

УДК 681.51

Р. М. ФАРХАДИ, В. И. КОРТУНОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИКИ КАНАЛА КРЕНА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ СЛАБО ИНФОРМАТИВНОМ ВХОДНОМ СИГНАЛЕ

*В данной статье решена задача оценивания линейной стационарной динамической модели канала крена беспилотного летательного аппарата при слабо информативном входном сигнале и шуме измерения датчика с помощью двухэтапного метода на основе методов максимального правдоподобия и генетического алгоритма. Вследствие слабой информативности входного сигнала собственные числа информационной матрицы приближаются к нулю и эта задача становится некорректной и использование одноэтапного метода часто дает неверные и нестабильные решения с большими погрешностями в каждом цикле выполнения алгоритма идентификации по методу Монте Карло. Обусловленность информационной матрицы и некорректность задач оценивания параметров в идентификации объекта возникают из-за линейных зависимостей между оцениваемыми переменными. В методе двухэтапной идентификации на первом этапе оценивался коэффициент зависимостей между параметрами, а на втором этапе уменьшен размер вектора параметров и проведен алгоритм идентификации. Двухэтапный метод идентификации дает стабильные решения с допустимыми погрешностями при каждом выполнении процесса идентификации.*

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, оценка параметров модели, аэродинамический коэффициент, генетический алгоритм, метод ошибок выходов.

### Введение

Существует четыре важных принципа в решении задачи идентификации, известных как Quad-M (Quad-M: **m**aneuver, **m**easurement, **m**odel and **m**ethod) или маневр, измерение, модель и метод), которые должны быть рассмотрены при идентификации летательного аппарата. Это связано, во-первых, с информативными маневрами; во-вторых, достаточным количеством измерений входных и выходных переменных беспилотного летательного аппарата (БПЛА); в-третьих, выбором достоверной математической модели объекта; в-четвертых, выбором эффективного метода оценивания параметров системы [1].

В 60-е годы было заметно, что на некоторых моделях наличие обратных связей может привести к совершенно неверным результатам при идентификации объекта. Это означает, что оценки параметров вовсе не стремятся к своим действительным значениям или многозначны. Иногда необходимо провести идентификацию при наличии обратной связи из-за неустойчивости самого объекта, экономности, наличия присущей обратной связи, безопасности, причин производства и т.д.

При решении задачи идентификации полезны различные приемы анализа данных и использование

всевозможной априорной информации. Свойство априорных данных, наряду со структурой выбираемой математической модели определяет корректность постановки задачи идентификации как задачи математического моделирования БПЛА, анализа и определения показателей качества идентификации системы [2].

Существуют параметрические и непараметрические методы оценивания параметров. Параметрическая идентификация объектов позволяет сразу находить значения коэффициентов модели объекта по измеряемым значениям управляемого и управляющего сигналов объекта. Принято различать параметрические методы идентификации следующим образом: 1. Методы оценивания перед выбором структуры динамической модели – метод искусственных нейронных сетей. 2. Методы оценивания после выбора структуры динамической модели – метод наименьших квадратов, метод вспомогательных переменных, метод правдоподобия или метод ошибок выходов (МОВ), метод стохастических аппроксимаций, методы фильтрации (фильтр Калмана, метод ошибок моделирования) и т.д. [1 - 3]. Методы МОВ или максимального правдоподобия и наименьших квадратов являются наиболее используемыми и популярными методами идентификации. Для идентификации динамических систем в методе наимень-

ших квадратов в критерий оптимизации вводится ошибка уравнения модели, и эта ошибка является линейной функцией от неизвестных параметров. Но в методе правдоподобия вводится ошибка выхода в критерий, и эта ошибка является нелинейной функцией от неизвестных параметров. Для идентификации системы в отсутствии шумов измерений, метод наименьших квадратов дает несмещенное глобальное решение и имеет преимущество перед методом максимального правдоподобия. Но в реальности присутствуют шумы измерений, и метод наименьших квадратов дает смещенное решение. При этом другие методы, как метод вспомогательных переменных, уменьшает смещение в методе наименьших квадратов. Также критерий оптимизации может быть нелинейным по неизвестным параметрам. Несмотря на эти проблемы метод наименьших квадратов используется в инициализации других алгоритмов идентификации. Поэтому при наличии шумов метод МОВ предпочитается методу наименьших квадратов. С другой стороны, в методе МОВ существует один серьезный недостаток – негарантированная сходимость к глобальному экстремуму. Этот недостаток в целом решается такими методами: проведение алгоритма оптимизации с различными начальными значениями, выбор хорошей инициализации путем метода наименьших квадратов для достижения глобального экстремума, достижение глобальной сходимости с помощью модификации алгоритма оптимизации на основе метода МОВ. На основе метода МОВ используют модифицированные алгоритмы оптимизации, такие как генетический алгоритм и алгоритм имитации отжига.

