

УДК 629.7.05

А. Г. Меланченко

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

РЕКОНФИГУРАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ОТКАЗОВ

Рассматривается задача реконфигурации системы управления космического аппарата при возникновении отказов командных приборов и исполнительных органов. Предполагается, что обнаружение и локализация отказов осуществляется отдельной подсистемой системы управления в масштабе времени, близком к реальному. Моделирование задержек и других неопределенностей в работе подсистемы обнаружения и локализации отказов (СОЛО) осуществляется на основе предположения, что реальные отказы находятся внутри некоторых интервалов, охватывающих сообщения о них, формируемые СОЛО.

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование отказоустойчивых систем управления (СУ) является актуальной проблемой для многих отраслей, где системные отказы могут привести к значительному ущербу. К их числу, безусловно, относится и космическая техника. Для космических миссий важно, чтобы возможные отказы в системе управления были своевременно обнаружены, локализованы, и оперативно предприняты парирующие действия, позволяющие восстановить работоспособность системы и продолжить выполнение миссии.

Исследования и разработки в области проектирования отказоустойчивых СУ ведутся по двум основным направлениям: обнаружение и локализация отказов [3], и отказоустойчивое управление [2]. Однако, несмотря на существенный прогресс в каждом из указанных направлений, они развиваются практически независимо друг от друга. В большинстве работ внимание авторов сосредоточено на одном из направлений, а другое либо не рассматривается, либо принимается, что соответствующая «смежная» подсистема работает идеально. В результате большинство известных алгоритмов обнаружения и локализации отказов не учитывают динамику замкнутой

СУ. С другой стороны, большинство алгоритмов отказоустойчивого управления базируются на гипотезе о том, что подсистема обнаружения и локализации отказов (СОЛО) решает свои задачи мгновенно и безошибочно.

Вместе с тем из практики известно, что при возникновении отказа в СУ в начальный момент времени СОЛО еще не располагает достаточной информацией для обнаружения и, тем более, для уверенной локализации этого отказа. Соответственно, информация об отказе, предоставляемая СОЛО подсистеме реконфигурации СУ (СРСУ) вначале является менее точной, или более неопределенной. И лишь по мере того как СОЛО получает все больший объем данных о состоянии системы, формируемая ею информация об отказе становится все более точной (уменьшается степень ее неопределенности).

Поэтому для обеспечения отказоустойчивости перспективных СУ актуальной является проблема согласования алгоритмов СОЛО и СРСУ таким образом, чтобы СУ в целом обеспечивала бы приемлемое качество управления (по крайней мере, устойчивость) КА в течение времени, необходимого СОЛО для решения своих функциональных задач с необходимой достоверностью.

В настоящей статье предлагается алгоритм СРСУ, учитывающий возможность возникновения отказов, полных или частичных, как команд-

ных приборов, так и исполнительных органов СУ, а также неопределенность информации об этих отказах, формируемой СОЛО. При этом предполагается, что СОЛО формирует информацию об отказах в реальном масштабе времени, однако непосредственно после возникновения отказа эта информация содержит большую степень неопределенности, которая уменьшается с течением времени.

Такой подход предполагает предварительное проектирование некоторого множества алгоритмов регулятора СУ, в которых оптимизируемыми параметрами являются величины интервалов неопределенности оценок СОЛО. После обнаружения отказа СРСУ подключает один из этих алгоритмов. Несмотря на то что множество предварительно спроектированных алгоритмов регулятора СУ является конечным, работа СРСУ не ограничивается только предусмотренными отказами, а обеспечивает сохранение работоспособности СУ при произвольной комбинации отказов командных приборов и исполнительных органов до тех пор, пока система сохраняет свойства обнаружительной способности и стабилизируемости.

МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Практически все современные СУ космических аппаратов создаются на основе использования бортовых компьютеров с необходимым программным обеспечением. Поэтому будем рассматривать разомкнутую линейную систему C_p , работающую в дискретном времени. Такая разомкнутая система в нормальной ситуации, то есть при отсутствии отказов, описывается следующими уравнениями в пространстве состояний:

$$C_p^{\text{норм}} : \begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}\mathbf{x}_k + \mathbf{B}_d \mathbf{d}_k + \mathbf{B}_u \mathbf{u}_k, \\ \mathbf{r}_k = \mathbf{C}_r \mathbf{x}_k + \mathbf{D}_{rd} \mathbf{d}_k + \mathbf{D}_{ru} \mathbf{u}_k, \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{C}_y \mathbf{x}_k + \mathbf{D}_{yd} \mathbf{d}_k, \end{cases} \quad (1)$$

где \mathbf{x}_k — n -мерный вектор состояния системы на k -м такте управления, \mathbf{u}_k — m -мерный вектор управления на k -м такте управления, \mathbf{y}_k — p -мерный вектор измерений на k -м такте управления, \mathbf{r}_k — n -мерный опорный вектор на k -м такте управления, \mathbf{d}_k — d -мерный вектор возмущений на

k -м такте управления, \mathbf{A} , \mathbf{B}_i , \mathbf{C}_i , \mathbf{D}_{ij} — матрицы соответствующих размерностей.

