

ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С МОДИФИЦИРОВАННЫМ КРИТЕРИЕМ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРИ НАЛИЧИИ ВЕТРА

Введение

Идентификация систем и объектов может использоваться для нахождения характеристик сил и моментов, действующих на беспилотный летательный аппарат (БПЛА), которые возникают из-за аэродинамики. Идентификация динамической системы применяется для моделирования аэродинамических сил и моментов в зависимости от переменных движения и синтеза управления. Аэродинамические характеристики БПЛА могут быть получены с помощью вычислительных методов, тестирования в аэродинамической трубе и идентификации динамической системы. По-прежнему существует несколько причин идентификации динамической системы БПЛА по данным летных испытаний [1–13]:

1. Проверка и интерпретация теоретических, численных и экспериментальных (аэродинамических испытаний) прогнозов и результатов динамических характеристик БПЛА.

2. Поиск более точных и реалистичных математических моделей динамики БПЛА для использования при проектировании систем управления полетом.

3. Разработка летных тренажеров, которые требуют точного представления динамической модели БПЛА в разных режимах полета. Многие маневры и условия полета БПЛА просто не могут проводиться в аэродинамической трубе и не вычисляются аналитически или численно с достаточной точностью или вычислительной эффективностью.

4. Расширение полетного конверта для нового БПЛА, который может включать в себя количественную оценку стабильности и управления воздействия модификаций БПЛА, изменений конфигурации или специальных условий полета.

5. Проверка соответствия спецификации БПЛА условиям полета.

Существует четыре важных принципа, так называемые Quad-M, которые необходимо учитывать при идентификации летательного аппарата (рис.1): хорошие маневры или постоянное возбуждение, достаточные измерения, выбор подходящей модели и метода [5, 6, 14]. В целом оценка аэродинамических коэффициентов может быть выполнена двумя способами: 1. Оценка после моделирования: метод ошибки уравнения, метод наименьших квадратов (МНК), метод ошибки выхода (МОВ), методы оптимизации (такие, как генетический алгоритм, имитированный

отжиг, поиск по шаблону), фильтр Калмана, метод ошибки фильтра или метод максимального правдоподобия (фильтр Калмана + МОВ), оценка ошибки модели 2. Оценка до моделирования: сингулярный системный подход для оценки неизвестных входов, стохастические модели Гаусса – Маркова для неизвестных входов, комбинация фильтра Калмана и нейронной сети, комбинация стохастических моделей и метод оптимизации [5, 6, 14].

