

Г. П. Шибанов, д-р техн. наук, проф., вед. науч. сотр., gpshibanov@mail.ru,
Государственный летно-испытательный центр им. В. П. Чкалова

Учет ошибок первичных преобразователей при контроле параметров полета летательного аппарата и диагностике его бортового оборудования

Оценивание средств контроля и диагностики требует применения специфических подходов независимо от динамики ЛА и адекватности моделирования всех контролируемых процессов. Турбулентность атмосферы и инструментальные ошибки первичных преобразователей (датчиков) могут оказывать превалирующее влияние на данный процесс и определять динамику средств контроля и диагностики. На этом и акцентируется внимание автором данной статьи и предложены соответствующие алгоритмы, позволяющие в процессе контроля параметров полета ЛА и диагностики его оборудования учесть ошибки первичных преобразователей.

Ключевые слова: первичный преобразователь, контроль, диагностика, вектор оценки, инструментальная ошибка, летательный аппарат, бортовое оборудование

При полете летательного аппарата (ЛА) в условиях высокой турбулентности окружающей его атмосферы он представляет собой нелинейную модель управления. Последняя же оказывает превалирующее влияние на выбор схемы контроля параметров полета ЛА и диагностики его бортового оборудования. Она также определяет и динамику средств контроля и диагностики. Поэтому в процессе проведенных исследований для имитации возникающих в турбулентной среде и наиболее опасных для ЛА порывов ветра была предложена модель системы "ЛА — турбулентная среда" с функцией спектральной плотности мощности.

В рамках указанной модели рассмотрены четыре типа причин появления инструментальных ошибок:

- медленный дрейф сигналов на информационных выходах первичных преобразователей или постепенное ухудшение характеристик объектов контроля и диагностики;
- внезапный отказ бортового оборудования типа короткого замыкания или обрыва информационных каналов и цепей электропитания;
- ошибки, связанные с масштабным фактором;
- ошибки, возникающие из-за высокой интенсивности шума.

Причины всех этих ошибок являются общими для большинства поддающихся осмысливанию ошибок, неисправностей и отказов.

В процессе маневрирования параметры ЛА, силовой установки и бортового оборудования изменяются в широких пределах. Для оценки состояния объектов контроля и диагностики обычно применяют метод, при котором заключение об истинном состоянии объекта принимается на основе степени близости текущего значения вектора состояния к его расчетному значению. Состояние объекта контроля и диагностики описывается

выражениями, связывающими номинальное значение C_0 сигналов на его выходе с наименьшим значением его внутренних параметров ΔA и изменениями ΔB сигналов на его входах u :

$$\begin{aligned}\dot{x} &= (A_0 + \Delta A)x + (B_0 + \Delta B)u; \\ y &= C_0 x, \quad y \in R^m, \quad u \in R^r, \quad x \in R^n, \end{aligned} \quad (1)$$

где A_0 , B_0 — номинальные значения соответствующих параметров; m — число выходов объекта контроля и диагностики; r — число входов; n — число состояний.

Эти состояния отображаются средствами контроля и диагностики в виде

$$\dot{\tilde{x}} = D\tilde{x} + B_0 u + KC_0 x, \quad (2)$$

где $D = (A_0 - KC_0)$.

Обозначим далее e инструментальную ошибку измерения и оценки состояния объекта контроля и диагностики или его отдельных элементов: $e = x - \tilde{x}$. Дифференцирование последнего равенства после подстановки в него переменных x и $\tilde{x}$, выраженных через D , ΔA , ΔB и u , приводит к уравнению

$$\dot{e} = (A_0 - KC_0)e + \Delta A x + \Delta B u, \quad (3)$$

обеспечивающему возможность широкой оценки ошибок. Для того чтобы создать работоспособную схему средств контроля и диагностики, необходимо учитывать, что элементы параметров траекторной чувствительности в ответ на маневрирование изменяются с различными скоростями. При этом наиболее высокую частоту изменения имеют элементы $\Delta A(x, u)$. Их спектральные характеристики позволяют выделить члены $\Delta A x$

и ΔBu в две такие группы частот, при которых возмущающие воздействия внешней среды могут рассматриваться независимо.