В качестве командных приборов СУ современных космических аппаратов чаще всего используются датчики астроориентиров — Солнца и звезд, магнитометры и инерциальные датчики на базе гироскопов различного типа. Под отказом командного прибора ниже будем понимать резкое (в пределах одного такта управления) увеличение рассогласования между фактическим значением выходного сигнала системы $\mathbf{y}_k^{\text{норм}}$ и его измеренным значением $\tilde{\mathbf{y}}_k^{\text{норм}}$, соответствующим отказу. Причинами такого отказа могут быть, как и в случае исполнительных органов, различные нарушения в электрической схеме прибора (обрыв, короткое замыкание), а также, например, затенение поля зрения датчика астроориентиров. Тогда модель отказа командного прибора можно представить в виде

$$\tilde{\mathbf{y}}_k^{\text{норм}} = \mathbf{y}_k^{\text{норм}} + (\mathbf{I} - \mathbf{F}_{\text{КП}})(\mathbf{y} - \mathbf{y}_k^{\text{норм}}), \quad (2)$$

где \mathbf{y} — p -мерный вектор смещения измерения, а матрица $\mathbf{F}_{\text{КП}}$ имеет вид

$$\mathbf{F}_{\text{КП}} = \text{diag}\{f_{\text{КП}1}, f_{\text{КП}2}, \dots, f_{\text{КП}p}\}.$$

В рамках модели (2) $f_{\text{КП}i} = 0$ соответствует полному отказу i -го командного прибора, в результате чего измеряемое им значение $\tilde{\mathbf{y}}_{ki}^{\text{норм}}$ выходного сигнала системы становится, начиная с k -го такта, равным i -му элементу нерегулируемого вектора смещения измерения \mathbf{y} . Аналогично $f_{\text{КП}i} = 1$ означает, что i -й командный прибор функционирует нормально, поскольку $\tilde{\mathbf{y}}_{ki}^{\text{норм}} = \mathbf{y}_k^{\text{норм}}$. Значения $0 < f_{\text{КП}i} < 1$ соответствуют частичному отказу i -го командного прибора.

Наиболее распространенными исполнительными органами СУ космических аппаратов являются инерционные исполнительные органы (двигатели-маховики, силовые гироскопы) и электромагниты. Под отказом исполнительного органа будем понимать резкое (в пределах одного такта управления) снижение его эффективности, то есть величины создаваемого момента. Причинами такого отказа могут быть, например, обрыв проводника в электрической схеме прибора, короткое замыкание, внезапное повышение сухого трения в опорах ротора и т. п. Модель отказа

исполнительного органа можно представить в виде резкого изменения управления на k -м такте от номинального значения $\mathbf{u}_k^{\text{нрм}}$ до нового значения $\tilde{\mathbf{u}}_{ki}^{\text{нрм}}$, соответствующего отказу:

$$\tilde{\mathbf{u}}_k^{\text{нрм}} = \mathbf{u}_k^{\text{нрм}} + (1 - \mathbf{F}_{\text{ИО}})(\mathbf{u} - \mathbf{u}_k^{\text{нрм}}), \quad (3)$$

где \mathbf{u} — m -мерный вектор смещения управления, а матрица

$$\mathbf{F}_{\text{ИО}} = \text{diag}\{f_{\text{ИО}1}, f_{\text{ИО}2}, \dots, f_{\text{ИО}p}\}.$$

В рамках модели (3) $f_{\text{ИО}i} = 0$ соответствует полному отказу i -го исполнительного органа, в результате чего величина создаваемого им управляющего момента $\tilde{\mathbf{u}}_{ki}^{\text{нрм}}$ становится, начиная с k -го такта, равной i -му элементу нерегулируемого вектора смещения управления \mathbf{u} . Аналогично $f_{\text{ИО}i} = 1$ означает, что i -й исполнительный орган функционирует нормально, поскольку $\tilde{\mathbf{u}}_{ki}^{\text{нрм}} = \mathbf{u}_{ki}^{\text{нрм}}$. Значения $0 < f_{\text{ИО}i} < 1$ соответствуют частичному отказу i -го исполнительного органа.

Описанные выше модели отказов командных приборов и исполнительных органов позволяют учитывать не только смещение (в общем случае переменное во времени), но и изменение масштабного коэффициента, что дает возможность моделировать большинство встречающихся на практике отказов.

Далее для упрощения выкладок будем полагать, что векторы смещения \mathbf{u} и \mathbf{y} являются нулевыми, поскольку при наличии смещений их всегда можно включить в состав вектора \mathbf{d} возмущений, действующих на систему. Тогда, подставляя модели отказов (2) и (3) в модель разомкнутой системы (1), получим:

$$\tilde{\mathbf{C}}_{\text{P}}^{\text{нрм}} : \begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}\mathbf{x}_k + \mathbf{B}_d \mathbf{d}_k + \mathbf{B}_u \mathbf{F}_{\text{ИО}} \mathbf{u}_k, \\ \mathbf{r}_k = \mathbf{C}_r \mathbf{x}_k + \mathbf{D}_{rd} \mathbf{d}_k + \mathbf{D}_{ru} \mathbf{F}_{\text{ИО}} \mathbf{u}_k, \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{C}_y \mathbf{F}_{\text{КП}} \mathbf{x}_k + \mathbf{D}_{yd} \mathbf{F}_{\text{КП}} \mathbf{d}_k. \end{cases} \quad (4)$$

Примем также, что для любого сочетания отказов исполнительных органов система (4) остается стабилизируемой. Это означает, что при наличии таких отказов существует хотя бы одна комбинация управляющих моментов, обеспечивающая устойчивость замкнутой системы. Кроме того, будем полагать, что в случае, если вследствие отказов командных приборов состояние системы (4) оказывается недоступным для измерения, система, тем не менее, сохраняет

способность к обнаружению изменений своего состояния.