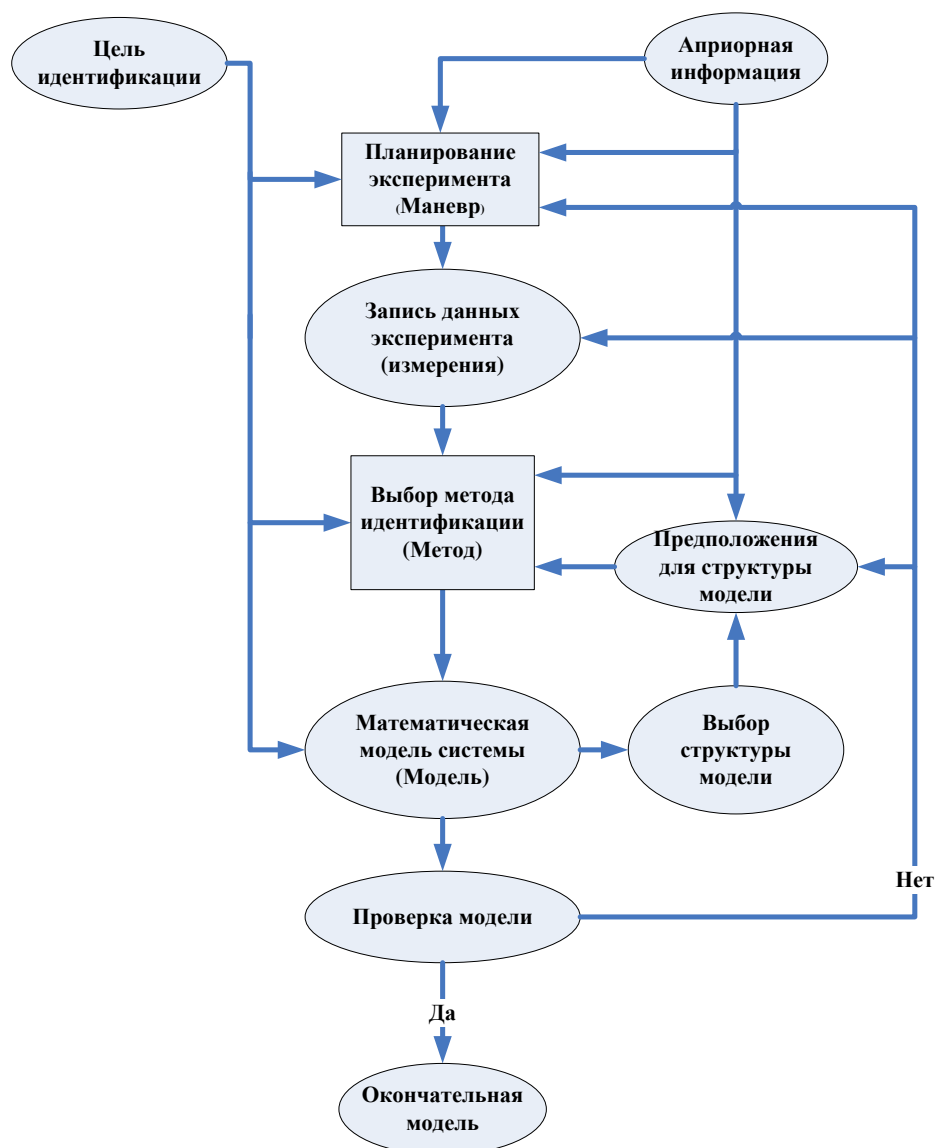


Рисунок 1 – Принципы Quad-M для идентификации системы полета

Обзор литературы и постановка задачи

Обычно оптимальные постоянные возбуждающие входы (маневры) сконструированы так, что предполагаемая структура аэродинамической модели (обычно линейная) будет адекватной для характеристики данных для оценки аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов [5, 6, 9]. Летные испытания проводятся в условиях разомкнутого

контура в спокойную погоду [9]. Это устраняет необходимость включения шума процесса в модель, поэтому в анализе данных и моделировании может использоваться более простой метод ошибки выхода. Но всегда невозможно обеспечить все эти условия. Это означает, что, как правило, ветер существует при летных испытаниях и постоянные захватывающие маневры не могут быть спроектированы. Кроме того, в некоторых моделях наличие обратной связи может привести к совершенно неправильным результатам идентификации системы [15]. Это означает, что оценки параметров вообще не имеют тенденций к их фактическим значениям или являются многозначными. Однако иногда необходимо проводить идентификацию при наличии обратной связи из-за нестабильности самого объекта, экономики, наличия неотъемлемой обратной связи, безопасности, причин производства и т. д. Поэтому необходимо оценить неизвестные параметры для слабо возбужденных входов при наличии ветра. Для определения неизвестных параметров на основе критерия оптимизации должны быть выбраны постоянные возбужденные части данных. Этот критерий – это чувствительность выхода системы к неизвестным параметрам [15].

Теоретически коэффициенты аэродинамики монокрыла SkywalkerX8 (SX8FW) были рассчитаны в [16]. В данной статье его аэродинамические коэффициенты оцениваются на основе данных летных испытаний и сравниваются с теоретическими SX8FW и монокрыла Zagi (ZFW). Частным случаем параметрической идентификации является так называемая жесткая идентификация систем [9]. Наличие быстрых и медленных мод в таких системах обуславливает расхождение алгоритмов идентификации. Аэродинамические параметры для продольного движения самолета DHC-2 «Бивер» оценивались с использованием МНК и фильтра Калмана в среде компьютерного моделирования в [9]. Практически невозможно использовать МНК из-за шума измерения и процесса. Кроме того, сложно настроить фильтр Калмана. Поэтому в этом исследовании предлагается практический подход к использованию детерминированных нелинейных уравнений для движения FW и MOB с модифицированным критерием для оценки аэродинамических параметров из реальных данных летных испытаний.

Цель и задачи исследования

Необходимо разработать процедуру идентификации для оценки аэродинамических параметров SX8FW по результатам полетов в замкнутом контуре при наличии ветра и шумов измерения. Угловые скорости и линейное ускорение измеряются датчиками MEMS; продольные и боковые траекторные скорости – с помощью GPS-приемника по данным оптического потока [17]. Кроме того, скорость Земли и углы Эйлера рассчитываются с помощью инерциальной системы в мини-автопилоте. Воздушная скорость измеряется датчиком воздушной скорости.

Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. Применять нелинейное уравнение движения для SX8FW в присутствии ветрового возмущения.
2. Использовать скорректированный критерий для учета условий стабильности и априорной информации в МОВ для оценки аэродинамических коэффициентов.
3. Применить алгоритм имитированного отжига как эффективный метод оптимизации для достижения глобального минимума критерия.
4. Применить предложенный метод для реальных данных летных испытаний и оценить аэродинамические коэффициенты, после того как предложенный подход проверен в среде моделирования.