В предложенном подходе к построению средств контроля и диагностики могут быть, например, оценены независимо четыре состояния ЛА при реализации управления по продольному каналу. Вектор состояния $x \in R^4$ может быть получен на основе множества одиночных измерений, причем каждое из них реализуется с различными степенями наблюдаемости.

Оценка динамики изменения состояний может быть выполнена с использованием выражений

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{x}}_1 &= A_0 \tilde{x}_1 + B_0 u + K_1 (C_{01} x - C_{01} \tilde{x}_1); \\ \dot{\tilde{x}}_2 &= A_0 \tilde{x}_2 + B_0 u + K_1 (C_{02} x - C_{02} \tilde{x}_2),\end{aligned}\quad (4)$$

где $\tilde{x}_1$ и $\tilde{x}_2$ — векторы оценки состояния объекта контроля и диагностики, формируемые по двум автономным каналам измерения и обработки исходной информации.

Если ввести обозначения $e_1 = x - \tilde{x}_1$; $e_2 = x - \tilde{x}_2$; $e_{12} = e_1 - e_2 = \tilde{x}_2 - \tilde{x}_1$, то для нелинейного процесса с малыми параметрическими отклонениями можно записать

$$\begin{aligned}e'_1 &= (A_0 - K_1 C_{01}) e_1 + \Delta Ax + \Delta Bu; \\ e'_2 &= (A_0 - K_2 C_{02}) e_2 + \Delta Ax + \Delta Bu.\end{aligned}\quad (5)$$

В случае скрытых ошибок, отказов и неисправностей, которые принятыми методами тестирования не обнаруживаются, справедливо выражение

$$e'_{12} = A_0 e_{12} - K_1 C_{01} e_1 - K_2 C_{02} e_2. \quad (6)$$

А так как e_1 и e_2 зависят от элементов ΔAx и ΔBu в различной степени, то имеет место неравенство $K_1 C_{01} \neq K_2 C_{02}$. Кроме того, весьма непросто обеспечить соблюдение равенства $K_1 C_{01} e_1 = K_2 C_{02} e_2$. Поэтому методы оценки, определяемые совокупностью выражений (4), (5) и (6), на практике пока не получили широкого распространения.

Посредством использования пространства состояний в автоматическом средстве контроля и диагностики появляется избыточная информация, обеспечивающая оценку состояния методами параметрической чувствительности. Эта информация и используется для оценки ошибки, появляющейся в канале наблюдения или измерения значений параметров, характеризующих работоспособность объекта контроля и диагностики.

Применительно к продольному движению ЛА избыточная информация в аналитическом виде может быть получена и оценена на основе анализа уравнений, описывающих по продольному каналу управления короткопериодические (7) и фугоидные (8) перемещения ЛА в пространстве:

$$\begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & Z_q + U & 0 \\ m_w & m_q & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ q \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_\zeta \\ m_\zeta \\ 0 \end{bmatrix} \zeta; \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_u - \frac{x_w [z_u m_q - m_u (z_q + U)]}{z_w m_q - m_w (z_q + U)} & -q \\ \frac{-(z_u m_w - m_u z_w)}{z_w m_q - m_w (z_q + U)} & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \xi, \quad (8)$$

где в качестве независимых переменных используются: U — скорость горизонтального полета, вектор которой направлен вдоль строительной оси ЛА; $\dot{u}$ — боковая скорость; $\dot{w}$ — нормальная скорость; $\dot{q}$ — угловая скорость вращения ЛА по тангажу; θ — угол тангажа.

Входящие в выражения (7) и (8) элементы Z , x , m с соответствующими индексами являются в основном функциями скоростей U , $\dot{u}$ и параметров, обозначенных индексами, а также возбуждающих сигналов управления ξ и ζ .