Как уже отмечалось выше, в составе системы управления имеется подсистема СОЛЮ, которая обеспечивает формирование оценок отказов командных приборов $\hat{\mathbf{F}}_{\text{КП}}$ и исполнительных органов $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ИО}}$, удовлетворяющих с учетом неопределенностей следующим условиям:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{F}}_{\text{КП}}(1 - \Delta_{\text{КП}}) &\leq \mathbf{F}_{\text{КП}} \leq \hat{\mathbf{F}}_{\text{КП}}(1 + \Delta_{\text{КП}}), \\ 0 &\leq \Delta_{\text{КПн}} \leq \Delta_{\text{КП}} \leq \Delta_{\text{КПв}}, \\ \hat{\mathbf{F}}_{\text{ИО}}(1 - \Delta_{\text{ИО}}) &\leq \mathbf{F}_{\text{ИО}} \leq \hat{\mathbf{F}}_{\text{ИО}}(1 + \Delta_{\text{ИО}}), \\ 0 &\leq \Delta_{\text{ИОн}} \leq \Delta_{\text{ИО}} \leq \Delta_{\text{ИОв}}. \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь диагональные матрицы $\Delta_{\text{КП}}$ и $\Delta_{\text{ИО}}$ представляют интервалы неопределенности оценок отказов $\hat{\mathbf{F}}_{\text{КП}}$ и $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ИО}}$ соответственно, а индексами «н» и «в» обозначены соответственно нижняя и верхняя границы указанных интервалов. Такая форма отражает тот очевидный с точки зрения практики факт, что непосредственно после возникновения отказа его оценка является наименее достоверной (стремится к верхней границе интервала неопределенности), а затем, по мере поступления в СОЛЮ все большего объема информации, достоверность оценки отказа растет (стремится к нижней границе интервала неопределенности).

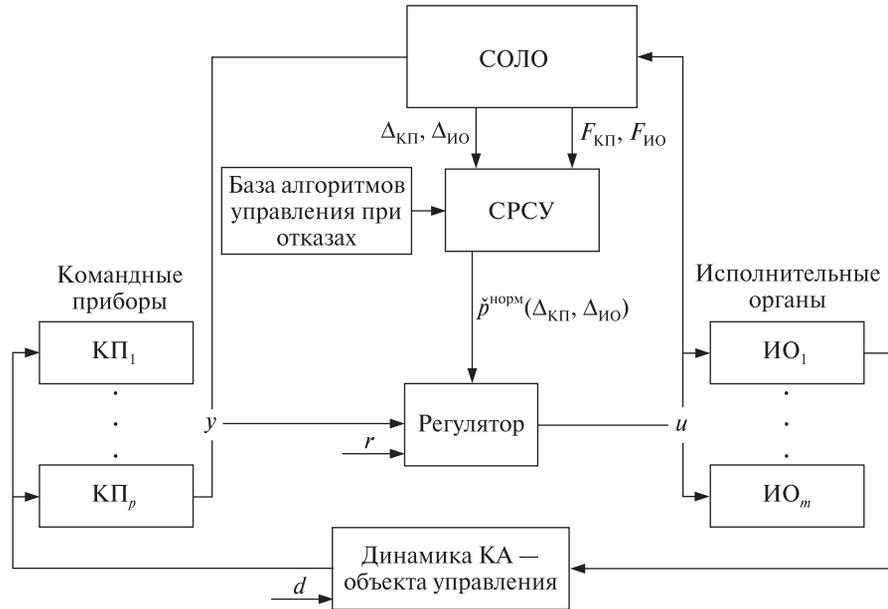
Модель регулятора \mathbf{P} системы управления также сформируем в виде модели линейной динамической системы, работающей в дискретном времени, полагая при этом, что отказы в регуляторе отсутствуют:

$$\mathbf{P}^{\text{нрм}} : \begin{cases} \mathbf{x}_{\text{P}k+1} = \mathbf{A}_{\text{P}}^{\text{нрм}} \mathbf{x}_{\text{P}k} + \mathbf{B}_{\text{P}}^{\text{нрм}} \mathbf{y}_k, \\ \mathbf{u}_k = \mathbf{C}_{\text{P}}^{\text{нрм}} \mathbf{x}_{\text{P}k} + \mathbf{D}_{\text{P}}^{\text{нрм}} \mathbf{y}_k. \end{cases} \quad (6)$$

Тогда модель замкнутой СУ при отсутствии отказов принимает с учетом принятых обозначений и допущений вид $\mathbf{C}_{\text{P}}^{\text{нрм}} = \mathbf{D}\mathbf{L}_{\text{H}}(\mathbf{C}_{\text{P}}^{\text{нрм}}, \mathbf{P}^{\text{нрм}})$, где $\mathbf{D}\mathbf{L}_{\text{H}}(*, *)$ — нижнее дробно-линейное преобразование. Цель алгоритма регулятора при отсутствии отказов будем трактовать как минимизацию нормы H_{∞} для замкнутой системы управления, то есть

$$\min_{\mathbf{P}^{\text{нрм}}} \|\mathbf{C}_{\text{P}}^{\text{нрм}}\|_{\infty}. \quad (7)$$