Нелинейное уравнение движения и его линеаризация в присутствии ветра

На рис. 2 показаны связанная и воздушная системы координат для БПЛА. Элевоны управляют движением БПЛА. Дифференциальное угловое отклонение правого (δ_{er}) и левого (δ_{el}) элевонов имеет тот же эффект, что и элерон (δ_A), и их общее угловое отклонение имеет тот же эффект, что и лифт (δ_E), [18]:

$$\begin{bmatrix} \delta_E \\ \delta_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{er} \\ \delta_{el} \end{bmatrix} \quad (1)$$

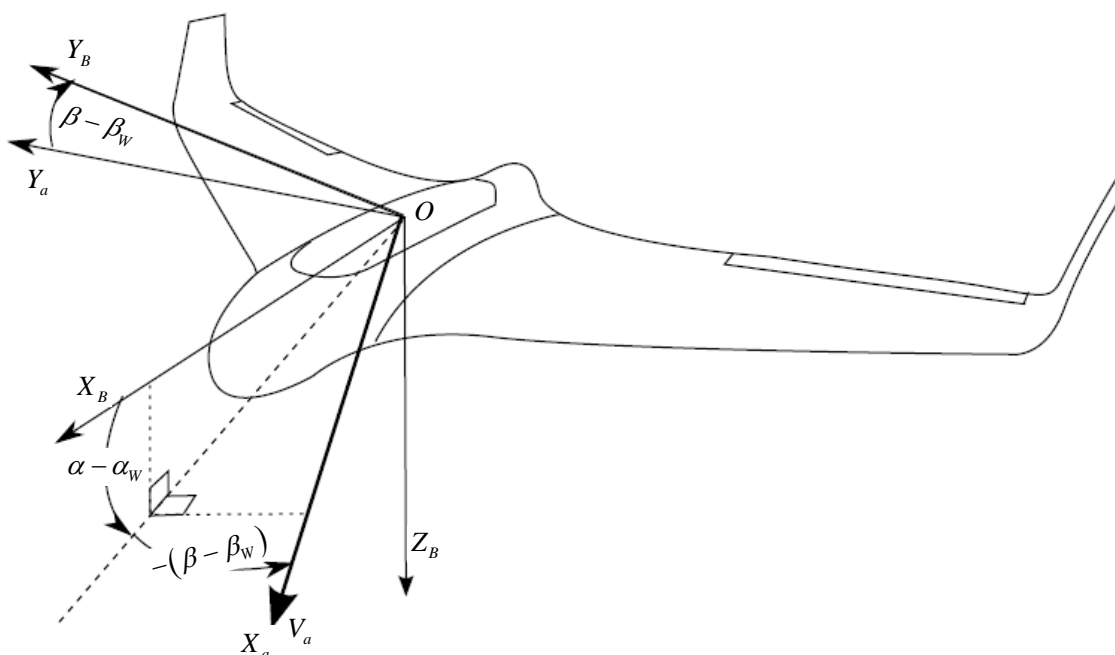


Рисунок 2 – Связанная и воздушная системы координат для БПЛА

Нелинейные динамические уравнения движения при наличии ветра можно записать в виде [19]

$$\begin{aligned} \left[\dot{V}_A \right]_B = & \\ & \frac{f_{B-aero}(|V_A|, \alpha - \alpha_W, \beta - \beta_W, \omega_B, \delta_A, \delta_E, \delta_R) + f_{B-thrust}(\delta_T)}{m(t)} + \\ & + H_I^B g_I - \omega_B \times [V_I]_B, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_B}{dt} = & I_B^{-1} \times (m_{B-aero}(|V_A|, \alpha - \alpha_W, \beta - \beta_W, \omega_B, \delta_A, \delta_E, \delta_R) + \\ & + m_{B-thrust}(\delta_T) - \omega_B \times I_B \omega_B), \end{aligned}$$

$$\frac{d\Theta}{dt} = L_B^E \omega_B,$$

где f_{B-aero} , $f_{B-thrust}$, m_{B-aero} и $m_{B-thrust}$ – аэродинамические и тяговые силы и моменты в связанной системе координат БПЛА; α , β – углы атаки и бокового скольжения; α_W , β_W углы атаки и бокового скольжения из-за ветра; V_A , V_I воздушная и траекторная скорости; ω_B – вектор угловой скорости; $\delta_A, \delta_E, \delta_R, \delta_T$ – управляющие сигналы для элерона, лифта, руля направления и руля тяги; g_I – вектор силы тяжести в инерционной системе координат; I_B – матрица инерционных моментов; Θ – вектор углов Эйлера; H_I^B и L_B^E – соответствующие матрицы вращения.

