

УДК 629.7.054

М.Ю. Буриченко, Л.А. Кошечая

ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ АТТЕСТАЦИИ БЛОКОВ ПЕРВИЧНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ДИНАМИЧЕСКИХ СТЕНДАХ-ИМИТАТОРАХ УГЛОВЫХ ДВИЖЕНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Описаны особенности динамической аттестации блоков датчиков угловой скорости и акселерометров как многомерных систем. Приведена схема стенда для аттестации блоков датчиков, а также регуляризованный спектральный алгоритм структурной идентификации моделей динамики многомерных блоков датчиков и их помех.

Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) являются одним из основных видов бортовых измерительных систем современных подвижных объектов. Их главное назначение состоит в точном определении местоположения и ориентации автономно движущегося объекта. Требования к точности БИНС повышаются с каждым новым поколением авиационной техники. Известны два основных пути повышения точности бортовых измерений [1]. Первый путь – создание бортовых измерителей на новых физических принципах – как правило, требует многих лет для разработки конструкции и технологии изготовления нового типа измерителя. Второй путь – применение алгоритмов оптимальной обработки информации, получаемой от первичных измерителей (датчиков) – можно реализовать независимо от первого, он позволяет быстрее достигать предельной точности измерений в условиях реального полета летательных аппаратов (ЛА), но требует создания и применения алгоритмов оптимальной обработки измерительной информации, использующих реальные модели динамики чувствительных элементов (блоков чувствительных элементов) БИНС, их помех измерений в условиях реального возмущенного полета.

Модели динамики одномерных датчиков навигационных систем приведены в работе [2]. Рассмотренные модели отражают особенности конструктивной схемы соответствующего датчика, однако в реальных условиях эксплуатации модели датчиков могут иметь другую структуру, зависящую от динамических характеристик, действующих на датчик полезных сигналов (угловых скоростей и линейных ускорений) и помех.

Чтобы получить необходимые модели динамики бортовых измерителей (в частности, чувствительных элементов БИНС – например, гироскопических датчиков угловой скорости, линейных акселерометров и других чувствительных элементов) и помех, сопутствующих измерениям, нужно провести их динамическую аттестацию. Под динамической аттестацией бортового измерителя понимают [3] процесс определения его передаточной функции (матрицы передаточных функций), спектральной и взаимной спектральной плотностей (матриц спектральных и взаимных спектральных плотностей), помехи и движения испытательного стенда, имитирующего выходные реакции (вектор состояния) ЛА в конкретном режиме полета. Динамическая аттестация включает в себя: воспроизведение в лабораторных условиях движения бортового измерителя с характеристиками, близкими к проявляющимся в реальном полете; измерение входных и выходных сигналов бортового измерителя; построение моделей динамики бортового измерителя (или блоков их чувствительных элементов), а также помех измерений с использованием соответствующих алгоритмов оценивания

и идентификации. Получив необходимые модели динамики бортовых измерителей и их помех, можно разработать алгоритм оптимальной обработки информации, получаемой от а тестованных бортовых измерителей.

Поскольку характер помех гироскопических измерителей главным образом связан характером движения их основания [4], при динамической аттестации необходимо как можно точнее имитировать возмущенное движение ЛА в конкретном режиме полета. Вследствие малости возмущенных движений, достаточно имитировать лишь возмущенные отклонения ЛА от заданной траектории полета в установившихся режимах. В этом случае можно оценить динамические характеристики измерителя и его помех, существующие в условиях близких к эксплуатационным.