Рис. 1. Структурная схема реконфигурации системы управления при отказах командных приборов и исполнительных органов



При возникновении в системе отказов исполнительных органов и командных приборов ее модель становится неопределенной. Для интервалов неопределенности, заданных в форме (6), задача проектирования алгоритма регулятора СУ в условиях отказов может быть сформулирована следующим образом: для любых фиксированных матриц оценок отказов $\widehat{\mathbf{F}}_{кп}$ и $\widehat{\mathbf{F}}_{ио}$, удовлетворяющих условиям сохранения стабильности и обнаружительной способности замкнутой системы, необходимо с учетом параметров неопределенности $\Delta_{кп}$ и $\Delta_{ио}$ спроектировать алгоритм регулятора, удовлетворяющий критерию

$$\min_{\mathbf{P}^{норм}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио})} \sup_{\substack{\Lambda_{кп}, \Lambda_{ио} \\ \Delta_{кп}, \Delta_{ио}}} \left\| \mathbf{D}\mathbf{L}_n(\check{\mathbf{C}}_p^{норм}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}), \check{\mathbf{P}}^{норм}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио})) \right\|_{\infty}. \quad (8)$$

Здесь диагональные матрицы $\Lambda_{кп} = (\mathbf{F}_{кп} - \widehat{\mathbf{F}}_{кп})/\widehat{\mathbf{F}}_{кп}\Delta_{кп}$ и $\Lambda_{ио} = (\mathbf{F}_{ио} - \widehat{\mathbf{F}}_{ио})/\widehat{\mathbf{F}}_{ио}\Delta_{ио}$ представляют неопределенности системы управления, вносимую отказами командных приборов и исполнительных органов соответственно. В важном с практической точки зрения случае, когда интервалы неопределенности $\Delta_{кп}$ и $\Delta_{ио}$ не зависят от времени, задача (8) может быть упрощена следующим образом: для любых фиксированных матриц оценок отказов $\widehat{\mathbf{F}}_{кп}$ и $\widehat{\mathbf{F}}_{ио}$,

удовлетворяющих условиям сохранения обнаружительной способности и стабильности замкнутой системы, необходимо спроектировать алгоритм регулятора, удовлетворяющий критерию

$$\min_{\mathbf{P}^{норм}} \sup_{\Lambda_{кп}, \Lambda_{ио}} \left\| \mathbf{D}\mathbf{L}_n(\check{\mathbf{C}}_p^{норм}, \check{\mathbf{P}}^{норм}) \right\|_{\infty}.$$

С учетом изложенного алгоритм реконфигурации СУ, структурная схема которой приведена на рис. 1, можно определить следующим образом.

1. Для предварительно выбранного набора фиксированных матриц оценок отказов командных приборов $\widehat{\mathbf{F}}_{кп}$ и исполнительных органов $\widehat{\mathbf{F}}_{ио}$ соответственно, удовлетворяющих условиям сохранения обнаружительной способности и стабильности замкнутой системы, синтезировать набор алгоритмов регулятора, удовлетворяющих критерию (8).

2. После наступления одной из комбинаций отказов командных приборов и исполнительных органов выбрать подходящий алгоритм регулятора по п. 1 и, при необходимости, масштабировать его, приведя к фактической степени отказа командных приборов и исполнительных органов.

3. Параметризовать масштабированный алгоритм регулятора по п. 2 с использованием те-

кущих значений интервалов неопределенности для оценок отказов $\Delta_{кп}$ и $\Delta_{ио}$.

4. Реконфигурировать систему управления, используя в регуляторе полученный алгоритм.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ РЕГУЛЯТОРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ОТКАЗАХ

Введем в состав системы с отказами (4) параметрический регулятор вида

$$P(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}): \begin{cases} \mathbf{x}_{pk+1} = \mathbf{A}_p^{\Pi} \mathbf{x}_{pk} + \mathbf{B}_p^{\Pi} \mathbf{y}_k, \\ \mathbf{u}_k = \mathbf{C}_p^{\Pi} \mathbf{x}_{pk} + \mathbf{D}_p^{\Pi} \mathbf{y}_k. \end{cases} \quad (9)$$

где верхний индекс «П» обозначает параметрическую зависимость матриц \mathbf{A}_p^{Π} , \mathbf{B}_p^{Π} , \mathbf{C}_p^{Π} и \mathbf{D}_p^{Π} от интервалов неопределенности $\Delta_{кп}$ и $\Delta_{ио}$. Перепишем уравнения системы с отказами в векторно-матричной форме следующим образом:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}) : \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{k+1} \\ \mathbf{r}_{ио,k} \\ \mathbf{r}_{кп,k} \\ \mathbf{r}_k \\ \mathbf{y}_k \end{bmatrix} &= \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B}_1 & \mathbf{B}_2 \\ \mathbf{C}_1 & \mathbf{D}_{11} & \mathbf{D}_{12} \\ \mathbf{C}_2 & \mathbf{D}_{21} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_k \\ \Delta_{ио} \mathbf{r}_{ио,k} \\ \Delta_{кп} \mathbf{r}_{кп,k} \\ \mathbf{d}_k \\ \mathbf{u}_k \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (10)$$

