[n] \neq 0 \forall n, j = 1...k$  (кроме  $j = q$ )

$$\tau_{ф,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot e_j = \tau_{тр,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot e_j,$$

для  $j = q$

$$\tau_{ф,q}[n] \cdot \epsilon_q \cdot e_q = 0 \text{ и } \tau_{тр,q}[n] \cdot \epsilon_q \cdot e_q \neq 0,$$

следовательно  $\Delta\omega[n] = -\tau_{тр,q}[n] \cdot \epsilon_q \cdot e_q$ .

Но в моменты времени, когда

$$\tau_{тр,q}[n] = 0 \forall n, j = 1...k,$$

$$\tau_{\phi,j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot \mathbf{e}_j = \tau_{\text{тр},j}[n] \cdot \epsilon_j \cdot \mathbf{e}_j,$$

следовательно,  $\Delta\omega[n] = 0$ , т.е. в этом случае рассогласование  $\Delta\omega[n]$  не несет в себе информации о наличии отказа ДО на невключение.

Из сказанного выше следует, что выявить отказ на невключение двигателя можно анализируя рассогласование  $\Delta\omega[n]$  только на тех тактах, где команды на включение отказавшего двигателя отсутствуют, а выявить отказ на невключение двигателя можно анализируя рассогласование  $\Delta\omega[n]$  только на тех тактах, где есть команды на включение отказавшего двигателя. При этом  $\xi_q[n] = (\Delta\omega[n], \mathbf{e}_q)$  – проекция вектора  $\Delta\omega[n]$  на вектор  $\mathbf{e}_q$ : при отказе  $q$ -го ДО на *невключение*  $\xi_q[n] > 0$ , а при отказе  $q$ -го ДО на *включение*  $\xi_q[n] < 0$ .

Однако часто двигатели ориентации располагают на корпусе КА таким образом, чтобы создавать управляющие моменты в противоположных направлениях. Рассмотрим два двигателя ДО+ и ДО-, которые создают в одном из каналов управления (канале крена, рысканья или тангажа) одинаковые по величине, но противоположные по направлению угловые ускорения  $\mathbf{e}_+$  и  $\mathbf{e}_-$  соответственно (рис. 1).

Рассмотрим, как ведут себя в зависимости от требуемых времен включения ДО+ и ДО- ( $\tau_{\text{тр},+}[n]$  и  $\tau_{\text{тр},-}[n]$ ) и от типа отказа двигателя следующие величины: рассогласование  $\Delta\omega[n]$ ; проекции рассогласования на векторы  $\mathbf{e}_+$  и  $\mathbf{e}_-$  в моменты, когда ДО+ и ДО- включены и выключены –  $\xi_{\text{вкл},+}[n]$ ,  $\xi_{\text{выкл},+}[n]$  и  $\xi_{\text{вкл},-}[n]$ ,  $\xi_{\text{выкл},-}[n]$  соответственно.

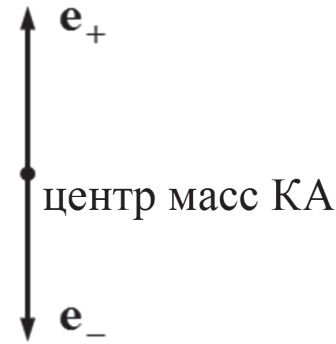


Рис. 1. Векторы угловых ускорений  $\mathbf{e}_+$  и  $\mathbf{e}_-$

В этом случае возникают сложности с определением отказавшего ДО и типа отказа. Например, если двигатель ДО+ отказал на невключение, тогда  $\xi_+[n] = \tau_{\phi,+}[n] \cdot \epsilon_+$  на тех тактах, где  $\tau_{\text{тр},+}[n] = 0$ , но на тех тактах, где  $\tau_{\text{тр},+}[n] = 0$  и  $\tau_{\text{тр},-}[n] \neq 0$ ,  $\xi_-[n] = -\tau_{\text{тр},-}[n] \cdot \epsilon_-$ . В этом случае не удастся определить: отказал ДО+ на невключение либо отказал ДО- на невключение.

Из табл. 1 и 2 видно, что при рассматриваемом расположении двигателей ДО+ и ДО- правильный вывод об отказавшем ДО и типе его отказа можно сделать, анализируя рассогласование только на тех тактах, где отсутствуют команды на включение сразу обоих двигателей.

Учитывая вышесказанное, для анализа рассогласования  $\Delta\omega[n]$  можно использовать интегральные невязки двух видов, соответствующие каждому ДО: рассчитываемые на тех тактах, когда есть команды на включение двигателя  $\rho_{\text{вкл},j}[n]$ , и на тех тактах, когда они отсутствуют  $\rho_{\text{выкл},j}[n]$ . Причем рассчитываются эти интегральные невязки следующим образом: на каждом такте для каждого ДО рассчитывается проекция вектора

Таблица 1

Отказ ДО+ на невключение

$\tau_+[n-1] = 0$ и $\tau_-[n-1] = 0$	$\tau_+[n-1] = 0$ и $\tau_-[n-1] \neq 0$	$\tau_+[n-1] \neq 0$
$\Delta\omega[n] = \tau_+[n-1] \cdot \epsilon_+ \cdot \mathbf{e}_+$	$\Delta\omega[n] = \tau_+[n-1] \cdot \epsilon_+ \cdot \mathbf{e}_+$	$\Delta\omega[n] = 0$
$\Delta\omega_{\text{вкл},+}[n] = 0$	$\Delta\omega_{\text{вкл},+}[n] = 0$	$\Delta\omega_{\text{вкл},+}[n] = 0$
$\Delta\omega_{\text{выкл},+}[n] = \tau_+[n-1] \cdot \epsilon_+$	$\Delta\omega_{\text{выкл},+}[n] = \tau_+[n-1] \cdot \epsilon_+$	$\Delta\omega_{\text{выкл},+}[n] = 0$
$\Delta\omega_{\text{вкл},-}[n] = 0$	$\Delta\omega_{\text{вкл},-}[n] = -\tau_+[n-1] \cdot \epsilon_+$	$\Delta\omega_{\text{вкл},-}[n] = 0$
$\Delta\omega_{\text{выкл},-}[n] = -\tau_+[n-1] \cdot \epsilon_+$	$\Delta\omega_{\text{выкл},-}[n] = 0$	$\Delta\omega_{\text{выкл},-}[n] = 0$