Динамическая аттестация многомерных бортовых измерителей сложнее аттестации одномерных измерителей из-за увеличения количества определяемых характеристик и взаимного влияния измерительных каналов, существенно затрудняющего определение структуры и параметров моделей динамики многомерных измерителей. Для проведения динамической аттестации многомерных измерителей необходим многостепенной стэнд, движение платформы которого с испытуемыми изделиями должно представлять собой многомерный стохастический процесс с динамическими характеристиками, соответствующими имитируемому движению. Чтобы воспроизводить такое движение с наибольшей близостью к требуемым динамическим характеристикам, необходима оптимальная система управления движением стэнда. Чтобы определить модели помех многомерных бортовых измерителей необходимо получить оптимальные оценки векторов состояний стэнда и бортового измерителя, затем выделить вектор помех измерений бортового измерителя с учетом преобразования компонентов вектора состояния стэнда в систему координат, связанную с бортовым измерителем.

Структурная схема стэнда для динамической аттестации бортовых гироскопических приборов и чувствительных элементов навигационных систем показана на рис. 1.

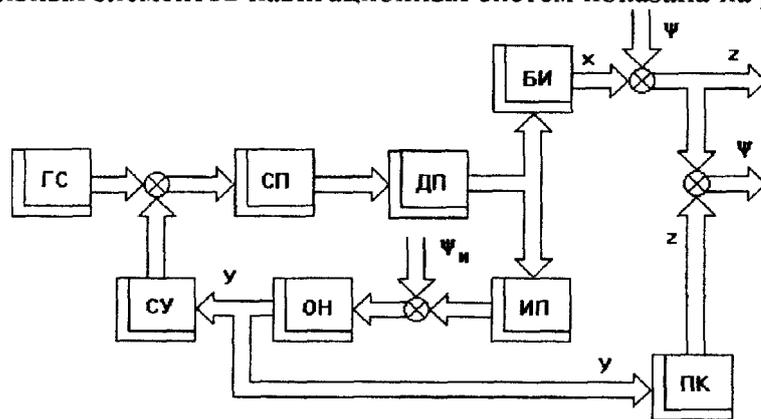


Рис. 1. Структурная схема стэнда для динамической аттестации бортовых измерителей

Исследуемые многомерные бортовые измерители (БИ) установлены на динамической (подвижной) платформе (ДП), которая закреплена в кардановом подвесе. Платформа приводится в движение электроприводом (СП) от генератора сигналов (ГС). Генератор формирует вектор r программных сигналов с динамическими характеристиками, соответствующими реальному возмущенному движению ЛА. Через систему управления (СУ) на вход электропривода поступают управляющие сигналы, которые содержат информацию об оценке \hat{j} вектора наблюдаемого состояния y динамической платформы.

Вектор состояния платформы определяется с помощью измерителей параметров (ИП), а оценку \hat{y} вектора выходного состояния платформы стэнда получают на выходе оптимального наблюдателя (ОН), который реализован на ПЭВМ с помощью соответствующего аппа

ратно-программного обеспечения. Вектором Ψ_n отображаются помехи вектора выходного состояния платформы. Вектор z оцениваемого состояния исследуемого бортового измерителя представляет собой сумму вектора x истинного состояния бортового измерителя и вектора помех. Преобразователь координат (ПК), реализуемый на ПЭВМ программным способом, преобразует оценку \hat{y} вектора состояния динамической платформы в оценку \hat{z} вектора состояния исследуемого бортового измерителя и позволяет выделить оценку его вектора помех Ψ .

В идентификационном эксперименте входной сигнал блока датчиков (вектор угловой скорости) определялся косвенно – по результатам измерения углов поворота платформы. Так как при имитации углового движения объекта платформа поворачивается на малые углы, то для определения вектора угловой скорости, представляющего собой вектор входных сигналов блока датчиков угловой скорости, использовано выражение

$$\omega_p \approx [\dot{\gamma}, \dot{\psi}, \dot{\vartheta}] ,$$

где $\omega_p \approx [\dot{\gamma}', \dot{\psi}, \dot{\vartheta}]$ - углы крена, курса и тангажа соответственно.