Информация о структуре модели и диапазонах изменения параметров позволяет при решении данной задачи выбрать в качестве основного метода метод МОВ в сочетании с генетическим алгоритмом оптимизации для параметрической идентификации динамической модели БПЛА. Основным недостатком такой методики заключается в том, что генетический алгоритм является многократным, повторным и далеко не всегда позволяет находить глобальный оптимум (особенно этот недостаток проявляется при большом количестве неизвестных параметров модели). Генетический алгоритм является одним из эффективных методов оптимизации в режиме вне реального времени и дает возможность находить глобальный минимум путем многократного повторения. Его сходимость к глобальному решению в одном цикле выполнения не доказана, поэтому его использование в режиме реального времени не предлагается. При этом комбинированный метод МОВ и генетический алгоритм для параметрической идентификации ЛА в стохастической постановке и в

режиме вне реального времени предлагается для решения данной задачи. Одной из серьезных проблем, возникающих при использовании генетического алгоритма, является преждевременная сходимость. Не рекомендуется использовать обычный генетический алгоритм на маленьких выборках. Известными являются три основных метода устранения преждевременной сходимости: увеличение размера выборки, применение само-адаптирующихся генетических операторов и создание банка заменяемых особей [4].

Приблизительно линейная зависимость между несколькими параметрами, входящими в модель делает невозможность идентификации и приводит к обусловленности матрицы Фишера. Существуют три источника линейной зависимости: неинформативность планируемого эксперимента, ограничение на данные эксперимента и выбранная структура модели. Чтобы избежать линейной зависимости, структура модели не должна быть параметризованной с большим количеством параметров. Эксперименты для идентификации, как правило, планируются, чтобы избежать проблемы линейной зависимости [5, 6].

Для идентификации динамики канала крена БПЛА типа моно-крыло применены данные полета, получены с использованием мини-автопилота разработки Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский Авиационный Институт» (ХАИ).

В работе поставлена задача идентификации динамической модели БПЛА и представлено решение задачи идентификации математической модели канала крена БПЛА, а также описаны методы одноэтапной и двухэтапной идентификации динамической модели канала крена стандартного БПЛА – Aerosonde. При этом путем имитационного моделирования и метода Монте Карло показано, что двухэтапный метод может решить проблему обусловленности в идентификации. Затем принят двухэтапный метод идентификации, и динамическая модель канала крена БПЛА типа моно-крыло была оценена по данным реального эксперимента.

### Постановка задачи

Из нелинейных кинематических уравнений движения БПЛА в условиях малых возмущений для угловой скорости крена –  $p$  можно записать динамическую модель крена в виде [7]:

$$\dot{p}(t) = \frac{1}{2J_x} \rho V_a^2 S_{ref} l_{ref} \left( \frac{b_{ws}}{2V_a} C_{lp} p(t) + C_{l\delta_a} \delta_a \right) + d(t), \quad (1)$$

где  $J_x$  [kg.m<sup>2</sup>] – момент инерции для оси  $x$ ,  $\rho$   $\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right]$  – плотность воздуха,  $V_a$   $\left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$  – воздушная скорость,  $S_{\text{ref}}$  [m<sup>2</sup>],  $l_{\text{ref}}$  [m] – заданная площадь и длина,  $b_{\text{ws}}$  [m] – размах крыла,  $\frac{b}{2V_a}$  – нормализующий фактор для угловой скорости крена,  $C_{lp}, C_{l\delta_a}$  – аэродинамические коэффициенты для демпфирования крена и элерона соответственно,  $\delta_a$  [radian] – отклонение элерона,  $d(t)$  – случайное внешнее возмущение и возмущение от других каналов. Если допустим, что величина  $V_a$  является постоянным значением, уравнение (1) можно записать:

$$a = \frac{1}{4J_x} \rho V_a S_{\text{ref}} l_{\text{ref}} b_{\text{ws}} C_{lp}, b = \frac{1}{2J_x} \rho V_a^2 S_{\text{ref}} l_{\text{ref}} C_{l\delta_a},$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p}(t) \\ \dot{\varphi}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p(t) \\ \varphi(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix} \delta_a(t) + \begin{bmatrix} d(t) \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$y(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_m(t) \\ \varphi_m(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p(t) \\ \varphi(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_p \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \xi_p(t) \\ \xi_\varphi(t) \end{bmatrix},$$