Это означает, что аэродинамические силы и моменты зависят от воздушной скорости:

$$\begin{aligned} V_A = V_I - W = & \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}_I - \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ W_3 \end{bmatrix}_I, \\ [V_A]_B = & \begin{bmatrix} u_A \\ v_A \\ w_A \end{bmatrix} = H_I^B V_A = V_B - H_I^B W, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} |V_A| \\ \beta_A \\ \alpha_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{u_A^2 + v_A^2 + w_A^2} \\ \sin^{-1}\left(\frac{v_A}{V_A}\right) \\ \tan^{-1}\left(\frac{w_A}{u_A}\right) \end{bmatrix},$$

где W – вектор ветра в инерциальной системе координат. Линеаризованными боковыми уравнениями движения, в том числе влияние порыва ветра, являются:

$$\begin{aligned} \Delta X_{LatB} &= [\Delta v \quad \Delta p \quad \Delta r \quad \Delta \phi]^T; \\ \Delta u_{Lat} &= \Delta \delta_A; \quad \Delta w_{Lat} = \Delta v_W; \\ \Delta \dot{X}_{LatB} &= A_{lat} \Delta X_{LatB} + B_{lat} \Delta u_{Lat} + E_{lat} \Delta w_{Lat}; \\ \Delta y_{LatB} &= C_{lat} \Delta X_{LatB} + D_{lat} \Delta u_{Lat} + F_{lat} \Delta w_{Lat}; \end{aligned} \quad (4)$$

где матрицы A_{lat} , B_{lat} , E_{lat} :

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p + w_0 & Y_r - u_0 & g_l \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & L_\phi \\ N_v + Y_v N_{\dot{v}} & N_p + (Y_p + w_0) N_{\dot{v}} & N_r + (Y_r - u_0) N_{\dot{v}} & 0 \\ 0 & 1 & -\sin \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} Y_{\delta A} \\ L_{\delta A} \\ N_{\delta A} + Y_{\delta A} N_{\dot{v}} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad E_{lat} = \begin{bmatrix} -A_{lat}(1,1) \\ -A_{lat}(2,1) \\ -A_{lat}(3,1) \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Y_v \\ -L_v \\ -(N_v + Y_v N_{\dot{v}}) \\ 0 \end{bmatrix}$$

и матрицы C_{lat} , D_{lat} , F_{lat} :

$$C_{lat} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$D_{lat} = F_{lat} = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$$

Следует отметить, что в монокрыле нет руля направления и Y_p и Y_r в большинстве случаев считаются нулевыми.

МОВ и идентифицируемость

Для практического использования при оценке параметров самолета в алгоритме максимального правдоподобия не учитывается шум процесса. Это означает предположение о идеальной переменной состояния модели без внешних возмущений. Тогда может быть разработан практический алгоритм оценки максимального правдоподобия для модели в пространстве состояния с дискретной моделью измерения в дискретной форме. Для случая без шума процесса отрицательная функция логарифмического правдоподобия формулируется как [5]

$$J(\Theta) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N e^T(k) R^{-1}(k, \Theta) e(k) + \frac{N}{2} \ln |R(k, \Theta)|; \quad (7)$$

$$R(k, \Theta) = E \{ e(k) e^T(k) \},$$

где $e(k) = y(k) - \hat{y}(k, \hat{\Theta})$ – погрешность между измерениями и выходами модели. В выражении $J(\Theta)$ для него предполагается, что неизвестными являются аэродинамические параметры БПЛА. Элементы матрицы R и начальные условия также могут быть неизвестными, но предпочтительно оценивать априори и как часть проверки совместимости данных для сведения к минимуму числа неизвестных параметров.

Используя приближение для градиента второго порядка функции критерия, для i -й итерации вектор оценки $\hat{\Theta}_{i+1}$ получаем из выражения

$$\hat{\Theta}_{i+1} = \hat{\Theta}_i + \Delta \hat{\Theta}_{i+1};$$

$$\Delta \hat{\Theta} = \left[\sum_{k=1}^N H^T(k) \hat{R}^{-1} H(k) \right]^{-1} \sum_{k=1}^N H^T(k) \hat{R}^{-1} e(k); \quad (8)$$

$$M = \sum_{k=1}^N H^T(k) \hat{R}^{-1} H(k),$$

где

$$H(k) = \frac{\partial y(k)}{\partial \Theta(k)}, \quad H_{ij}(k) = \frac{\partial y_i(k)}{\partial \Theta_j(k)}, \quad i = 1, 2, \dots, m, \quad j = 1, 2, \dots, p \quad (9)$$