где

$$\mathbf{B}_1(\Delta_{ио}) = [\mathbf{B}_u \hat{\mathbf{F}}_{ио} \Delta_{ио} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{B}_d],$$

$$\mathbf{B}_2 = \mathbf{B}_u \hat{\mathbf{F}}_{ио},$$

$$\mathbf{C}_1(\Delta_{кп}) = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \Delta_{кп} \hat{\mathbf{F}}_{кп} \mathbf{C}_y \\ \mathbf{C}_r \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C}_2 = \hat{\mathbf{F}}_{кп} \mathbf{C}_y,$$

$$\mathbf{D}_{11}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}) = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \Delta_{кп} \hat{\mathbf{F}}_{кп} \mathbf{D}_{yd} \\ \mathbf{D}_{zu} \hat{\mathbf{F}}_{ио} \Delta_{ио} & \mathbf{0} & \mathbf{D}_{zd} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{D}_{12} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{D}_{zu} \hat{\mathbf{F}}_{ио} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{D}_{21} = [\mathbf{0} \quad \mathbf{1} \quad \hat{\mathbf{F}}_{кп} \mathbf{D}_{yd}].$$

Теперь модель системы (10) можно разделить на две части, выделив составляющую, зависящую только от известных интервалов неопределенности $\Delta_{кп}$ и $\Delta_{ио}$:

$$\begin{aligned} &\tilde{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}) = \\ &= \mathbf{D}\mathbf{L}_B \left(\tilde{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}), \begin{bmatrix} \Delta_{кп} \\ \Delta_{ио} \end{bmatrix} \right), \end{aligned}$$

где $\mathbf{D}\mathbf{L}_B(*, *)$ — верхнее дробно-линейное преобразование. С учетом этого модель замкнутой СУ при наличии отказов командных приборов и исполнительных органов принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{C}}_3^{\text{норм}} &= \mathbf{D}\mathbf{L}_H \left(\mathbf{D}\mathbf{L}_B \left(\tilde{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}), \begin{bmatrix} \Delta_{кп} \\ \Delta_{ио} \end{bmatrix} \right), \right. \\ &\quad \left. P(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}) \right). \end{aligned}$$

Известно [4], что для любой заданной положительной величины δ

$$\sup_{\Delta_{кп}, \Delta_{ио}} \left\| \mathbf{D}\mathbf{L}_H \left(\tilde{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}), P(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}) \right) \right\|_{\infty} \leq \delta^{-1}$$

при условии, что

$$\sup_{\Delta_{кп}, \Delta_{ио}} \left\| \mathbf{D}\mathbf{L}_H \left(\tilde{\mathbf{C}}_{p\delta}^{\text{норм}}(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}) \right) \right\|_{\infty} \leq 1, \quad (11)$$

где модель $\tilde{\mathbf{C}}_{p\delta}^{\text{норм}}$ получена из модели (10) путем умножения опорного вектора \mathbf{r}_k на k -м такте управления в ней на величину δ . Тогда задача (8) сводится к максимизации величины δ при выполнении ограничения (12). Зададим для определенности $\delta = 1$, т. е. $\tilde{\mathbf{C}}_{p\delta}^{\text{норм}} = \tilde{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}$. Теперь задача синтеза алгоритма регулятора (8) может быть решена с использованием любого алгоритма двоичного поиска.

РЕКОНФИГУРАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ОТКАЗАХ КОМАНДНЫХ ПРИБОРОВ И ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ

Как было показано выше, алгоритм работы СРСУ базируется на использовании множества \mathbb{P} :

$$\mathbb{P} = \{\mathbf{P}_1(\Delta_{кп}, \Delta_{ио}), \dots, \mathbf{P}_N(\Delta_{кп}, \Delta_{ио})\}, \quad (12)$$

предварительно синтезированных параметрических алгоритмов регулятора СУ, учитывающих различные возможные отказы командных приборов и исполнительных органов. Методика

синтеза алгоритма регулятора для заданной модели отказов была рассмотрена в предыдущем разделе. В результате СРСУ задействует в регуляторе масштабированную версию параметрического алгоритма из множества \mathbb{P} .

Выделим далее из множеств возможных отказов командных приборов $\mathbf{F}_{\text{кп}}$ и исполнительных органов $\mathbf{F}_{\text{ио}}$ СУ подмножества $\mathbf{F}_{\text{кп}}^T$ и $\mathbf{F}_{\text{ио}}^T$ соответственно, представляющие все возможные сочетания их полных ($f_i = 0$) отказов, при которых система еще остается способной обнаруживать изменения своего состояния и стабилизируемой. Тогда можно утверждать, что каждый параметрический алгоритм регулятора СУ из множества \mathbb{P} соответствует некоторым заданным $\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i} \in \mathbf{F}_{\text{кп}}^T$ и $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i} \in \mathbf{F}_{\text{ио}}^T$ соответственно. Для того чтобы можно было парировать любую возможную комбинацию отказов командных приборов и исполнительных органов СУ, потребуем, чтобы матрицы $\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i}$ и $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i}$ ($i = 1, 2, \dots, N$) удовлетворяли следующим условиям: $\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i} = \mathbf{F}_{\text{кп}} \mathbf{F}_{\text{кп}}^+$, $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i} = \mathbf{F}_{\text{ио}} \mathbf{F}_{\text{ио}}^+$ где $\mathbf{M}^+ = \mathbf{M}^T(\mathbf{M}\mathbf{M}^T)^{-1}$ — матрица, псевдообратная матрице \mathbf{M} , и для любых $\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}} \in \mathbf{F}_{\text{кп}}^T$ и $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}} \in \mathbf{F}_{\text{ио}}^T$ существует хотя бы одно значение индекса i , для которого $\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}} \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i}^T = \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}$ и $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}} \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i}^T = \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}$.