Таблица 2

Отказ ДО на невключение

$\tau_+[n-1]=0$ и $\tau_-[n-1] \neq 0$	$\tau_+[n-1]=0$ и $\tau_-[n-1] \neq 0$	$\tau_+[n-1]=0$
$\Delta\omega[n] = -\tau_-[n-1] \cdot \varepsilon_- \cdot e_-$	$\Delta\omega[n] = -\tau_-[n-1] \cdot \varepsilon_- \cdot e_-$	$\Delta\omega[n] = 0$
$\Delta\omega_{\text{ВКЛ.}+}[n] = 0$	$\Delta\omega_{\text{ВКЛ.}+}[n] = \tau_-[n-1] \cdot \varepsilon_-$	$\Delta\omega_{\text{ВКЛ.}+}[n] = 0$
$\Delta\omega_{\text{ВЫКЛ.}+}[n] = \tau_-[n-1] \cdot \varepsilon_-$	$\Delta\omega_{\text{ВЫКЛ.}+}[n] = 0$	$\Delta\omega_{\text{ВЫКЛ.}+}[n] = 0$
$\Delta\omega_{\text{ВКЛ.}-}[n] = -\tau_-[n-1] \cdot \varepsilon_-$	$\Delta\omega_{\text{ВКЛ.}-}[n] = -\tau_-[n-1] \cdot \varepsilon_-$	$\Delta\omega_{\text{ВКЛ.}-}[n] = 0$
$\Delta\omega_{\text{ВЫКЛ.}-}[n] = 0$	$\Delta\omega_{\text{ВЫКЛ.}-}[n] = 0$	$\Delta\omega_{\text{ВЫКЛ.}-}[n] = 0$

рассогласования на единичный вектор направления создаваемого двигателем углового ускорения  $\xi_j[n] = \Delta\omega[n] \cdot e_j$ , затем, если есть команда на включение  $j$ -го ДО, рассчитывается

$$\rho_{\text{ВКЛ.}j}[n] = w_{\text{ВКЛ.}j} \cdot \rho_{\text{ВКЛ.}j}[n-1] + \xi_j[n],$$

а если команда на включение  $j$ -го ДО отсутствует, то рассчитывается

$$\rho_{\text{ВЫКЛ.}j}[n] = w_{\text{ВЫКЛ.}j} \cdot \rho_{\text{ВЫКЛ.}j}[n-1] + \xi_j[n].$$

Рассмотрим выражение для расчета невязок  $\rho[n] = w \cdot \rho[n-1] + \xi[n]$ . При  $w < 1$  оно обладает следующими важными свойствами:

1) если  $\xi[n] = 0 \forall n$ , то  $\lim_{n \rightarrow \infty} \rho[n] = 0$ , т.е. при отсутствии отказа значение невязки с течением времени будет стремиться к нулю;

2) если  $\xi[n] = \xi = \text{const} \forall n$ , то

$$\rho[0] = \xi;$$

$$\rho[1] = w \cdot \xi + \xi = (1 + w) \cdot \xi;$$

$$\rho[2] = w \cdot (1 + w) \cdot \xi + \xi = (1 + w + w^2) \cdot \xi;$$

⋮

$$\rho[n] = (1 + w + \dots + w^{n-1} + w^n) \cdot \xi = \frac{1 - w^{n+1}}{1 - w} \cdot \xi.$$

Тогда  $\lim_{n \rightarrow \infty} \rho[n] = \frac{1}{1 - w} \cdot \xi$ , т.е. при наличии от-

каза значение невязки будет стремиться к определенному значению. График поведения невязки при  $\xi[n] = \xi = \text{const} \forall n$  представлен на рис. 2;

3) если при отсутствии отказа двигателя вдруг произошел однократный скачок рассог-

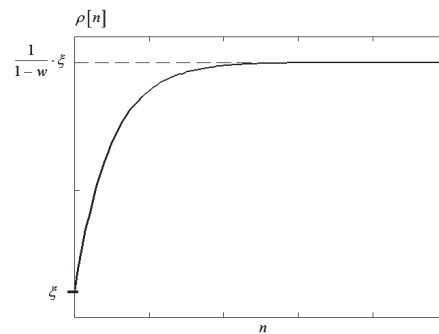


Рис. 2. Поведение невязки при наличии отказа

ласования, причиной которого стал, например, сбой в показаниях ДУС, то значение невязки со временем будет стремиться к нулю:

$$\rho[0] = \xi$$

$$\rho[1] = w \cdot \xi$$

$$\rho[2] = w \cdot w \cdot \xi = w^2 \cdot \xi$$

⋮

$$\rho[n] = w^n \cdot \xi.$$

График поведения невязки при  $\xi[0] = \xi$  представлен на рис. 3.

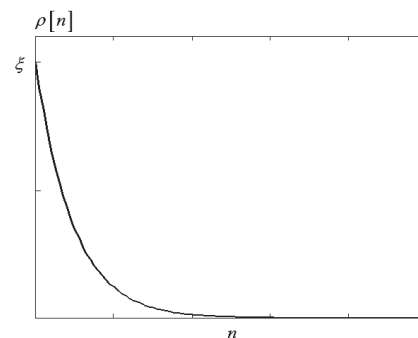


Рис. 3. Поведение невязки при отсутствии отказа и скачке рассогласования

Учитывая указанные свойства невязок, необходимо задать их пороговые значения, и при превышении (для  $\rho_{\text{выкл. } j}[n]$ ) или при достижении невязкой величины, меньшей порога (для  $\rho_{\text{вкл. } j}[n]$ ), можно сделать вывод об отказе соответствующего ДО и типе отказа. Пороги срабатывания выбираются ниже предельной величины  $\lim_{n \rightarrow \infty} \rho[n] = \frac{1}{1-w} \cdot \xi$ , а коэффициенты  $w$  берутся такими, чтобы порог срабатывания не был слишком мал и это не приводило бы к ложной диагностике отказов, но и не был таким, чтобы выйти за рамки допустимого времени диагностики отказа.