Средство контроля и диагностики, обеспечивающее на практике измерение и анализ значений параметров, входящих в уравнения (7) и (8), имеет четыре автономных измерительных канала, три из которых настроены на анализ короткопериодических продольных колебаний ЛА и один — на анализ колебаний фугоидного типа. Применительно к короткопериодическим колебаниям один из трех упомянутых каналов осуществляет анализ результатов измерения параметров w , q , а два других — совокупность результатов измерения параметров w , q и θ , причем на входы двух последних каналов поступают результаты измерения параметров w , θ и, соответственно, q , θ .

Четвертый измерительный канал анализирует перемещение ЛА фугоидного типа на основе сопоставления результатов измерений параметров U и θ . Совокупность из четырех корректно созданных измерительных каналов может быть использована для выделения и локализации всех ошибок в сенсорной системе. Если, например, с ошибкой функционирует первичный преобразователь параметра w , то ошибка, индицируемая посредством w , q измерительного канала, будет относиться к ошибке, индицируемой каналом w , q , θ со входами w , θ . Подобным же образом определяется принадлежность возникающих ошибок и к другим первичным преобразователям (датчикам) объекта контроля и диагностики.

Основы описанного подхода могут также применяться и к диагностике компонентов ошибки при использовании децентрализованных измерительных каналов.

Функционирование средств контроля и диагностики, основанное на анализе состояний наблюдаемой модели объекта, может быть описано посредством выражений (1), (2), (3). Незвестные члены ΔAx и ΔBu обычно имеют слабую взаимосвязь и не включаются формирующей подсистемой пониженного порядка, описываемой уравнениями (7) и (8), в дополнение к характерному действию изменений параметра. Задача состоит в выборе такой структуры каждого из измерительных каналов, при которой весовые их сочетания дали бы на выходе "нулевой сигнал" в условиях отсутствия ошибки. Это специфическое применение задачи обнуления выхода средств контроля и диагностики для оценки пространства ошибок.

Дополнительного внимания заслуживает такая конструкция, которая сделана нечувствительной к параметрическим изменениям и чувствительной к ошибкам датчиков.

Рассмотрим два класса средств контроля и диагностики:

1) средства, для которых число измерений m равно числу состояний объекта контроля и диагностики n ;

2) средства, для которых $(n - m) > 1$, т.е. для которых в системе оценки состояния имеется неопределенность по крайней мере первого порядка.

В первом случае, когда $n = m$, имеется свобода в назначении произвольно всех n состояний, если (A_0, C_0) является наблюдаемой парой.

Для второго случая произвольное, но единственное в своем роде, назначение достигается посредством выделения по крайней мере $n - m$ собственных векторов и всех n состояний. Максимальное число выделенных незначащих собственных векторов, относящихся к пространству признаков, не подлежащих учету, возможно тогда, когда для $m = 2$ число возможных состояний равно $n - 1$, для $m = 3$ равно $n - 2$ и т.д.

Ошибочно определяемый сигнал, или сигнал ошибки, можно представить как

$$F(s) = WC_0 E(s) = 0, \quad (9)$$

где $E(s) = T(sI_k - J)^{-1} B_0 u^*(s)$; s — вектор чувствительности, формируемый на основе взвешенных пар ошибочных сигналов наблюдения измерительных каналов средства контроля и диагностики; $*$ — знак, обозначающий операцию свертки; W — общее число сигналов; I_k — число ошибочных пар наблюдений, $k = 1, n$, n — число состояний.

Для удобства системы обозначений принято $B_0 u^*(s) = B_0 \Delta B^* u(s)$. T является обобщенным базисом пространства состояний, устанавливающего связь истинного пространства состояний в канонической форме Жордана с системной матрицей J . Во всех случаях систему выявления ошибок необходимо строить таким образом, чтобы она не принимала изменение значений пара-

метров, характерное для нормально функционирующего объекта контроля и диагностики, как появление сигнала ошибки. Однако она должна быть чувствительна к сенсорно ошибочным сигналам, появление которых связано с нарушением правильности функционирования первичных преобразователей.