Линейные ускорения в точке крепления блока акселерометров имитируются на поворотном стенде за счет смещения блока от центра вращения платформы. Вектор входного сигнала блока акселерометров (составляющие действующего на блок линейного ускорения) определяется по результатам измерения углов поворота платформы с учетом смещения точки крепления блока относительно центра вращения платформы и имеет вид:

$$a = \begin{bmatrix} -(\dot{\psi}^2 + \dot{\vartheta}^2)x + (\ddot{\vartheta} + \dot{\gamma}\dot{\psi})y - g\dot{\vartheta} \\ (\ddot{\vartheta} + \dot{\gamma}\dot{\psi})x - (\dot{\vartheta}^2 + \dot{\gamma}^2)y + 0 \\ -(\ddot{\psi} - \dot{\gamma}\dot{\vartheta})x + (\dot{\gamma} + \dot{\psi}\dot{\vartheta})y - g\dot{\gamma}^2 \end{bmatrix} .$$

В последнем выражении учтено, что в схеме вертикального акселерометра уже выполнена компенсация основной составляющей ускорений свободного падения.

Структурная идентификация моделей динамики многомерных измерителей имеет свои особенности. Поскольку в идентификационном эксперименте оказалось невозможным измерить возмущения, действующие на исследуемый измеритель, то для целей идентификации был применен спектральный алгоритм [5], позволивший по данным одного эксперимента определить как модели динамики многомерного объекта так и действующих на него возмущений.

При использовании такого алгоритма предполагается, что движение объекта идентификации описывается преобразованной по Фурье системой обыкновенных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами вида

$$Px = Mu + \psi , \quad (1)$$

где x и ψ – n -мерные векторы соответственно реакций объекта и возмущений; u – n -мерный вектор управлений; P и M – исходные матрицы размерностью $n \times n$, элементы которых – полиномы аргумента $s = j\omega$ (определитель матрицы P удовлетворяет условиям Гурвица).

Сигналы x и u представляют собой n -мерные стационарные случайные процессы с нулевым математическим ожиданием и известными матрицами спектральных и взаимных спектральных плотностей $S_{xx}, S_{uu}, S_{ux}, S_{xu}$. Помехи векторов x и u считаем случайными стационарными процессами, не коррелированными с основными сигналами. Полагаем так-

же, что возмущение ψ не коррелировано с управлением u . Возмущение представим реакцией на сигнал "белого шума" некоторого формирующего фильтра с неизвестной матрицей Ψ передаточных функций:

$$\psi = \Psi \Delta.$$

Эта матрица определяется по результатам идентификации.

Для упрощения записи введем следующие обозначения:

$$\Phi = (P^{-1}M, P^{-1}\Psi) = (W_u, W_\psi); \quad y = \begin{bmatrix} u' \\ \Delta' \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где Φ - искомая дробно-рациональная функция (блочная матрица-строка), включающая матрицы W_u, W_ψ передаточных функций объекта соответственно по управляющему и возмущающему воздействиям.

С учетом обозначений (2) уравнение (1) может быть представлено как

$$x - \Phi y = 0.$$

При подстановке в него экспериментальных оценок векторов \hat{x} и \hat{y} оно может быть переписано как выражение

$$\varepsilon = \hat{x} - \Phi \hat{y},$$

где вектор ε - ошибка идентификации.

Полагая матрицы P и M невырожденными, для регуляризации алгоритма идентификации решим уравнение (1) относительно x и u и, используя теорему Винера-Хинчина, составим матрицу взаимной спектральной плотности сигналов x и u :

$$S'_{xy} = P^{-1}MS'_{xu}P.M^{-1} + P^{-1}\Psi S'_{\Delta\Delta}P.M^{-1} - P^{-1}\Psi S'_{\Delta\Delta}\Psi.M^{-1}$$

из которой путем преобразований можно получить [5]:

$$\Phi \begin{bmatrix} S'_{xu} \\ \frac{1}{2}S'_{x\Delta} \end{bmatrix} - \left(S'_{ux} \quad \frac{1}{2}S'_{\Delta\Delta} \right) \Phi_* = 0.$$

Полученное выражение представляет собой дополнительное уравнение связи между спектральными характеристиками входных и выходных сигналов идентифицируемого объекта, его можно использовать для регуляризации результатов идентификации модели динамики объекта.