где  $\varphi(t)$  – угол крена,  $y(t)$  – вектор выходных сигналов,  $p_m(t), \varphi_m(t)$  – измеряемый и вычисленный сигналы,  $b_p$  – смещение датчика угловой скорости,  $\xi_p(t), \xi_\varphi(t)$  – вектор случайных ошибок измерения. Допустим, что сигнал возмущения –  $d(t)$  и погрешность измерения угловой скорости крена являются фильтрацией белого шума. Также различие между выходным и входным сигналами существует в контуре замкнутой системы. Следовательно, при наличии различия сигналов в контуре оценки параметров модели объекта будут не смещены. Целью задачи идентификации является оценивание параметров динамической модели канала крена БПЛА при слабо информативном входном сигнале управления в замкнутой системе на основе данных эксперимента.

### Решение задачи

Для измеряемых и вычисленных входного и выходного сигналов канала крена –  $\delta_a(t), p(t), \varphi(t)$  критерий оптимизации на основе метода МОВ используется в таком виде:

$$PI = \frac{1}{2N} \sum_{i=1}^N e^T(i) R^{-1} e(i),$$

$$e(i) = \begin{bmatrix} p_m(i) - p_e(i) - b_p \\ \varphi_m(i) - \varphi_e(i) \end{bmatrix},$$

$$R = \begin{bmatrix} K_p \sigma_p^2 & 0 \\ 0 & K_\varphi \sigma_\varphi^2 \end{bmatrix},$$

где  $e(i)$  – вектор погрешности между измерениями и выходными сигналами математической модели,  $R$  – весовая матрица,  $N$  – количество данных,  $p_e, \varphi_e$  – вычисленные переменные на выходе математической модели,  $\sigma_p^2, \sigma_\varphi^2$  – дисперсии сигналов угловой скорости и угла крена,  $b_p$  – смещение датчика и  $K_p, K_\varphi$  – настраиваемые коэффициенты оптимизации.

С учетом смещения, как неизвестного входного сигнала, динамическая модель в уравнении (2) полностью является идентифицируемой. При этом матрица идентифицируемости размером  $20 \times 3$  имеет ранг, равный числу неизвестных параметров, т.е. трем. Математическая модель в пространстве состояния

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(\beta)x(t) + B(\beta)u(t), \\ y(t) &= C(\beta)x(t) + D(\beta)u(t) \end{aligned} \quad (4)$$

является идентифицируемой, тогда и только тогда, когда ранг якобиана  $\frac{\partial Q(\beta)}{\partial \beta}$  равен размерности  $q$  вектора неизвестных параметров  $\beta$  (это условие необходимо и достаточно), т.е. [2]

$$\text{rank} \left[ \frac{\partial Q(\beta)}{\partial \beta} \right] = q, \quad (5)$$

где  $A(\beta)$  –  $n \times n$  матрица состояния,  $x$  –  $n \times 1$  вектор состояния,  $u$  –  $m \times 1$  вектор управления,  $B(\beta), D(\beta)$  –  $n \times m$  входная и  $k \times m$  выходная матрицы управления,  $y, C(\beta)$  –  $k \times 1$  вектор и  $k \times n$  матрица измерений. При этом так называемые Марковские параметры образуют матрицу

$$Q^T(\beta) = \begin{bmatrix} D^T(\beta) \\ [C(\beta)B(\beta)]^T \\ [C(\beta)A(\beta)B(\beta)]^T \\ \dots \\ [C(\beta)A^{2n-1}(\beta)B(\beta)]^T \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Эта матрица является однозначной матричной функцией вектора неизвестных параметров. Например, сингулярные числа матрицы идентифицируе-

мости для канала крена стандартного БпЛА – Aerosonde имеют широкий диапазон –  $\sigma = [38700 \ 106.4 \ 1]$ . Неизвестные параметры динамической модели, которым соответствуют малые значения сингулярных чисел матрицы идентифицируемости, являются слабо идентифицируемыми параметрами.

Наличие линейной зависимости возникает при неортогональности факторов и обычно приводит к нежелательным свойствам метода оценивания параметров. Проблема линейной зависимости между параметрами переходит в большие абсолютные значения для оценок параметров, их больших дисперсий.

Линейная регрессия параметров может быть записана как:

$$y = A\Theta + \varepsilon, \quad (7)$$

где  $A$  – матрица регрессии,  $y$  – измеряемые переменные,  $\Theta$  – вектор параметров и  $\varepsilon$  – шум измерения.  $A^T A$  является корреляционной матрицей и ее недиагональные элементы показывают корреляцию между параметрами.