Если при $n = m$ матрица D оказалась диагональной с явными собственными значениями, то матрица J становится спектральной матрицей Λ :

$$D = (A_0 - KC_0) = \Lambda.$$

Тогда логически следует вывод о том, что

$$F(s) = (sI_n - \Lambda)^{-1} B_0 u^*(s) \\ \text{и } F(s) = WC_0 E(s) = 0.$$

Таким образом, задача сводится к тому, чтобы определить, какое из выбранных значений W будет удовлетворять уравнению (9). Дополнительные свойства могут быть достигнуты, если $n - r$ собственных векторов будут отнесены к недействительному пространству WC_0 . Важно, чтобы уменьшение порядка системы оценки ошибки, делающее r состояний ненаблюдаемыми, снижало ее чувствительность к изменениям параметров. Например, при $n = m = 2$, $r = 1$ ограничительный фильтр минимизирует чувствительность ошибочного сигнала $F(s)$ к параметрическим изменениям ΔAx и ΔBu .

В номинальном случае $\Delta A = \Delta B = 0$ и, когда появляется сенсорная ошибка, уравнение для ее определения принимает вид

$$\dot{e} = (A_0 - KC_0)e + \Delta Ax + \Delta Bu + K \Delta Cx.$$

При $n > m$ входная матрица B_0 может быть не более весовой матрицы W .

В этом случае можно записать

$$F(s) = T(sI_n - J)^{-1} T^{-1} B_0 u^*(s). \quad (10)$$

С учетом (10) возможно выделить такую обобщенную собственную структуру для D , что будет выполняться условие $WC_0 m_i = 0$, где $i = 1, \dots, m - 1$, и m_i является явным правым собственным вектором $D = (A_0 - KC_0)$. В этом случае будет соблюдаться условие

$$WC_0 E(s) = 0. \quad (11)$$

Перемещения оцениваемой ошибки в недействительную или незначащую область пространства WC_0 будут нечувствительными к параметрическим изменениям, воздействующим на A_0 . В этом состоит двойственность важного результата, который первоначально был использован при решении задач управления.

Перемещения, близкие к незначащему пространству, также могут иметь низкую чувстви-

тельность к изменению параметров. Это достигается следующим образом.

1. Для D^T находится правый собственный вектор v системы управления: $(A_0^T - K^T C_0^T)v = D^T v$; $v \in R^n$, и путем транспонирования v^T находится левый собственный вектор для D : $v^T D = v^T \lambda$.

2. Упомянувшееся ранее свойство приводит к хорошо известному результату, существо которого сводится к тому, что правые собственные векторы систем D и D^T оказываются ортогональными. Полученный результат распространяется на случай, в котором m собственных векторов вырождаются в простой ряд с числом членов, равным m . Это достигается использованием обобщенных собственных векторов системы D . Условием ортогональности является условие

$$\langle m_i, v_k \rangle = 0, i \neq k, \quad (12)$$

для $D^T v_i = v_i \lambda_i$ и $D m_i = m_i \lambda_i$.

3. Если v_i является правым собственным вектором системы D^T , то по крайней мере один правый собственный вектор D^T может быть выбран таким образом, чтобы удовлетворялось условие (12).

Таким образом, один собственный вектор системы D^T является найденным и обобщенные правые собственные векторы системы D вызывают m вычеркиваний нулевых полюсов в уравнении (11) так, что порядок $E(s)$ уменьшается от n до 1. Область пространства WC_0 является, таким образом, как и требуется, динамической областью первого порядка. Это происходит потому, что установление двух линейно зависимых собственных векторов приводит к аннулированию двух пар нулевых полюсов и, как следствие, к уменьшению индекса показателя наблюдаемости измерительного канала до 1. Отмеченное выше позволяет учитывать компоненты оцениваемой ошибки как ответную реакцию на сенсорные погрешности.

Для общей системы с $n > m$ данная форма решения может быть получена только для наблюдаемой пары (A_0, C_0) и по меньшей мере для $n - m$ правых собственных векторов во всей области пространства WC_0 . Это может быть достигнуто использованием условий свободного назначения таких векторов. Для того чтобы достичь требуемой информативности собственного вектора, должно быть использовано обобщенное его назначение.