Транспонированная матрица спектральных плотностей сигнала ошибки идентификации $S'_{\varepsilon\varepsilon}$ имеет вид:

$$S'_{\varepsilon\varepsilon} = S'_{xx} - S'_{yx}\Phi_* - \Phi S'_{xy} + \Phi S'_{yy}\Phi_*,$$

где матрицы

$$S'_{yy} = \begin{bmatrix} S'_{uu} & 0 \\ 0 & E_n \end{bmatrix}; \quad S'_{yx} = \begin{bmatrix} S'_{ux} \\ S'_{\Delta x} \end{bmatrix}.$$

Матрицу взаимных спектральных плотностей $S'_{\Delta x}$, входящую в матрицу S'_{yx} , можно найти из исходных данных, используя уравнение связи [5]

$$S'_{\Delta\Delta}(S'_{\Delta\Delta})^{-1}S'_{\Delta x} = S'_{xx} - S'_{xu}(S'_{xu})^{-1}S'_{ux}.$$

Матрица $S'_{\Delta x}$ находится как результат факторизации левой части этого уравнения.

Составим функционал качества идентификации в виде

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{+j\infty} \text{tr} \left[\left(\mathbf{S}'_{zz} \mathbf{A} + \Lambda \left(\mathbf{S}'_{ux}, \frac{1}{2} \mathbf{S}'_{\Delta x} \right) \right) \Phi_* + \Phi \left(\mathbf{S}'_{yu}, \frac{1}{2} \mathbf{S}'_{\Delta y} \right)' \Lambda \right] ds,$$

где $\Lambda = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n)$; λ_i - множители Лагранжа, $i = \overline{1, n}$. \mathbf{A} - известная положительно определенная весовая матрица размерности $n \times n$.

Выбором физически реализуемой варьируемой функции Φ необходимо доставить минимум функционалу качества идентификации. Эта задача решается как вариационная с применением процедуры метода Винера-Колмогорова. Первая вариация функционала имеет вид:

$$\delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{+j\infty} \text{tr} \left[\left(-\mathbf{A} \mathbf{S}'_{yx} + \Lambda \left(\mathbf{S}'_{ux}, \frac{1}{2} \mathbf{S}'_{\Delta x} \right) + \mathbf{A} \Phi \mathbf{S}'_{yy} \right) \delta \Phi_* + \delta \Phi \left(-\mathbf{S}'_{xy} \mathbf{A} + \left(\mathbf{S}'_{yu}, \frac{1}{2} \mathbf{S}'_{\Delta y} \right) \Lambda + \mathbf{S}'_{yy} \Phi_* \mathbf{A} \right) \right] ds.$$

Условие, доставляющее минимум функционалу качества идентификации, представляет собой следующий алгоритм

$$\Phi = (\mathbf{W}_u, \mathbf{W}_\psi) = \Gamma^{-1} (\mathbf{T}_0 + \mathbf{T}_+) \mathbf{D}^{-1},$$

где $\Gamma \Gamma = \mathbf{A}$; $\mathbf{D} \mathbf{D}_* = \mathbf{S}'_{yy}$; $\mathbf{T} = \mathbf{T}_0 + \mathbf{T}_+ + \mathbf{T}_- = \Gamma \left[(\mathbf{E}_n - \mathbf{A}^{-1} \Lambda) \mathbf{S}'_{ux}, \left(\mathbf{E}_n - \frac{1}{2} \mathbf{A}^{-1} \Lambda \right) \mathbf{S}'_{\Delta x} \right] \mathbf{D}_*^{-1}$.