Степень обусловленности матриц зависит от того, насколько малы сингулярное значение относительно максимального сингулярного числа:

$$\eta_i = \frac{\mu_{\max}}{\mu_i}, \quad i = 1, \dots, n, \quad (8)$$

где  $\mu_i$  – сингулярное и  $\mu_{\max}$  – максимальное сингулярные числа матрицы  $A$ . Если индекс  $\eta_i$  получается от 30 до 100, то существует средняя или даже сильная зависимость [8, 9, 10].

Есть несколько способов решения проблемы линейной зависимости, такие как сбор дополнительных данных, перепланирование эксперимента, реконструкция математической модели и использование другого метода оценивания. В этой статье используется двухэтапная идентификация, чтобы избежать линейной зависимости и обусловленности матрицы.

Для выполнения алгоритма идентификации были использованы современный метод оптимизации на основе генетического алгоритма и классический метод оптимизации на основе метода Левенберга-Марквардта последовательно. Метод оптимизации на основе генетического алгоритма находит повторное решение на каждом шаге, а метод оптимизации на основе метода Левенберга-Марквардта подтверждает и уточняет это решение. Это повторное решение подтверждено на основе метода Монте Карло и было принято в качестве глобального решения.

На первом шаге выполняется алгоритм идентификации на основе метода оптимизации, и находятся оценки параметров. При этом получается, что пара-

метры  $a$ ,  $b$  нестабильно оцениваются из-за линейной зависимости, но значение  $a/b$  правильно оцениваются. На первом шаге вычисляются значения  $a/b$  и уменьшается количество параметров на втором шаге. Таким образом, размер задачи для оптимизации уменьшается. Другими словами, на первом шаге оценивается коэффициент постоянного усиления системы, затем оценивается коэффициент постоянного времени системы.

Двухэтапный метод идентификации был подтвержден при использовании для стандартного БпЛА – Aerosonde в имитационном моделировании. При информативном входном сигнале возможно сразу на одном этапе оценивать оба параметра  $a$ ,  $b$ , но при слабо информативном управляющем сигнале предполагается использовать двухэтапный метод идентификации.

### Оценивание параметров модели канала крена Aerosonde одноэтапным методом

При информативном управляющем сигнале с помощью метода ошибок выходов возможно эффективно оценивать параметры. Но при отсутствии информативного входного сигнала, метод ошибки выхода не может дать правильное решение из-за слабой чувствительности выходного сигнала к изменению параметров модели. Таким образом, необходимо сделать идентификацию динамической модели БпЛА при медленно изменяющемся управляющем сигнале. На рис. 1 представлено оценивание параметров с помощью метода ошибок выходов и генетического алгоритма при информативном управляющем сигнале – псевдослучайная двоичная последовательность без присутствия шума измерения в имитационном моделировании. Видно, что параметры повторно были оценены с допустимыми погрешностями в течение имитационного моделирования на основе Монте Карло. По другим словам, эти результаты показывают важную роль информативности входного сигнала для успешной идентификации. Но невозможно выдерживать информативность входного сигнала при замкнутой системе управления в нормальном режиме полета БпЛА. На рис. 2 показано оценивание параметров той системы при использовании реального управляющего сигнала канала крена из данных полета. Видно, что в этом случае параметры системы часто неверно были оценены в течение имитационного моделирования на основе Монте Карло. Но заметно, что в этом примере в течение имитационного моделирования оптимизации на основе Монте Карло погрешность существует до 33% и значение соотношения между па-

раметрами –  $\frac{a}{b}$  всегда правильно было оценено. Главное, что по результатам оценивания невозможно определить правильность решения и не существует показатель для проверки оценивания, поскольку в реальной задаче идентификации верные параметры неизвестны. В этом примере все оценивания, которые удовлетворяют условию  $b=2.5a$  могут быть решениями.