где m – количество выходных сигналов, p – количество неизвестных параметров. Матрица M является приближением к информационной матрице Фишера:

$$M = \sum_{k=1}^N H^T(k) \hat{R}^{-1} H(k) \quad (10)$$

Необходимо, чтобы коэффициенты чувствительности $\frac{\partial \hat{\Theta}}{\partial y}$ были абсолютно малы, чтобы иметь стабильные оценки относительно небольшого отклонения в данных измерений. Поэтому один критерий устойчивости оценок можно записать в виде

$$J = \sum_{k=1}^N \left(\frac{\partial \hat{\Theta}}{\partial y} \right)^T \frac{\partial \hat{\Theta}}{\partial y} \quad (11)$$

Элементы матрицы чувствительности H могут быть вычислены путем решения уравнений чувствительности:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{\partial x}{\partial \Theta_j} &= \frac{\partial f}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial \Theta_j} + \frac{\partial f}{\partial \Theta_j}; \\ \frac{\partial y}{\partial \Theta_j} &= \frac{\partial h}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial \Theta_j} + \frac{\partial h}{\partial \Theta_j}. \end{aligned} \quad (12)$$

Другая возможность — вычислить чувствительность с помощью численного метода. Простейшим является использование конечно-разностной аппроксимации. Точность параметров задается обратной матрицей информации. Как указывалось, диагональные элементы матрицы M образуют нижнюю границу Крамера — Рао по дисперсиям параметров.

Границы Крамера — Рао иногда не точно отражают истинную дисперсию параметра. Неправильные настройки датчиков измерения, ошибки моделирования и нелинейность могут обуславливать различия между нижней границей и фактической дисперсией параметров [5]. Это свидетельствует о важности точности и адекватности математической динамической модели.

Отмечено, что метод оценки максимального правдоподобия может быть упрощен при применении к детерминированной линейной динамической системе. В этом случае шум процесса отсутствует. В полете практически действуют постоянное возмущение ветра и высокочастотный шум пропеллера. Предлагается оценить амплитуду и направление близкого к постоянному ветру с помощью алгоритма МОВ (рис. 3). Как можно видеть, матрица состояний линейной модели бокового движения является функцией аэродинамических коэффициентов, воздушной скорости и угла тангажа. Здесь предлагается модифицированная функция критерия, которая учитывает условия устойчивости БПЛА до максимального практического угла тангажа

$$J_{new}(\Theta) = J(\Theta) + \gamma(\text{eig}(A)) \quad (13)$$

где γ – функция штрафа, которая учитывает влияние сдвига полюса системы вправо от мнимой оси в функции стоимости.

Следует отметить, что угловое отклонение привода не измеряется. Поэтому динамическая модель БПЛА плюс исполнительный механизм вместе идентифицируются. Из-за быстроты динамики привода относительно БПЛА это приближение приемлемо.