Это единственное ограничение, налагаемое на выбор алгоритма регулятора. В самом деле, поскольку рассматриваемая система управления остается способной обнаруживать изменения своего состояния с помощью каждого командного прибора и стабилизируемой с помощью каждого исполнительного органа, то минимальное значение мощности множества \mathbb{P} будет определяться произведением количества командных приборов и исполнительных органов в составе СУ. Иными словами, для каждого сочетания «командный прибор — исполнительный орган» необходим только один параметрический алгоритм регулятора.

Обозначим символами $\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p$ и $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p$ невырожденные матрицы соответствующих размерностей, удовлетворяющие условиям

$$\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}} = \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i}, \quad \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}} = \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i}. \quad (13)$$

Обозначим также

$$i_{\text{opt}} \in \{\arg \max_i \{\delta_i; \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i} = \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}\},$$

$$\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i} = \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}\}.$$

Тогда алгоритм регулятора

$$\mathbf{P}^*(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}) = (\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p)^{-1} \mathbf{P}_{i_{\text{opt}}}(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}) (\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p)^{-1} \quad (14)$$

обеспечивает выполнение условия

$$\sup_{\substack{\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}} \\ \Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}}} \left\| \mathbf{D}\mathbf{L}_n(\check{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}, \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}, \Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}), \mathbf{P}^*(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}})) \right\|_{\infty} \leq \frac{1}{\delta_{i_{\text{opt}}}}.$$

В самом деле, для любого $i = 1, 2, \dots, N$

$$\begin{aligned} & \mathbf{D}\mathbf{L}_n(\check{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}, \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}, \Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}), \\ & (\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p)^{-1} \mathbf{P}_i(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}) (\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p)^{-1}) = \\ & = \mathbf{D}\mathbf{L}_n(\check{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p, \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p, \Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}), \mathbf{P}_i(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}})). \end{aligned}$$

Поскольку алгоритм регулятора СУ $\mathbf{P}_i(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}})$ был спроектирован для случая полного отказа командных приборов и исполнительных органов, определяемого матрицами $\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i}$ и $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i}$, то

$$\mathbf{P}_i(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}) = \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i} \mathbf{P}_i(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}) \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i},$$

и следовательно,

$$\begin{aligned} & \mathbf{D}\mathbf{L}_n(\check{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p, \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p, \Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}), \mathbf{P}_i(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}})) = \\ & = \mathbf{D}\mathbf{L}_n(\check{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i}, \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i}, \\ & \Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}), \mathbf{P}_i(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}})). \end{aligned}$$

Таким образом, для любого i , для которого выполняются условия $\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}^p \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}i} = \hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}$ и $\hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}^p \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}i} = \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}$, алгоритм регулятора СУ $\mathbf{P}_i(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}})$ будет удовлетворять критерию

$$\sup_{\substack{\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}} \\ \Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}}} \left\| \mathbf{D}\mathbf{L}_n(\check{\mathbf{C}}_p^{\text{норм}}(\hat{\mathbf{F}}_{\text{кп}}, \hat{\mathbf{F}}_{\text{ио}}, \Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}}), \mathbf{P}^*(\Delta_{\text{кп}}, \Delta_{\text{ио}})) \right\|_{\infty} \leq \frac{1}{\delta_i}.$$

Для подтверждения эффективности предложенных алгоритмов было проведено имитационное моделирование работы СУ космического аппарата наблюдения Земли в условиях отказов командных приборов и исполнительных органов и неопределенностей в работе СОЛЮ. Моделировался режим программного разворота КА на 35 градусов по углу крена, используемый для наведения оптической оси целевой аппаратуры на объект съемки. Для моделирования использова-

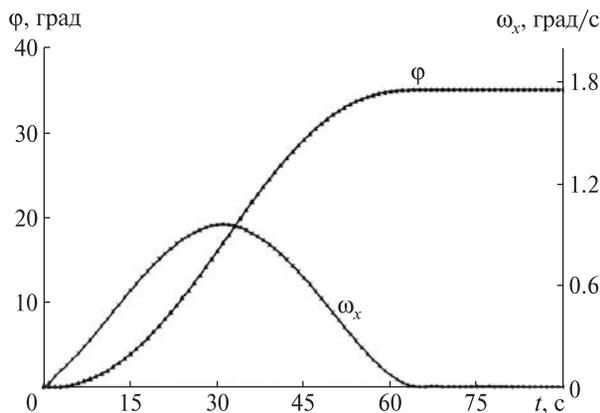


Рис. 2. Параметры углового движения КА при развороте по углу крена

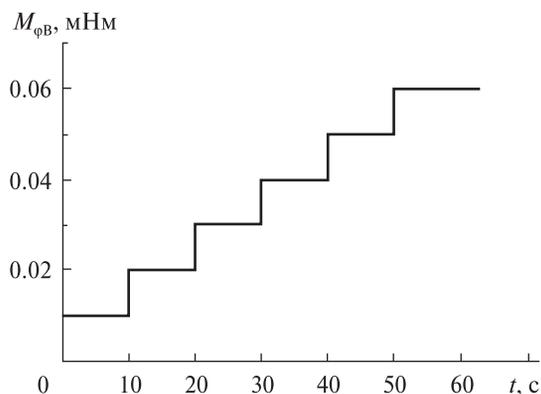


Рис. 3. Возмущающий момент в канале крена

лась модель одноканальной СУ, разработанная в работе [1]. Компоненты модели системы (4) на k -м такте управления были определены следующим образом. Вектор управления \mathbf{u} определял момент $\mathbf{M}_{\varphi U}$, задаваемый для исполнения двигателю-маховику в канале крена ($m = 1$), командными приборами измерялись угол крена КА φ и соответствующая абсолютная угловая скорость ω_x ($p = 2$), в качестве опорных векторов системе задавались программные значения угла крена КА $\varphi_{пр}$ и угловой скорости $\omega_{хпр}$ ($n = 2$), вектор возмущений определял возмущающий момент в канале крена $\mathbf{M}_{\varphi B}$ ($d = 1$).