В заключение следует отметить, что задача, решаемая средствами контроля и диагностики, реализующими условие $F(s) = WC_0 E(s) = 0$, известна как задача "обнуления выхода", которая привлекает все большее внимание специалистов в области контроля и диагностики сложных технических систем. Этот подход хорошо зарекомендовал себя при использовании в контрол-

лерах переменной структуры. Он известен как скользкий способ.

Для задачи, в основу решения которой положен данный способ, характерно то, что он позволяет создавать модели контролируемых процессов, обеспечивающие прогнозирование возможного их развития. Посредством аппаратного уменьшения порядка подсистем в измерительных каналах способ обнуления выхода может быть также применен к решению задачи диагностики неисправностей, ошибок и отказов.

Коммутирующая обратная связь в измерительных каналах является нежелательной, поскольку она может снизить чувствительность системы оценки ошибки к сенсорным погрешностям. Посредством аналитической избыточности первого порядка в каждом измерительном канале полюс избыточности может быть выбран таким, чтобы соответствовать узкополосному фильтру с низкой чувствительностью к параметрическим изменениям.

Если сигнал обнаружения ошибки для i -го измерительного канала обозначить $F_i(s)$, то суммарный сигнал, охватывающий все системы, может быть найден как

$$S = [F_1(s), F_2(s), \dots, F_k(s)]^T = 0,$$

где k — число перестановок, приводящих в порядок m измерений, полученных по времени произвольно.

Таким образом, посредством использования оценки ошибки в наблюдаемом пространстве может быть реализован мощный подход к задаче диагностики ошибок, неисправностей и отказов. Такой подход основан на использовании фильтра определения ошибки исправного измерительного канала, в котором минимизированы влияния параметрических измерений и нарушений правильности протекания контролируемых процессов. Использование пространства ошибок наблюдения снимает необходимость определения вектора оценки состояния, и, следовательно, средства контроля и диагностики конструктивно могут быть выполнены на основе бортовых вычислительных систем, функционирующих в реальном масштабе времени.

Применение совокупности средств контроля и диагностики с различными измерительными параметрами проявляется в дополнительных преимуществах, дающих возможность выделения ошибок. Это было продемонстрировано на примере моделирования процесса функционирования гироскопической системы, когда ошибки в ней были обнаружены и локализованы в пределах отрезка времени, не превышающего 200 мс. Указанное время восстановления реалистично и говорит о том, что данный подход может быть успешно применен к потенциально неустойчивому ЛА.

Список литературы

1. **Контроль** функционирования больших систем / Под ред. Г. П. Шибанова. М.: Машиностроение, 1977. 360 с.
2. **Майоров А. В., Москатов Г. К., Шибанов Г. П.** Безопасность функционирования автоматизированных объектов. М.: Машиностроение, 1988. 263 с.
3. **Шибанов Г. П.** Бортовой контроль этапа разбега самолета и обеспечения безопасности взлета // Проблемы безопасности полетов. 1988. № 8. С. 32—45.
4. **Шибанов Г. П.** Контроль состояния технических систем по изменению светового фона приборных панелей // Автометрия. 1972. № 4. С. 105—109.
5. **Шибанов Г. П.** Обеспечение функциональной надежности электронных систем при неполной информации о состоянии их блоков // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Т. 17, № 7. С. 471—474.
6. **Шибанов Г. П.** О возможности повышения живучести бортовых однородных вычислительных структур летательных аппаратов // Информационные технологии. 2007. № 1. С. 2—6.
7. **Шибанов Г. П.** Оптимизация процесса контроля бортовых комплексов оборудования // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 6. С. 56—61.
8. **Шибанов Г. П.** Оценка эффективности автоматизации процессов контроля оборудования // Основные вопросы теории и практики надежности. М.: Советское радио, 1975. С. 336—342.
9. **Шибанов Г. П.** Распознавание в системах автоконтроля. М.: Машиностроение, 1973. 428 с.