Довольно часто двигатели ориентации создают относительно центра масс КА различные угловые ускорения не только по направлению, но и по величине (рис. 4). Это может быть обусловлено различиями создаваемых двигателями тяг, различиями в направлениях тяг либо особенно-

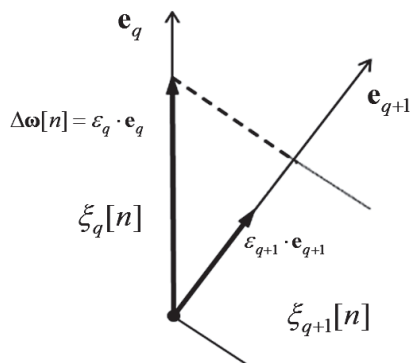


Рис. 4. Векторы угловых ускорений различных ДО

стями расположения двигателей, так как даже если тяга у всех двигателей одинакова по величине, то из-за расположения их в разных местах на корпусе КА создаваемые относительно центра масс рычаги сил будут разными, а следовательно, различными будут и величины угловых ускорений.

Поэтому при отказе ДО, создающего большее ускорение, его проекция на ДО с меньшим ускорением может раньше достичь порога срабатывания, чем на отказавшем ДО. Этого можно избежать нормировав невязку. Соответственно, в алгоритме вместо проекции  $\xi_j[n]$  будет использоваться проекция  $\xi_{н. j}[n] = (\Delta\omega_n[n], e_j)$ , где

$$\Delta\omega_n[n] = \frac{\Delta\omega}{|\Delta\omega|}$$

Более наглядно проекции нормированного рассогласования представлены на рис. 5.

#### Описание алгоритма обнаружения отказов

Диагностика отказов проводится на каждом такте бортового компьютера по расчетной схеме, показанной на рис. 6.

Вначале рассчитывается вектор рассогласования  $\Delta\vec{\omega}(n)$ , который является величиной разности между вектором измеренной угловой скорости  $\vec{\omega}_{\text{изм}}(n)$  и вектором оценки угловой скорости твердого тела  $\hat{\vec{\omega}}_{\text{тв.т}}(n)$ , полученной наблюдателем Льюенбергера [13, 14], динамическим фильтром [15–19] или другим наблюдающим устройством [20]. Затем вектор рассогласования норми-

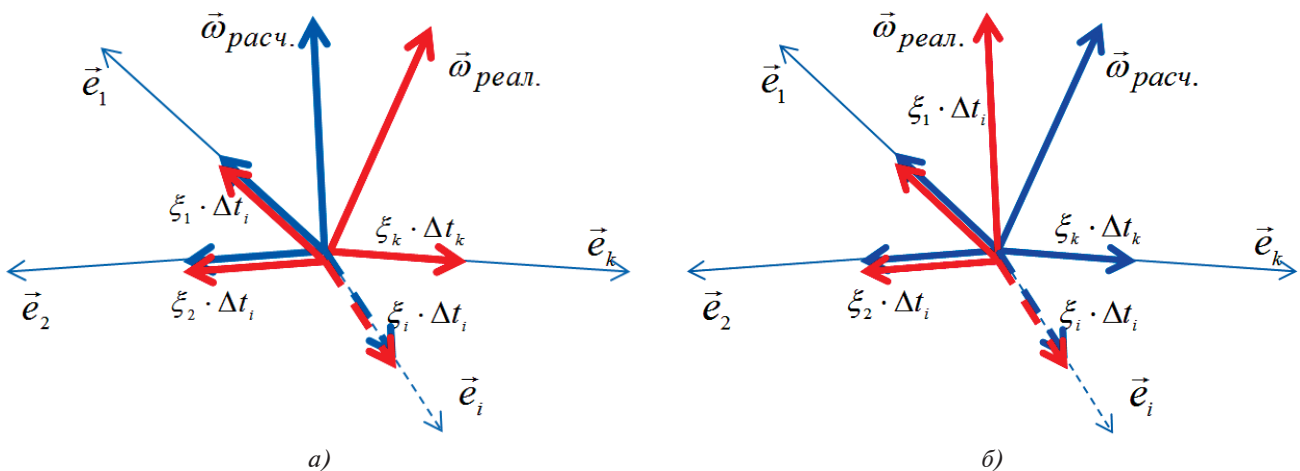


Рис. 5. Проекции векторов оценки угловой скорости как твердого тела и рассчитанной угловой скорости интегрированием уравнения Эйлера для твердого тела: а — при отказе на невыключение; б — при отказе на невключение