Для моделирования было предварительно разработано два алгоритма регулятора — первый соответствовал отсутствию отказов в системе, а второй — полному отказу измерителя угловой

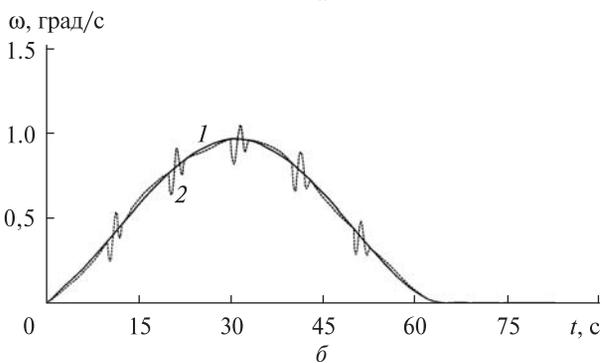
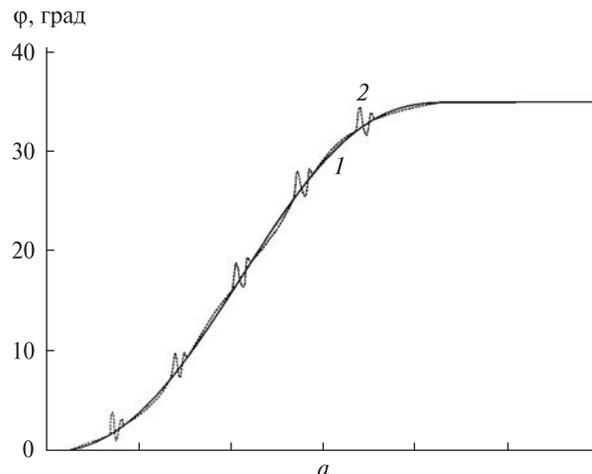


Рис. 4. Результаты моделирования работы СУ в отсутствие отказов (сплошные кривые 1 — $\varphi_{пр}$, $\omega_{хпр}$; штриховые кривые 2 — φ , ω_x)

скорости в канале крена ω_x . Полный отказ измерителя угла крена φ не рассматривался, поскольку в этом случае система утрачивает способность обнаруживать изменения своего состояния. Для сравнения были взяты реальные данные разворота КА «Сич-2» по углу крена на тот же угол, полученные из телеметрической информации (рис. 2). Измеренные значения угла крена использовались при моделировании в качестве $\varphi_{пр}$. Возмущающий момент в канале крена $\mathbf{M}_{\varphi B}$ моделировался ступенчатой функцией, представленной на рис. 3.

На рис. 4 представлены результаты моделирования работы СУ при отсутствии отказов. Видно, что спроектированный алгоритм регулятора обеспечивает хорошее качество отслеживания опорного вектора, несмотря на переменный возмущающий момент.

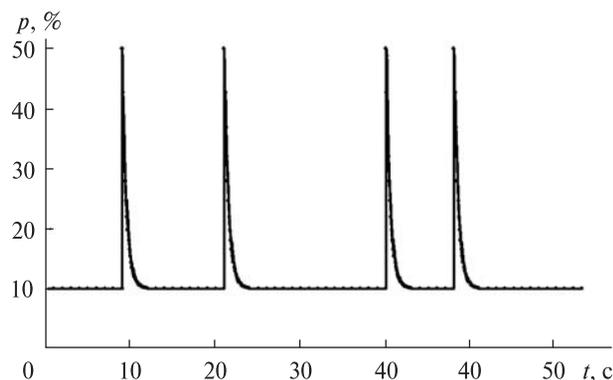


Рис. 5. Модель неопределенности оценок состояния командных приборов ($\Delta_{кп}$) и исполнительных органов ($\Delta_{ио}$) СУ

Затем было проведено моделирование работы СУ при возникновении отказов командных приборов и исполнительных органов. При моделировании отказов было принято, что в момент возникновения отказа неопределенность его оценки скачком возрастает с 10 до 50 %, а затем в течение трех секунд постепенно снижается до 10 % (рис. 5). Сценарий моделирования отказов был задан следующим образом:

- в момент $t = 9 с$ происходит частичный отказ измерителя угла крена $f_{кп1} = 0.5$;

- в момент $t = 21 с$ происходит частичный отказ измерителя угловой скорости в канале крена $f_{кп2} = 0.7$;

- в момент $t = 40 с$ происходит частичный отказ двигателя-маховика в канале крена $f_{ио1} = 0.5$;

- наконец, в момент $t = 48 с$ происходит полный отказ измерителя угловой скорости в канале крена $f_{кп2} = 0$.