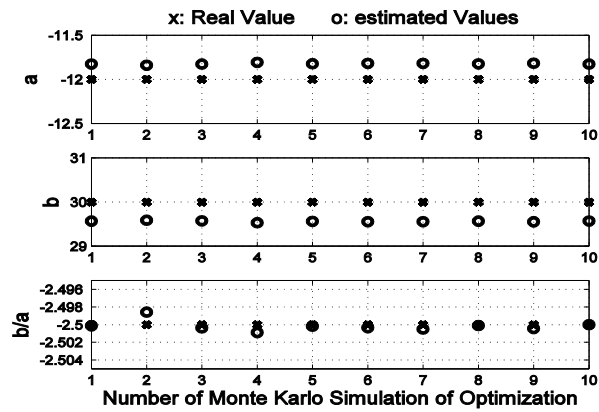


Рис. 1. Оценивание параметров канала крена БПЛА с помощью метода ошибок выходов и генетического алгоритма при информативном управляющем сигнале

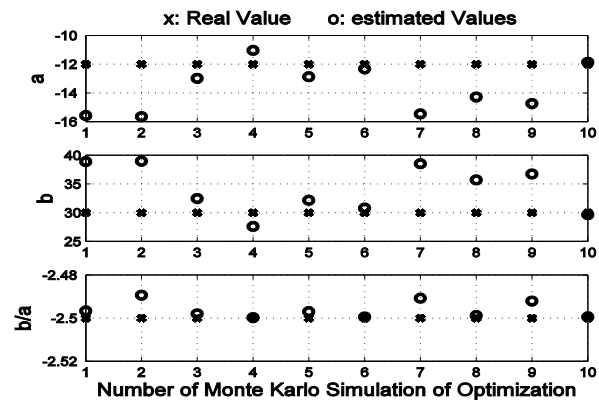


Рис. 2. Оценивание параметров канала крена БПЛА с помощью метода ошибок выходов и генетического алгоритма при слабо информативном управляющем сигнале из реального полета

Для иллюстрации частотных составляющих информативного и слабо информативного сигналов на рис. 3 и рис. 4 представлены их спектры из ряда Фурье. Из рисунков заметно, что интеграл под диаграммой спектра информативного входного сигнала в размере 7 раз больше слабо информативного сигнала. В том числе, частотные составляющие информативного сигнала до 10-ти герц, а для слабо информативного сигнала почти до двух герц.

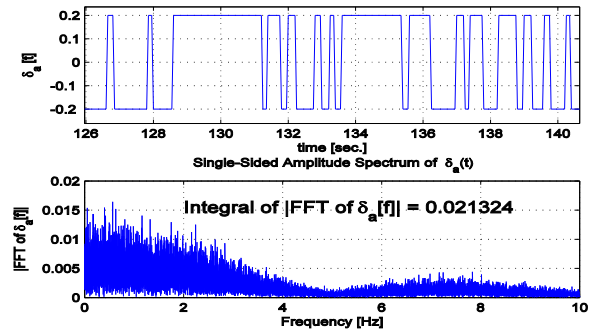


Рис. 3. Спектр информативного управляющего сигнала – псевдослучайная двоичная последовательность

При этом существует проблема обусловленности информационной матрицы и некорректность задач оценивания параметров из-за линейной зависимости между переменными и необходимо решить эту проблему.

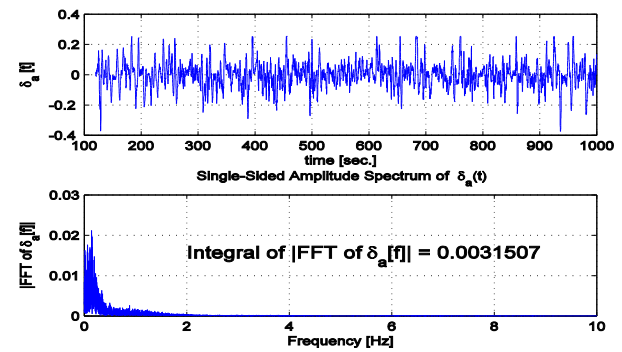


Рис. 4. Спектр мало информативного управляющего сигнала – реальный полетный сигнал

### Оценивание параметров модели канала крена Aerosonde путем двухэтапного метода

При наличии слабо информативного управляющего сигнала и насколько динамическая модель БПЛА является фильтром низких частот, возможно оценить параметры модели БПЛА на двух шагах:

1. Найти коэффициент усиления статической модели с помощью метода оптимизации.

2. Оценить параметры динамической модели БПЛА с использованием оцененного коэффициента усиления системы.

Таким образом, чувствительность и наблюдаемость параметров системы на двух шагах обеспечиваются. На рис. 5 представлено оценивание параметров системы при слабо информативном управляющем сигнале из реального полета с помощью предполагаемого двухэтапного метода. Видно, что с помощью двухэтапного метода, параметры модели объекта повторно и верно были оценены при имитационном моделировании оптимизации на основе

Монте Карло и погрешность оценивания меньше 3.3%.