Account of Errors of Transducer during Inspection of Flying Device

G. P. Shibanov, gpshibanov@mail.ru✉,

Government Test-flight Center named after V. P. Chkalov, Akhtubinsk, Russian Federation

Corresponding author: **Shibanov Georgy P.**, D. Sc., Professor, Leading Researcher, Government Test-flight Center named after V. P. Chkalov, Akhtubinsk, Russian Federation, e-mail: gpshibanov@mail.ru

Accepted on November 02, 2016

Any structure of automation means of checkout flight parameters of flying device and diagnostics of onboard equipment which taking as a basis on linearization mathematical model of flying device will have another description for non-linearity mathematical model this flying device. In this case automation means of checkout employment practice unfit for testing of parameters of flight and diagnostics of onboard equipment. Estimation effectiveness of automation diagnostics of onboard equipment and checkout parameters of flight require employment of new methods and approach independently from the dynamics of flying device and adequate of mathematical models everybody of checkout process. Indignation of atmosphere and instrumental errors of transducers exercise influence on selection of scheme checkout and diagnostics. They can be determine of dynamics systems of checkout and diagnostics. At the same time sensor errors or errors of transducer can be detect and become localized without use altogether vector of estimation condition of checkout and diagnostics object. It can be make by means of weigh-procedure of measuring estimation error and off-error exit each of measuring canal. This article consideration the algorithms account of instrumental errors of transducers during inspection of flying device.

Keywords: account, error, transducer, checkout, diagnostics, measuring channel, estimation vector, flying device

For citation:

Shibanov G. P. Account of Errors of Transducer during Inspection of Flying Device, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 2, pp. 134—138.

DOI: 10.17587/mau.19.134-138

References

1. **Shibanov G. P.** ed. *Kontrol' funktsionirovaniya bol'shikh sistem* (Control works of great systems), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 360 p. (in Russian).
2. **Mayorov A. V., Moskatov G. K., Shibanov G. P.** *Bezopasnost' funktsionirovaniya avtomatizirovannykh ob"ektov* (Safety works of automation object), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 263 p. (in Russian).
3. **Shibanov G. P.** *Bortovoi kontrol' etapa razbega samoleta i obespecheniya bezopasnosti vzleta* (Onboard checkout of aircraft run and maintain of safety make a take-off), *Problems of Safety Flights*, 1988, no. 8, pp. 32—45 (in Russian).
4. **Shibanov G. P.** *Kontrol' sostoyaniya tekhnicheskikh sistem po izmeneniyu svetovogo fona pribornykh panelei* (The checkout of technical systems by lighting background of device panels), *Avtometriya*, 1972, no. 4, pp. 105—109 (in Russian).
5. **Shibanov G. P.** *Obespechenie funktsional'noi nadezhnosti elektronnykh sistem pri nepolnoi informatsii o sostoyanii ikh blokov* (Supply of function reliability of electronic systems when unsuitable information about condition of block), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 7, pp. 471—474 (in Russian).
6. **Shibanov G. P.** *O vozmozhnosti povysheniya zhivuchesti bortovykh odnorodnykh vychislitel'nykh struktur letatel'nykh apparatov* (About opportunity increase of survivability of onboard computer structure of flying device), *Information Technology*, 2007, no. 1, pp. 2—6 (in Russian).
7. **Shibanov G. P.** *Optimizatsiya protsesssa kontrolya bortovykh kompleksov oborudovaniya* (Optimization of checkout onboard complex of equipment of flying device), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2014, no. 6, pp. 56—61 (in Russian).
8. **Shibanov G. P.** *Otsenka effektivnosti avtomatizatsii protsessov kontrolya oborudovaniya* (Estimation effectiveness of automatic checkout of equipment), *Fundamental questions of theory and practice of reliability*, Moscow, Sovetskoe radio, 1975, pp. 336—342 (in Russian).
9. **Shibanov G. P.** *Raspoznavanie v sistemakh avtokontrolya* (Identification systems of automatic control), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 428 p. (in Russian).