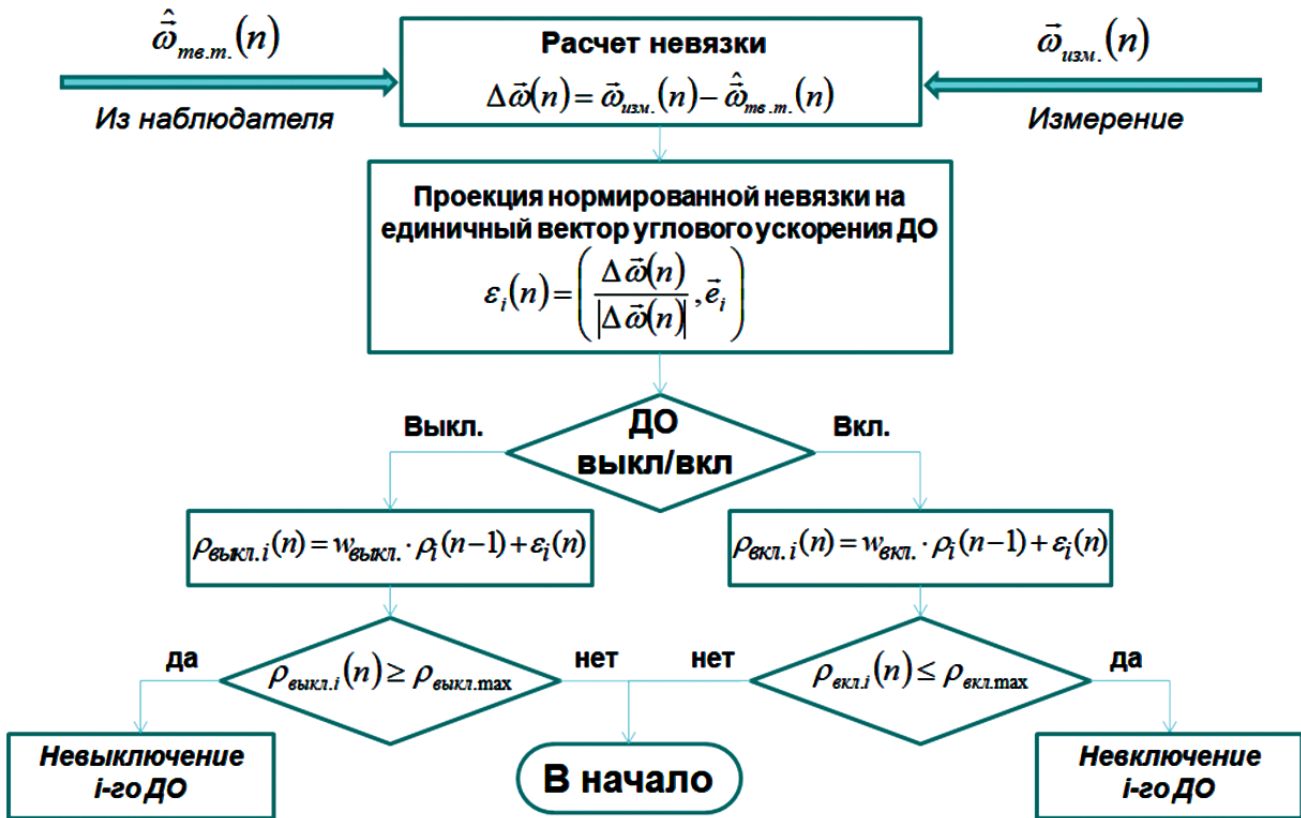


Рис. 6. Схема алгоритма диагностики отказов двигателей ориентации

руется и проецируется на оси, образованные единичными векторами направлений угловых ускорений  $\bar{e}_i$ , создаваемыми каждым ДО в отдельности. Полученные проекции вектора рассогласования  $\varepsilon_i(n)$  суммируются на каждом такте следующим образом: в моменты времени, когда  $i$ -й ДО выключен, происходит накопление интегральной невязки для диагностики отказа двигателя на невыключение  $\rho_{выкл.i}(n)$ ; в моменты времени, когда  $i$ -й ДО работает, накапливается интегральная невязка для диагностики отказа двигателя на невключение  $\rho_{вкл.i}(n)$ . Таким образом, когда отказ  $i$ -го ДО отсутствует, то соответствующая этому ДО проекция вектора рассогласования  $\varepsilon_i(n)$  будет мала, а за счет весовых коэффициентов  $w_{вкл} < 1, w_{выкл} < 1$  интегральные невязки  $\rho_{вкл.i}(n)$  и  $\rho_{выкл.i}(n)$  будут уменьшаться с каждым тактом и не превзойдут порогов срабатывания. В случае же возникновения отказа «невыключение ДО» или «невключение ДО» проекция вектора рассогласования будет достаточно велика

и соответствующая интегральная невязка  $\rho_{вкл.i}(n)$  или  $\rho_{выкл.i}(n)$  будет расти, а при достижении ими одного из заранее заданных порогов срабатывания  $\rho_{вкл.макс}$  или  $\rho_{выкл.макс}$  будет выдано сообщение об отказе ДО на невыключение или на невыключение соответственно. При наличии отказа величина интегральной невязки отказавшего ДО является суммой арифметической прогрессии, поэтому пороги срабатывания можно рассчитать по известной формуле. Весовые коэффициенты выбираются с учетом компромисса между скоростью обнаружения отказа и возможностью возникновения ложного обнаружения отказа из-за высокой чувствительности алгоритма к изменению динамики движения КА. К тому же в реальном случае всегда будут присутствовать шумы в измерениях датчиков, а также другие факторы, приводящие к различного рода погрешностям и неточностям бортовой модели. Таким образом, при отсутствии отказов ДО рассогласование будет мало, но не равно нулю, а следовательно, при его нормировке проекции также не будут равны нулю, что может привести к достижению невязками порогового значения и возникновению ложного отказа. Поэтому не-

обходимо выбрать порог нечувствительности рассогласования, ниже которого норма рассогласования будет считаться равной нулю. Такой порог можно всегда подобрать, т.к. шумы измерений и возмущающие воздействия значительно ниже управляющего воздействия ДО.

**Математическое моделирование работы алгоритма**

Рассмотрим динамику вращательного движения при развороте вокруг одной из осей. Фазовая плоскость при моделировании углового движения КА без отказов с начальным рассогласованием по оси X, равным 22,5°, показана на рис. 7.

Смоделируем отказ на невыключение двигателя, угловое ускорение которого направлено

вдоль оси X. Время отказа двигателя на невыключение задано на 18,0 с, в момент, когда КА входит в зону нечувствительности, и при работе в штатном режиме двигатель X+ должен был перестать работать, так как в зоне нечувствительности (ЗН) управление отсутствует.