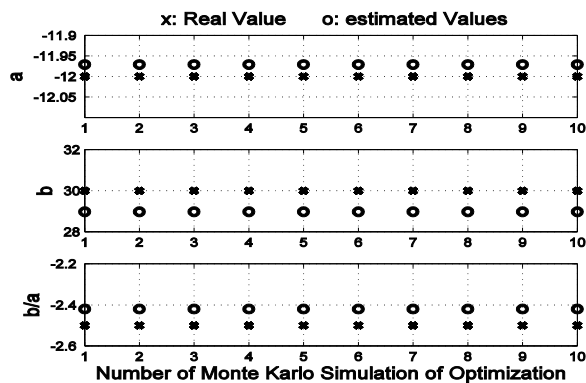


Рис. 5. Оценивание параметров канала крена БПЛА с помощью двухэтапного метода (метод ошибок выходов и генетического алгоритма) при неинформативном управляющем сигнале из реального полета

### Оценивание параметров модели канала крена БПЛА типа моно-крыло двухэтапным методом

Для проведения процедуры идентификации были использованы около 70% из реальных данных эксперимента, а остальные были использованы для подтверждения достоверности оцененной модели. Среднеквадратическое отклонение выходных переменных и дисперсии оцененных параметров были рассмотрены в качестве показателей качества метода идентификации. Для проверки достоверности оцененной модели, на рис. 6 представлены реальная угловая скорость крена из эксперимента и выходной сигнал оцененной модели канала крена при использовании дополнительных тестирующих данных реального полета. Среднеквадратическое отклонение реальной угловой скорости от прогнозируемого значения на основе оцененной модели канала крена равно –  $\eta_p = 0.1098$ , неизвестные параметры равны

$$a = -7.173, b = 5.9079, b_p = -0.0026,$$

и их дисперсии соответственно

$$\sigma_a^2 = 0.2723, \sigma_b^2 = 0.2260, \sigma_{b_p}^2 = 3.6455e-06.$$

На рис. 7 представлены функции оцененных параметров  $a$  и  $b$  по воздушной скорости для БПЛА типа моно-крыло и были сравнены с параметрами стандартного БПЛА Aerosonde.

Стоит заметить, что с помощью алгоритма идентификации идентифицируется усредненная динамическая модель при низких и больших частотах с успешной настройкой и в глобальном экстремуме, в отличие от процедуры сокращения полюсов и нулей с использованием команды `mineral` в среде

MATLAB. С помощью имитационного моделирования и метода Монте Карло показано и подтверждено, что даже в локальных экстремумах постоянное усиление динамической системы обычно правильно оценивается. Другими словами, в алгоритме идентификации при низких частотах обычно усредненная динамическая модель верно оценивается. При этом настройка алгоритма идентификации на основе полосы пропускания предполагается таким образом, чтобы полоса пропускания оцененной динамической системы подтвердила априорную информацию полосы пропускания. В [11] предложен метод тестирования нахождения возможного сокращения полюсов и нулей в алгоритме идентификации.

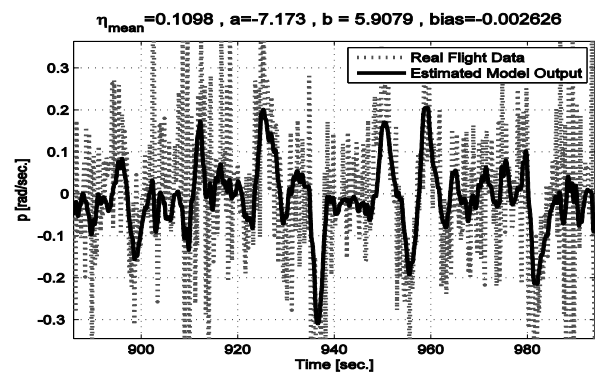


Рис. 6. Сравнение реальной угловой скорости крена из эксперимента с выходным сигналом оцененной модели канала крена путем двухэтапного метода для БПЛА типа моно-крыло

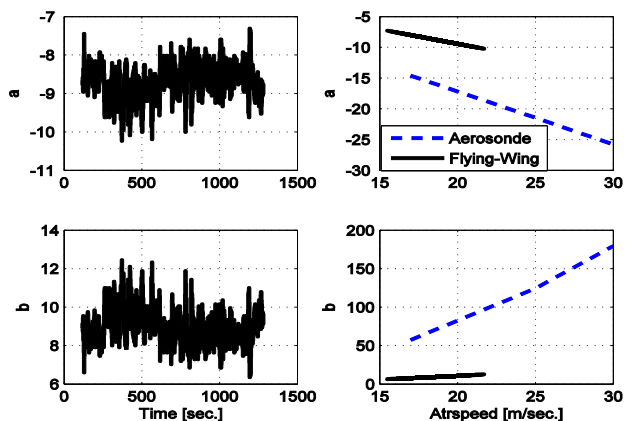


Рис. 7. Сравнение функции оцененных параметров по воздушной скорости для БПЛА типа моно-крыло с параметрами Aerosonde