Все отказы сохранялись в течение всего сеанса моделирования, поэтому после возникновения четвертого отказа на 48-й секунде все командные приборы и исполнительные органы СУ работали в нештатных режимах.

Результаты моделирования работы СУ при возникновении отказов командных приборов и исполнительных органов представлены на рис. 6. Из графиков видно, что после возникновения каждого отказа качество управления ухудшалось, а затем постепенно улучшалось по

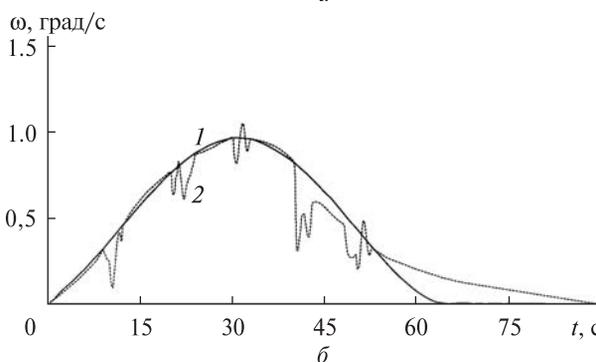
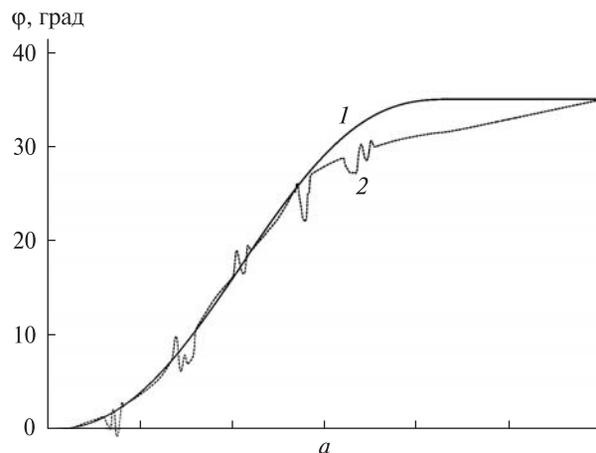


Рис. 6. Результаты моделирования работы СУ при возникновении отказов (сплошные кривые 1 — $\phi_{пр}$, $\omega_{хпр}$; штриховые кривые 2 — ϕ , ω_x)

мере уменьшения неопределённости в оценке отказа. После третьего отказа вдвое снизилась эффективность управления ориентацией КА в канале крена, поэтому общее время разворота КА увеличилось с 65 до 90 с, однако на участке завершения разворота, несмотря на полный отказ измерителя угловой скорости в канале крена, стабилизация КА была обеспечена с приемлемым качеством.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен метод реконфигурации СУ космического аппарата в условиях отказов командных приборов и исполнительных органов системы. Предполагалось, что оценки отказов формируются с некоторой неопределенностью, которая постепенно уменьшается по мере накопления информации о них. Предложенный метод пре-

дусматривает предварительное проектирование нескольких алгоритмов регулятора СУ, в которых настраиваемыми параметрами являются величины интервалов неопределенности. После реконфигурации задействуется масштабированная по уровню отказа версия одного из ранее спроектированных алгоритмов. Работоспособность предложенного метода проиллюстрирована результатами моделирования маневра переориентации КА по углу крена с использованием реальной телеметрической информации.

1. Меланченко А. Г., Цисарж В. В., Цуканов А. Ф. Оптимизация параметров наблюдающего устройства с позиционной коррекцией в каналах управления космического аппарата // Гиротехнологии, навигация и керування рухом: Тези доп. 1-й Нац. наук.-техн. конф. — К., 1997. — С. 25—26.
2. Barron R. L. Alternative strategies for reconfigurable flight control // Proc. IEEE National Aerospace and Electronics Conf. — 1984. — P. 1313—1320.
3. Massoumnia M.-A., Verghese G. C., Willsky A. S. Failure detection and identification // IEEE Trans. Automat. Contr. — 1986. — AC-31, N 9. — P. 839—846.
4. Tao G., Chen S., Joshi S. M. An adaptive actuator failure compensation controller using output feedback // IEEE Trans. Automat. Contr. — 2002. — AC-47, N 3. — P. 506—511.

Стаття надійшла до редакції 20.06.13

А. Г. Меланченко

РЕКОНФІГУРАЦІЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ПРИ ВИНИКНЕННІ ВІДМОВ

Розглядається задача реконфігурації системи керування космічного апарата при виникненні відмов командних приладів і виконавчих органів. Вважається, що виявлення і локалізація відмов здійснюється окремою підсистемою системи керування у масштабі часу, близькому до реального. Моделювання затримок та інших невизначеностей в роботі підсистеми виявлення і локалізації відмов (СВЛВ) здійснюється на основі припущення, що реальні відмови лежать всередині деяких інтервалів, що охоплюють повідомлення про них, сформовані СВЛВ.

A. G. Melanchenko

SPACECRAFT CONTROL SYSTEM'S RECONFIGURATION IN THE PRESENCE OF FAILURES

We consider the problem of spacecraft control system's (CS) reconfiguration in cases of sensors' and actuators' failures. It is suggested that near-real time failure detection and localization (FDL) are provided by some control system's subsystem. The simulation of delays and other uncertainties in the FDL subsystem's operation is performed based on the assumption that the real failures lie within some intervals around their estimates generated by FDL subsystem. The paper may be of interest for spacecraft's designers.