Изменение состояния КА на фазовой плоскости представлено на рис. 8. Красным цветом обозначены состояния КА после начала отказа на невыключение. Как видно из графика, отказ двигателя приводит к увеличению угловой скорости КА в ЗН. Затем при выходе из ЗН алгоритм управления формирует сигнал на включение двигателя, угловое ускорение которого направлено против оси X. Таким образом, отказ на невыключение двигателя X+ частично парируется. Но так как отказавший двигатель работает весь такт,

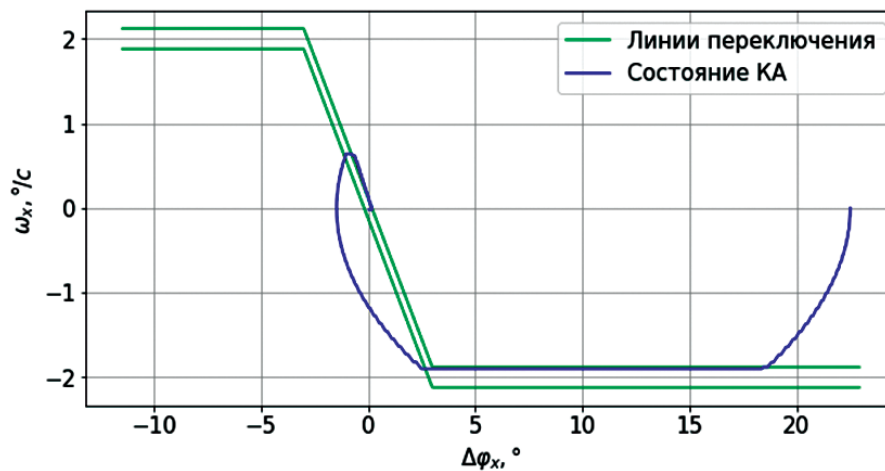


Рис. 7. Фазовая плоскость для канала X

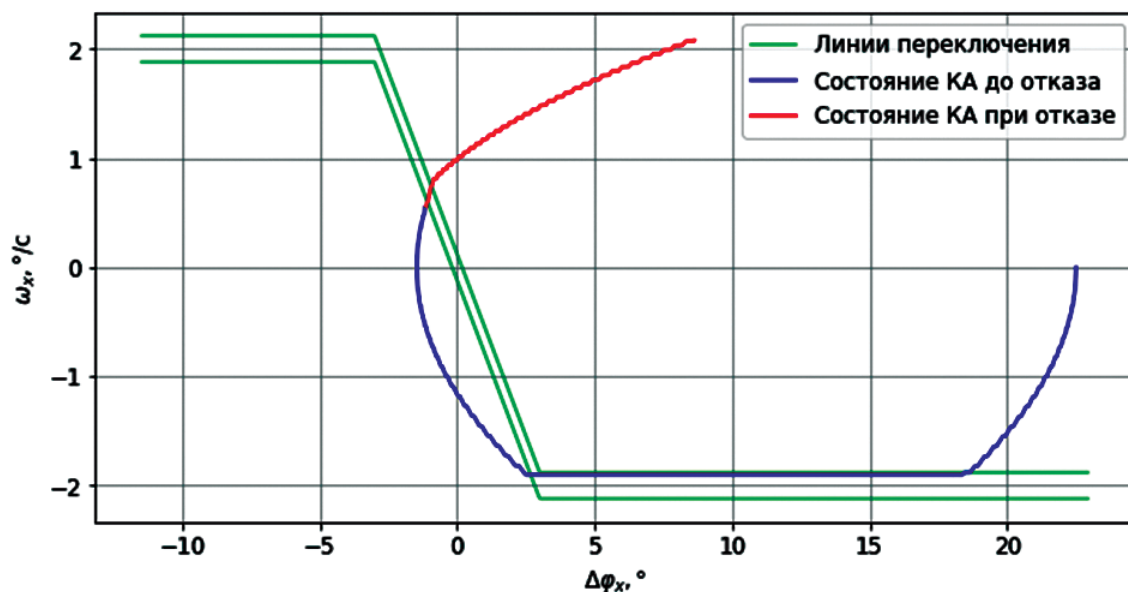


Рис. 8. Фазовая плоскость для канала X



а тяга работающего в штатном режиме двигателя растёт в начале такта и убывает в конце, то угловая скорость продолжает увеличиваться. Зависимость угловой скорости от времени представлена на рис. 9.

скорость которого направлена против оси  $X$ ; растёт и его интегральная невязка на невключение. Так как невязка действительно отказавшего двигателя начала расти раньше, то её значение первым достигает порога и в 22,6 с выдаёт-

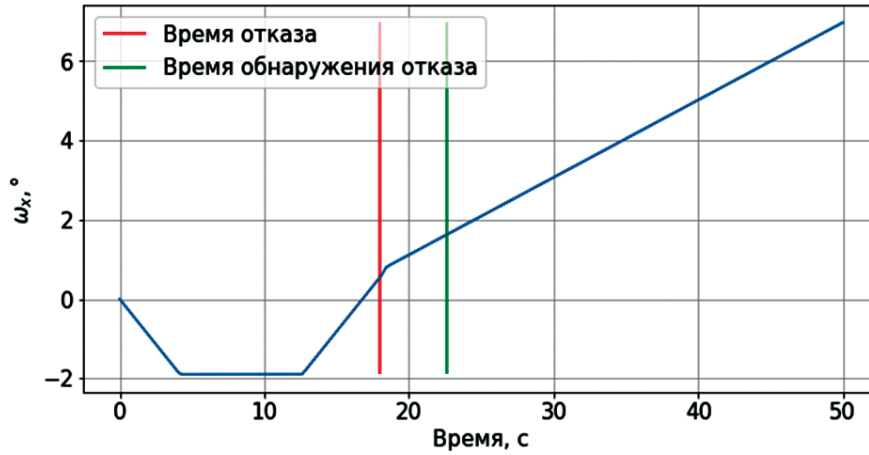


Рис. 9. Угловая скорость  $\omega_x$

Момент начала отказа отмечен красной линией, момент обнаружения отказа — зелёной.

График интегральной невязки  $\rho_{\text{выкл}}$  двигателя  $X+$  в зависимости от времени приведен на рис. 10.