### Заключение

В данной работе был предложен двухэтапный метод для идентификации динамической модели канала крена БПЛА на основе методов МОВ, современного метода генетического алгоритма и классического метода Левенберга-Марквардта при слабо

информативном управляющем сигнале в замкнутой системе по реальным данным эксперимента. Этот метод сначала был подтвержден с использованием для стандартного БПЛА – Aerosonde в имитационном моделировании. В данном методе на первом шаге оценивается коэффициент усиления системы, затем оценивается коэффициент постоянного времени системы. Метод оптимизации на основе генетического алгоритма находит повторное решение на каждом шаге и метод оптимизации на основе метода Левенберга-Марквардта подтверждает и уточняет это решение. Это повторное решение подтверждено на основе метода Монте Карло и было принято в качестве глобального решения.

Дисперсии оцененных параметров в процедуре идентификации и среднеквадратическое отклонение выходных сигналов были рассмотрены как показатели качества алгоритма идентификации.

При слабо информативном управляющем сигнале, предлагается использовать двухэтапный метод идентификации, чтобы избежать обусловленности матрицы идентификации и линейной зависимости и достигнуть более стабильных решений для идентификации динамических характеристик БПЛА.

### Литература

1. Farhadi, R. M. UAV motion model and estimation of its certainties with flight test data [Text] / R. M. Farhadi, V. I. Kortunov, A. Mohammadi // 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – 2015. – P. 131-133.
2. Касьянов, В. А. Моделирование полета [Текст] / В. А. Касьянов. – К. : НАУ, 2004. – 400 с.
3. Raol, J. R. Modelling and Parameter Estimation of Dynamic Systems [Text] / J. R. Raol, G. Girija, J. Singh. – Published by The Institution of Engineering and Technology, London, United Kingdom, 2004. – 388 p.
4. Соколов, Ю. Н. Компьютерный анализ и проектирование систем управления. – Ч. 6: Оптимизация целевых функций [Текст] / Ю. Н. Соколов. – Х. : ХАИ, Харьков, 2011. – 312 с.
5. Klein, V. Estimation of aircraft aerodynamic parameters from flight data [Text] / V. Klein // Prog. Aerospace Sciences. – 1989. – Vol. 26. – P. 1-77.
6. Туник, А. А. Идентификация математической модели продольного движения летательного аппарата при наличии шумов измерений и смещений датчиков [Текст] / А. А. Туник, А. Н. Клипа // Электронное моделирование. – 2011. – № 6. – С. 3-18.
7. Stengel, R. F. Flight dynamics [Text] / R. F. Stengel. – Princeton University Press, United Kingdom, 2004. – 845 p.

8. Montgomery, D. C. Introduction to Linear Regression Analysis [Text] / D. C. Montgomery, E. A. PECK. – John Wiley and Sons. – Inc., 2012. – 672 p.

9. Rawlings, J. O. Applied regression analysis: a research tool [Text] / J. O. Rawlings, G. P. Sastry, D. A. Dickey. – New York : Springer-Verlag, Inc., 1998. – 658 p.

10. Draper, N. R. Applied Regression Analysis [Text] / N. R. Draper, H. Smith. – John Wiley and Sons. – Inc., 1998. – 706 p.

11. Soderstrom, T. Test of pole-zero cancellation in estimated models [Text] / T. Soderstrom // Automatica 1975. – Vol. 11, iss. 5. – P. 537-541.

### References

1. Farhadi, R. M. Kortunov, V. I., Mohammadi, A. UAV motion model and estimation of its certainties with flight test data. 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2015, pp. 131-133.

2. Kasyanov, V. A. Modelirovanie poleta [flight simulation]. Kiev, NAU, 2004. 400 p.

3. Raol, J., Girija, R. G., Singh, J. Modelling and Parameter Estimation of Dynamic Systems. Published by The Institution of Engineering and Technology, London, United Kingdom, 2004. 388 p.

4. Sokolov, Ju. N. Komp'yuternyj analiz i proektirovanie sistem upravlenija. Ch. 6: Optimizacija celevyh funkcij [Computer analysis and design of control systems. Part 6: Optimization of objective functions]. Kharkov, KhAI, 2011. 312 p.