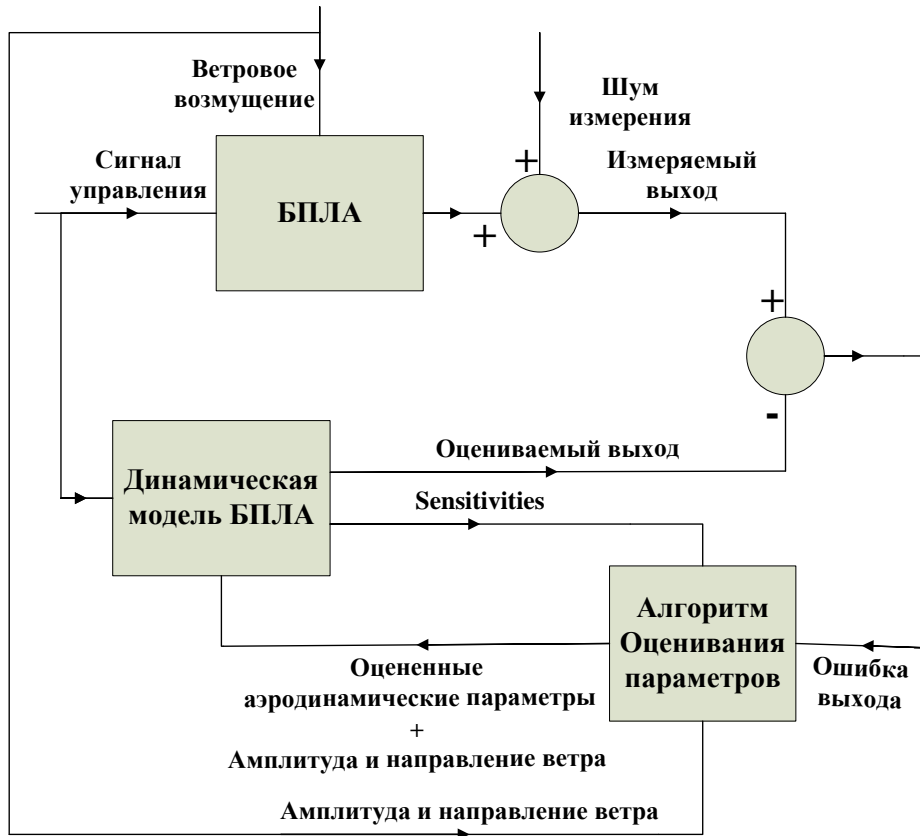


Рисунок 3 – Блок-схема для МОВ с оцениванием ветра

Нелинейная оценка представляет собой сложную задачу, поэтому упрощенный метод Ньютона–Рафсона обычно применяется для оптимизации функции критерия. С помощью этого метода невозможно достичь глобального минимума. Здесь алгоритм оптимизации имитационного отжига (АОИО) (который аналогичен отжигу металлов) используется для алгоритма ограниченной оптимизации [20]. В АОИО избегают попадания в локальный минимум, добавляя случайность к принятию лучшего направления в процедуре оптимизации и первоначальному принятию направления с худшим значением для функции стоимости. Процедура оптимизации может быть перезапущена из полученного минимума с высокой вероятностью принятия худших значений функции стоимости.

Математическая модель в пространстве состояний

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(\Theta)x(t) + B(\Theta)u(t); \\ y(t) &= C(\Theta)x(t) + D(\Theta)u(t) \end{aligned} \quad (14)$$

идентифицируема тогда и только тогда, когда ранг якобиана $\partial Q(\Theta) / \partial \Theta$ равен p [15], где

$$Q^T(\Theta) = \begin{bmatrix} D^T(\Theta) \\ [C(\Theta)B(\Theta)]^T \\ [C(\Theta)A(\Theta)B(\Theta)]^T \\ \dots \\ [C(\Theta)A^{2n-1}(\Theta)B(\Theta)]^T \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Здесь n равно длине вектора состояния, а p – длина вектора параметров Θ .

Исходя из уравнения (15) и с использованием МОВ все аэродинамические коэффициенты боковой динамики для монокрыла являются идентифицируемыми, а матрица идентификации – матрицей полного ранга. Можно определить величину идентифицируемости для этих параметров на основе анализа сингулярных значений матрицы идентифицируемости. Сингулярные значения матрицы распознаваемости для боковой динамики ZFW имеют очень широкий диапазон от 0,14 до $1,7e + 10$. Параметры, соответствующие малым сингулярным значениям матрицы распознаваемости, называются слабо идентифицируемыми параметрами:

$$\begin{aligned} C_{l_p} &\leftrightarrow 1.7e10 & C_{l_\beta} &\leftrightarrow 48.4; \\ C_{n_p} &\leftrightarrow 7.7e9 & C_{n_{\delta_a}} &\leftrightarrow 16.9; \\ C_{Y_p} &\leftrightarrow 3.8e8 & C_{n_r} &\leftrightarrow 12.9; \\ C_{l_{\delta_a}} &\leftrightarrow 1.6e7 & C_{Y_{\delta_a}} &\leftrightarrow 1.06; \\ C_{n_\beta} &\leftrightarrow 3.1e4 & C_{l_r} &\leftrightarrow 0.54; \\ C_{Y_\beta} &\leftrightarrow 1.5e3 & C_{Y_r} &\leftrightarrow 0.14. \end{aligned} \quad (16)$$

Множество сингулярных значений делится на два подмножества малых и больших значений. Можно сказать, что параметры C_{l_β} , $C_{n_{\delta_a}}$, C_{n_r} , $C_{Y_{\delta_a}}$, C_{l_r} и C_{Y_r} являются слабо идентифицируемыми. Поэтому трудно

гарантировать сходимость алгоритма идентификации параметров даже при наличии постоянного возбуждающего ввода. Однако в полевых испытаниях замкнутого контура обычно присутствуют линейная зависимость и плохо возбуждающие входы, которые еще более усложняют алгоритм идентификации.

Оценочные аэродинамические коэффициенты для боковой динамики

SX8FW и ZFW – аналогичные летающие крылья. Поэтому ZFW выбирается для сравнения. Они и их параметры планера показаны на рис. 4, 5 и табл. 1 соответственно [16, 18]. Эти FW группируются как мини-БПЛА. SX8FW использует мини-автопилот, разработанный в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е Жуковского (ХАИ) Харьков, Украина [21, 22].