График интегральной невязки  $\rho_{\text{вкл}}$  для двигателя  $X-$  показан на рис. 11.

Таким образом, при входе в зону нечувствительности двигатель продолжает работать, интегральная невязка на невключение, соответствующая двигателю  $X+$  начинает расти. После выхода из ЗН начинает работать двигатель, угловая

ся сообщение об отказе двигателя  $X+$  на невключение.

Теперь смоделируем отказ на невключение двигателя, угловое ускорение которого направлено вдоль оси  $X$ . Время отказа ДО на невключение задано на 12,4 с, в момент, когда КА выходит из зоны нечувствительности. При работе в штатном режиме при выходе из ЗН двигатель должен включиться. На фазовой плоскости изменение состояния КА представлено на рис. 12.

Отказ двигателя приводит к тому, что угловое рассогласование КА уменьшается до нуля, а затем растёт в направлении отрицательных зна-

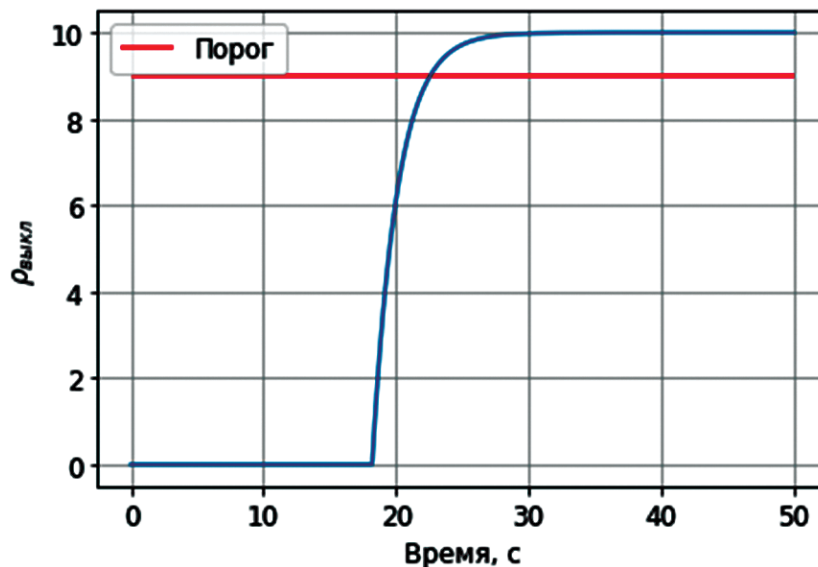


Рис. 10. Интегральная невязка  $\rho_{\text{выкл}}$  для двигателя  $X+$ . Пересечение порога: 22,6 с

чений. Зависимость угловой скорости представлена на графике рис. 13.

Также отмечены время начала отказа – красная линия и время его обнаружения – зелёная

линия. График интегральной невязки на включение соответствующего двигателя дан на рис. 14.

Таким образом, скорость после выхода из ЗН в 12,4 с не растёт, что приводит к росту интег-

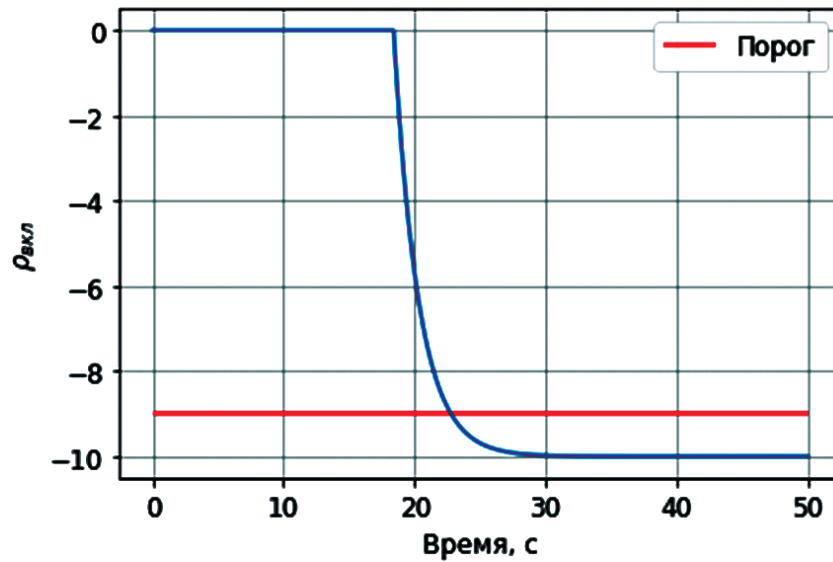


Рис. 11. Интегральная невязка  $\rho_{вкл}$  для двигателя X-. Пересечение порога: 22,8 с