5. Klein, V. Estimation of aircraft aerodynamic parameters from flight data. Prog. Aerospace Sciences, 1989, vol. 26, pp. 1-77.

6. Tunik, A. A., Klipa, A. N. Identifikacija matematicheskoj modeli prodol'nogo dvizhenija letatel'nogo apparata pri nalichii shumov izmerenij i smeshhenij datchikov [Identification of mathematical model of longitudinal motion of the aircraft in the presence of noise measurement and displacement sensors biases]. Jelektronnoe modelirovanie – Electronic modeling, 2011, no. 6, pp. 3-18.

7. Stengel, R. F. Flight dynamics. Princeton University Press, United Kingdom, 2004. 845 p.

8. Montgomery, D. C., PECK, E. A. Introduction to Linear Regression Analysis. John Wiley and Sons, Inc. 2012. 672 p.

9. Rawlings, J. O., Sastry, G. P., Dickey, D. A. Applied regression analysis: a research tool. New York, Springer-Verlag, Inc. 1998. 658 p.

10. Draper, N. R., Smith, H. Applied Regression Analysis. John Wiley and Sons, Inc. 1998. 706 p.

11. Soderstrom, T. Test of pole-zero cancellation in estimated models. Automatica, 1975, vol. 11, iss. 5, pp. 537-541.

## ІДЕНТИФІКАЦІЯ ДИНАМІКИ КАНАЛУ КРЕНУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ПРИ СЛАБО ІНФОРМАТИВНОМУ ВХІДНОМУ СИГНАЛІ

*Р. М. Фархаді, В. І. Кортунів*

У даній статті вирішено задачу оцінювання лінійної стаціонарної динамічної моделі каналу крену безпілотного літального апарату при слабо інформативному входному сигналі і шумі вимірювання датчика за допомогою двоетапного методу на основі методів максимальної правдоподібності і генетичного алгоритму. Внаслідок слабої інформативності входного сигналу власні числа інформаційної матриці наближаються до нуля і це завдання стає некоректним і використання одноетапного методу часто дає невірні і нестабільні рішення з великими похибками в кожному циклі виконання алгоритму ідентифікації за методом Монте Карло. Обумовленість інформаційної матриці і некоректність завдань оцінювання параметрів в ідентифікації об'єкта виникають через лінійні залежності між оцінюваними змінними. У методі двоетапної ідентифікації на першому етапі оцінювався коефіцієнт залежностей між параметрами, а на другому етапі зменшений розмір вектора параметрів і проведено алгоритм ідентифікації. Двоетапний метод ідентифікації дає стабільні рішення з допустимими похибками при кожному виконанні процесу ідентифікації.

**Ключові слова:** безпілотний літальний апарат, оцінка параметрів моделі, аеродинамічний коефіцієнт, генетичний алгоритм, метод помилок виходів.

## IDENTIFICATION OF THE DYNAMIC MODEL FOR THE ROLL CHANNEL OF THE UNMANNED AIR VEHICLE UNDER WEAK EXCITING INPUT SIGNAL

*R. M. Farhadi, V. I. Kortunov*

In this article has been identified linear stationary roll dynamic model for unmanned air vehicle with the weak exciting input signal and sensor measurements noise using the two-step method, maximum likelihood method and the genetic optimization algorithm. Due to the weak frequency content of the input signal, eigenvalues of the information matrix are close to zero, and the use of the output error method often gives the wrong solutions in each cycle of the identification algorithm based on the Monte Carlo method. Ill-conditioned information matrix in the identification of dynamic model occurs due to linear relationships between variables. The two-step identification method finds the ratio of the parameters in the first stage. In the second step, the identification algorithm is conducted for the vector of parameters with reduced size. The two-stage identification method gives the right solution with the permissible errors for each execution of the identification process.

**Key words:** unmanned aerial vehicle, the estimation of the model parameters, aerodynamic coefficient, genetic algorithm, output error method.

**Мохаммади Фархаді Рахман** – аспірант кафедри виробництва радіоелектронних систем летальних апаратів, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: rmfarhadi.ua@gmail.com.

**Кортунів Вячеслав Іванович** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. виробництва радіоелектронних систем летальних апаратів, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: vkortunov@yandex.ru.

**Mohammadi Farhadi Rahman** – PHD Student of Electronic Production of Aircraft Systems Department, National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkov, Ukraine, e-mail: rmfarhadi.ua@gmail.com.

**Kortunov Vyacheslav Ivanovic** – Doctor of Technical Science, Professor, Head of Electronic Production of Aircraft Systems Department, National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkov, Ukraine, e-mail: vkortunov@yandex.ru.