Рисунок 4 – SX8FW (с мини-автопилотом, разработанным в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина)



Рисунок 5 – Монокрыло ZFW

Таблица 1 – Параметры для ZFW и SX8FW

Параметры	ZFW	SX8FW
Масса m [kg]	1.56	4.5
Момент инерции J_x [kg.m ²]	0.1147	0.45
Момент инерции J_y [kg.m ²]	0.0576	0.325
Момент инерции J_z [kg.m ²]	0.1712	0.75
Момент инерции J_{xz} [kg.m ²]	0.0015	0.06
Площадь крыла S [m ²]	0.2589	0.75
Размах крыла b [m]	1.4224	2.12
Средняя аэродинамическая хорда c [m]	0.3302	0.3571
Площадь пропеллера S_{prop} [m ²]	0.0314	0.1018
Плотность воздуха ρ [kg / m ³]	1.2682	1.2682
Коэффициент двигателя K_{Motor}	20	40
Аэродинамический коэффициент пропеллера C_{prop}	1.0	0.5

Теоретические и численные значения для аэродинамических параметров ZFW и SX8FW приведены в [16, 18]. Эти значения используются в качестве начальных значений для параметров в алгоритмах оптимизации и проверки оценивания. На основе экспертизы можно определить точность и диапазон неопределенности теоретического значения для каждого параметра.

В табл. 2 приведены параметры оценки с различными предложенными подходами. Выходные сигналы для математических моделей с оценочными параметрами всех подходов приведены на рис. 6.

Анализ оцененных аэродинамических коэффициентов для боковой динамики

Ниже приводятся показатели качества и свойства оцененных аэродинамических параметров:

Из-за небольшого изменения амплитуды и направления ветра в инерциальной системе координат, из-за помех, вызванных приводом, не существует полного соответствия истории между выводами математических моделей для сигналов управления и реального полета измерения.

Видно, что угловая скорость крена очень шумная из-за вибрации, особенно от тяги пропеллера.

Следует отметить, что нелинейная модель позволяет предсказывать динамическое поведение *SX8FW*. При определении структуры и количества параметров для математической модели следует учитывать, что обычно погрешность согласования монотонно уменьшается в зависимости от числа параметров, но качество предсказания модели монотонно не увеличивается.

Для проверки достоверности модели используются априорная информация, небольшие ковариации оценок и возможность прогнозирования динамической модели в качестве эффективных показателей. Принятая предсказательная способность модели с использованием оцененных параметров показана на рис. 7.

МОВ – метод нелинейной оптимизации. Хотя и невозможно доказать достижение им глобального минимума, но принципиально способность достижения глобального минимума для алгоритма имитированного отжига доказана в среде моделирования.