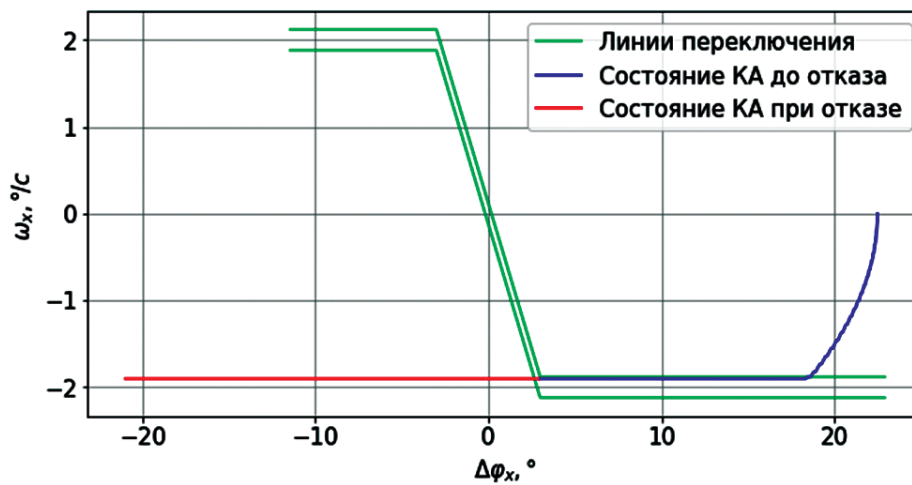


Рис. 12. Фазовая плоскость для канала X

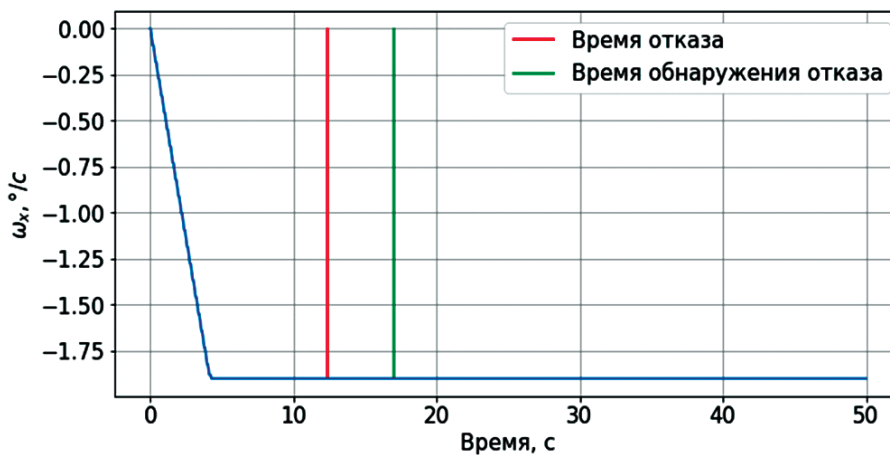


Рис. 13. Угловая скорость  $\omega_x$

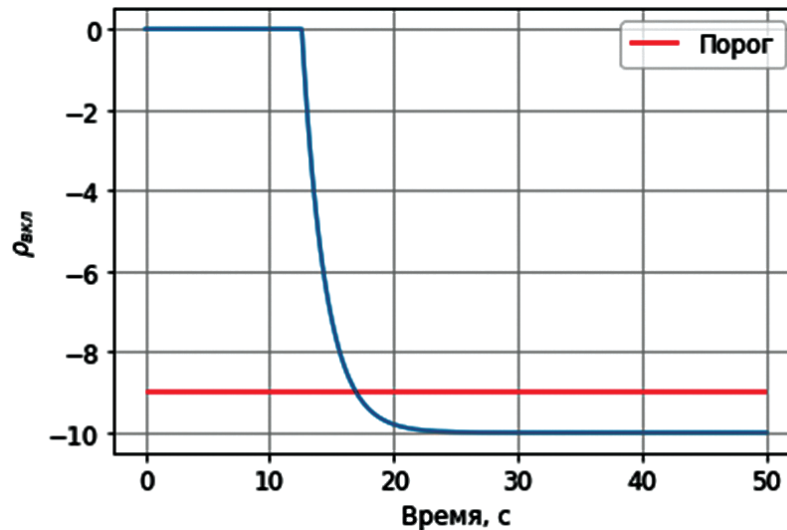


Рис. 14. Интегральная невязка  $\rho_{\text{вкл}}$  для двигателя X+

ральной невязки. В момент времени 17,0 с значение интегральной невязки переходит порог и выдаётся сообщение об отказе на невключение.

### Вывод

Предложен и исследован бортовой алгоритм обнаружения отказов двигателей ориентации космического аппарата. Описаны проблемы применения данного алгоритма и способы их решения. Дана расчетная схема работы алгоритма на каждом такте бортового компьютера. Проведено математическое моделирование работы алгоритма при возникновении отказов двигателей ориентации как на невключение, так и на невыключение ДО.

Следует отметить, что после обнаружения отказавшего двигателя и определения типа его отказа начинают работу алгоритмы парирования отказа, зависящие от характеристик системы двигателей (количество коллекторов, расположение двигателей, выполнение условий управляемости при определенных конфигурациях ДО и т.д.) конкретного КА.

### Список источников

1. Донсков А.В., Мишурова Н.В., Соловьев С.В. Автоматизированная система контроля состояния космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 151-160.
2. Каменский К.В., Мартиросов Д.С. Метод контроля текущего состояния жидкостного ракетного двигателя на стационарных и переходных режимах испытания // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 3. С. 46-53. DOI: 10.34759/vst-2021-3-46-53
3. Журнов 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. Серия Приборостроение. 2016. № 4(109). С. 98-114. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-98-114
4. Simani S., Fantuzzi C., Patton R.J. Model-based fault diagnosis in dynamic systems using identification techniques. — Springer-Verlag, 2002. — 297 p.
5. Chen J., Patton R.J. Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems. — Kluwer: Academic Publisher, 1999. — 326 p.
6. Fonod R., Henry D., Charbonnel C., Bornschlegl E. Position and Attitude Model-Based Thruster Fault Diagnosis: A Comparison Study // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2015. Vol. 38. No. 6, pp.1012-1026. DOI: 10.2514/1.G000309
7. Fonod R., Henry D., Bornschlegl E., Charbonnel C. Thruster Fault Detection, Isolation and Accommodation for an Autonomous Spacecraft // 19th International Federation of Automatic Control (IFAC) World Congress (24–29 August 2014; Cape Town, South Africa). Vol. 47. No. 3. DOI: 10.3182/20140824-6-ZA-1003.02144
8. Zolghadri A. Advanced Model-Based FDIR Techniques for Aerospace Systems: Today Challenges and Opportunities // Aerospace Sciences. 2012. Vol. 53. No. 3, pp. 18–29. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.02.004
9. Fonod R., Henry D., Charbonnel C., Bornschlegl E. Robust Thruster Fault Diagnosis: Application to the Rendezvous Phase of the Mars Sample Return Mission // 2nd CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control (10–12 April 2013; Delft University of Technology, Netherlands), pp. 1496-1510. FrBT2.2