После подстановки в алгоритм исходной информации можно определить параметры искомой варьируемой функции Φ и ее частей - матриц оптимальных передаточных функций идентифицируемого объекта по управляющим \mathbf{W}_u и возмущающим \mathbf{W}_ψ сигналам.

Изложенный алгоритм был применен для идентификации моделей динамики блоков датчиков угловой скорости и линейных ускорений ЛА и действующих на них возмущений в режиме их работы, близком к эксплуатационному. Полученные как результат идентификации обобщенные модели динамики блоков датчиков угловой скорости и блока акселерометров в форме матрицы $\mathbf{W}(s)$ передаточных функций для диапазона частот входных воздействий в связанной с платформой стенда системе координат Охуз имеют вид

$$\mathbf{W}(s) = \mathbf{K} e^{-\tau s},$$

где \mathbf{K} - матричный коэффициент передачи блока датчиков (числовая действительная матрица размерности 3×3); τ - временное запаздывание блока.

Как видно, полученная модель проще модели, определяемой на основе анализа конструкции датчиков угловой скорости и акселерометров [2]. Частные модели динамики исследованных блоков датчиков угловой скорости и линейных акселерометров, полученные для тех же условий, а также модели их помех приведены в литературе [7,8].

Полученные модели динамики и помех блоков чувствительных элементов БИНС были использованы при синтезе оптимальных алгоритмов преобразования информации в БИНС. Описанная методика и средства экспериментальных исследований блоков датчиков угловой скорости и линейных ускорений на стенде-генераторе угловых движений ЛА, позволяют ус-

пешно выполнять динамическую аттестацию таких блоков. Полученные модели динамики блоков датчиков навигационной информации и действующих на них возмущений, соответствующие режимам работы в полете ЛА, могут быть использованы при синтезе навигационных алгоритмов. Матрицы передаточных функций блока и матрицы спектральных плотностей выходных помех блоков датчиков в исследованных режимах имеют сильные перекрестные связи, что необходимо учитывать при выборе навигационных алгоритмов БИНС.

Список литературы

1. *Блохин Л.Н., Азарсков В.Н., Носов И.И.* Некоторые вопросы создания конкурентоспособных БИНС. // III Международная НТК "Методы управления системной эффективностью функционирования электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов" Авионика-95: Тезисы докладов. 17-19 мая 1995. – Киев, 1995, С.52.
2. *Синеглазов В.М., Архипов А.Е., Бимбас В.А.* Стендовые испытания датчиков пилотажно-навигационных комплексов. – М.: Воздуш. трансп. 1993. – 176 с.
3. *Блохин Л.Н.* Методология оптимизации, регулировки и аттестации на земле бортовых измерительных систем и комплексов воздушных судов. – К.: Знание, 1989. – 24 с.
4. *Блохин Л.Н., Туник А.А.* Оптимальные гиросtabilизаторы. – К.: КИИГА 1983. – 44 с.
5. *Блохин Л.Н.* Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техніка, 1982. – 144 с.
6. *Блохин Л.Н., Буриченко М.Ю.* Регуляризованный спектральный алгоритм структурной идентификации динамических систем при случайных воздействиях. // Моделирование радиоэлектронных систем и комплексов обеспечения полетов. – К.: КМУГА, 1996. – С.151-155.
7. *Буриченко М.Ю., Держак С.В., Градобоева Н.В.* и др. Результаты идентификации моделей динамики блока датчиков угловых скоростей при возмущенном движении основания. // III Международная НТК "Методы управления системной эффективностью функционирования электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов" Авионика-95: Тезисы докладов. 17-19 мая 1995 г. – К.: 1995. – С. 61.
8. *Блохин Л.Н., Буриченко М.Ю., Кривоносенко А.П.* Идентификация моделей динамики блоков чувствительных элементов БИНС // Проблемы управления и информатики. – 1996. – № 6 – С. 78-86.