10. Кротопин С.А., Смоленцев А.А., Бобылев А.С. и др. Результаты повторного применения двигателей управления спуском транспортного пилотируемого корабля «Союз» // *Космическая техника и технологии*. 2021. № 3(34). С. 37-47. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2021-3-37-47
11. Ахметов Р.Н. Методы и модели автономного управления живучестью автоматических космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва*. 2008. № 2(15). С. 194-210.
12. Колесников К.С. Динамика ракет: Учебник. — 2-е изд., испр. и доп. — М.: Машиностроение, 2003. — 519 с.
13. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления. Оценивание параметров и состояния / Пер. с англ. В.А. Лотоцкого и А.С. Манделя; Под ред. Н.С. Райбмана. — М.: Мир, 1975. — 683 с.
14. Kwakernaak H., Sivan R. *Linear Optimal Control Systems*. — New York, Wiley-Interscience, 1972. — 608 p.
15. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Рябченко В.Н., Тимаков С.Н. Применение адаптивного полосового фильтра в качестве наблюдателя в контуре управления международной космической станции // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*. 2012. № 4. С. 88-100.
16. Тимаков С.Н., Журнов А.В. Алгоритм активного демпфирования упругих колебаний конструкции Международной космической станции // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Приборостроение*. 2014. № 3(96). С. 37-53.
17. Timakov S., Zhirnov A. Active Damping Algorithm of the International Space Station Structure Vibration // *65th International Astronautical Congress IAC'14 (29 September –3 October 2014; Toronto, Canada)*. C 1.4.5.
18. Sun H., Zhang S. Blended Filter-Based Detection for Thruster Valve Failure and Control Recovery Evaluation for RLV // *Algorithms*. 2019. Vol. 12. No. 11: 228. DOI: 10.3390/a12110228
19. Chen W., Saif M. Observer-Based Fault Diagnosis of Satellite Systems Subject to Time-Varying Thruster Faults // *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, Vol. 129, No. 3, 2007, pp. 352–356. DOI: 10.1115/1.2719773
20. Кузовков Н.Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. — М.: Машиностроение, 1976. — 184 с.

## References

1. Donskov A.V., Mishurova N.V., Solov'ev S.V. Automated system for space vehicle status monitoring. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 151-160.
2. Kamenskii K.V., Martirosov D.S. A method for current state monitoring of liquid rocket engine in stationary and transient modes. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 3, pp. 46-53. DOI: 10.34759/vst-2021-3-46-53
3. 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. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University Series Instrument Engineering*, 2016, no. 4(109), pp. 98-114. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-98-114
4. Simani S., Fantuzzi C., Patton R.J. *Model-based fault diagnosis in dynamic systems using identification techniques*. Springer-Verlag, 2002, 297 p.
5. Chen J., Patton R.J. *Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems*. Kluwer, Academic Publisher, 1999, 326 p.
6. Fonod R., Henry D., Charbonnel C., Bornschlegl E. Position and Attitude Model-Based Thruster Fault Diagnosis: A Comparison Study. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2015, vol. 38, no. 6, pp.1012-1026. DOI: 10.2514/1.G000309
7. Fonod R., Henry D., Bornschlegl E., Charbonnel C. Thruster Fault Detection, Isolation and Accommodation for an Autonomous Spacecraft. *19th International Federation of Automatic Control (IFAC) World Congress (24-29 August 2014; Cape Town, South Africa)*. vol. 47, no. 3. DOI: 10.3182/20140824-6-ZA-1003.02144
8. Zolghadri A. Advanced Model-Based FDIR Techniques for Aerospace Systems: Today Challenges and Opportunities. *Aerospace Sciences*, 2012, vol. 53, no. 3, pp. 18–29. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.02.004
9. Fonod R., Henry D., Charbonnel C., Bornschlegl E. Robust Thruster Fault Diagnosis: Application to the Rendezvous Phase of the Mars Sample Return Mission. *2nd CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control (10–12 April 2013; Delft University of Technology, Netherlands)*, pp. 1496-1510. FrBT2.2
10. Kropotin S.A., Smolentsev A.A., Bobylev A.S. et al. Results of re-using Soyuz manned spacecraft descent thrusters. *Space Engineering and Technology magazine*, 2021, no. 3(34), pp. 37-47. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2021-3-37-47
11. Akhmetov R.N. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva*, 2008, no. 2(15), pp. 194-210.
12. Kolesnikov K.S. *Dinamika raket (Rocket dynamics)*, Moscow, Mashinostroenie, 2003, 519 p.
13. Eykhoff P. *System identification. Parameter and State Estimation*. London, John Wiley and Sons Ltd, 1974, 555 p.
14. Kwakernaak H., Sivan R. *Linear Optimal Control Systems*. New York, Wiley-Interscience, 1972, 608 p.

15. Zubov N.E., Mikrin E.A., 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
16. Timakov S.N., Zhirnov A.V. Algorithm of Active Damping of Elastic Oscillations of the International Space Station Construction. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University Series Instrument Engineering*, 2014, no. 3(96), pp. 37-53.
17. Timakov S., Zhirnov A. Active Damping Algorithm of the International Space Station Structure Vibration. *65th International Astronautical Congress IAC'14 (29 September – 3 October 2014; Toronto, Canada)*. C 1.4.5.
18. Sun H., Zhang S. Blended Filter-Based Detection for Thruster Valve Failure and Control Recovery Evaluation for RLV. *Algorithms*, 2019, vol. 12, no. 11: 228. DOI: 10.3390/a12110228
19. Chen W., Saif M. Observer-Based Fault Diagnosis of Satellite Systems Subject to Time-Varying Thruster Faults. *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, 2007, vol. 129, no. 3, pp. 352–356. DOI: 10.1115/1.2719773
20. Kuzovkov N.T. *Modal'noe upravlenie i nablyudayushchie ustroystva* (Modal control and observing devices), Moscow, Mashinostroenie, 1976, 184 p.

Статья поступила в редакцию 13.02.2022; одобрена после рецензирования 29.03.2022; принята к публикации 31.03.2022.

The article was submitted on 13.02.2022; approved after reviewing on 29.03.2022; accepted for publication on 31.03.2022.