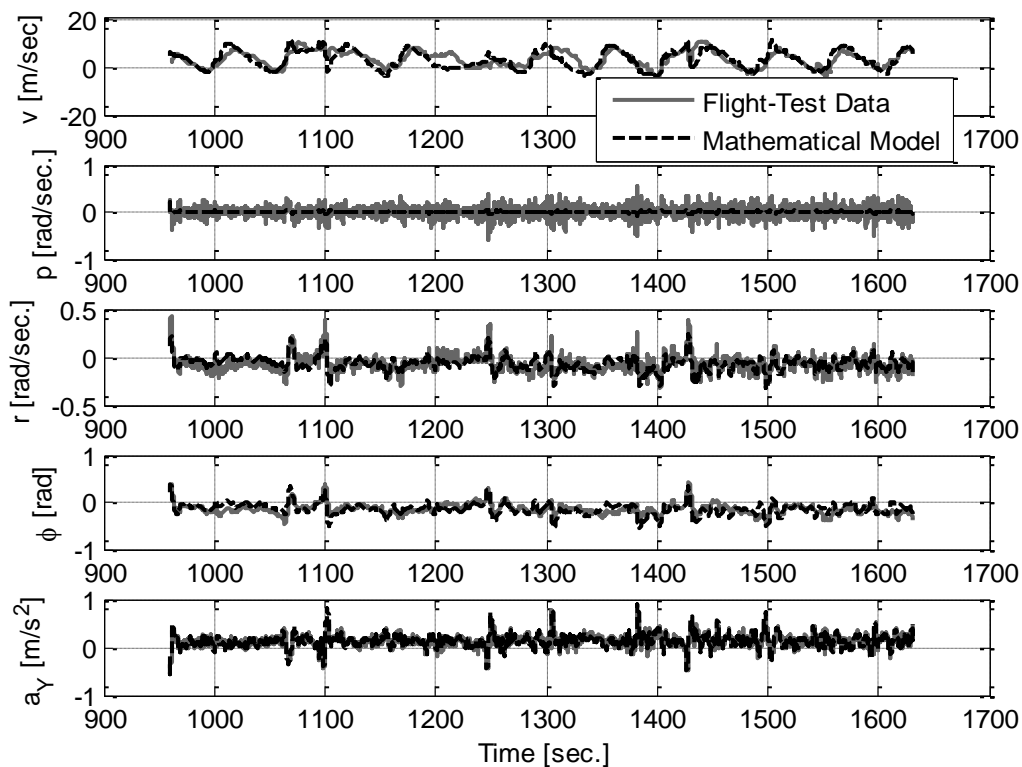


Рисунок 6 – Данные полета и выходы модели с оцененными параметрами

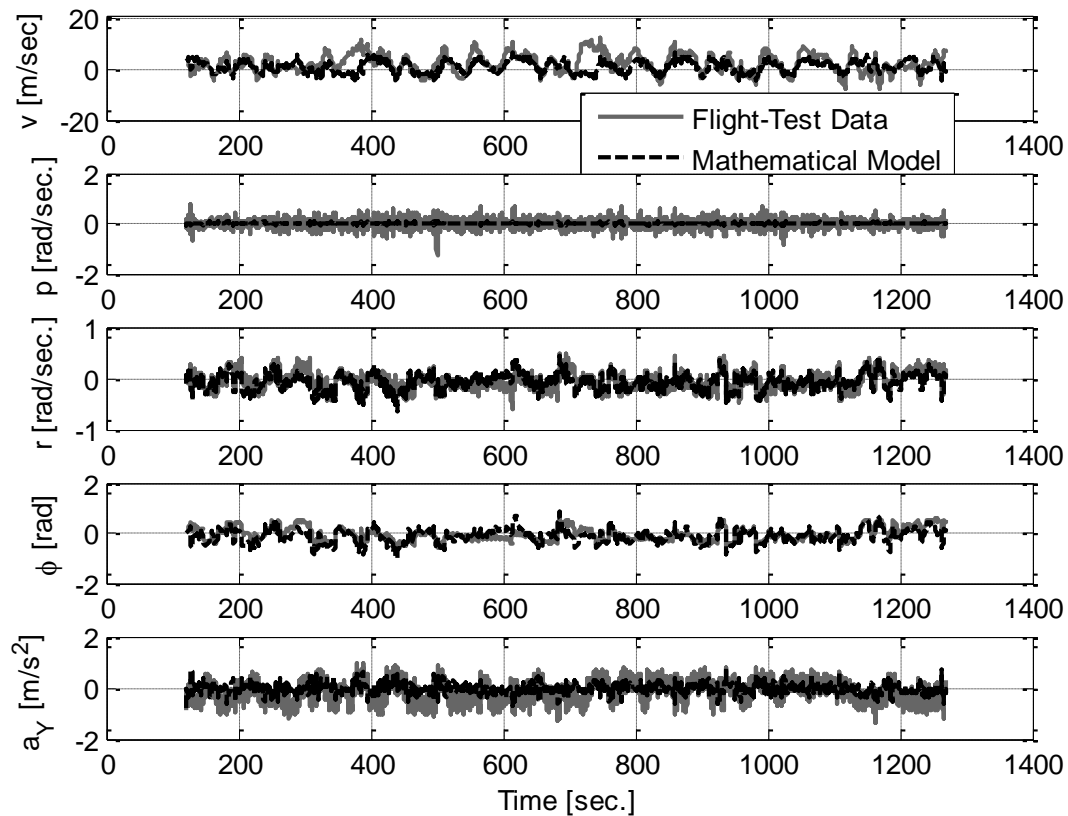


Рисунок 7 – Возможность прогнозирования модели с оцененными параметрами для дополнительных данных летных испытаний

Таблица. 2 – Оценки аэродинамических параметров и их отклонения для SX8FW

Параметры	Оценка (3σ)	Теоретические значения	
		ZFW	SX8FW
C_{Y_β}	-0.0811 (18%)	-0.0736	-0.1949
$C_{Y_{\delta a}}$	-0.0729 (55%)	0	-0.0696
C_{l_β}	-0.1170 (33.2%)	-0.0285	-0.0765
C_{l_p}	-0.3507 (9%)	-0.3209	-0.4018
C_{l_r}	0.0830 (36%)	0.3066	0.0250
$C_{l_{\delta a}}$	0.3087 (16%)	0.1682	0.2987

Продолжение таблицы 2

Параметры	Оценка (3σ)	Теоретические значения	
		ZFW	SX8FW
C_{n_β}	0.0583 (8%)	0.0004	0.0403
C_{n_p}	-0.0154 (14%)	-0.01297	-0.0247
C_{n_r}	-0.1023 (28%)	-0.0043	-0.1252
$C_{n_{\delta a}}$	-0.002 (54%)	-0.0032	-0.0076
σ_v	2.4826		
σ_p	0.0869		
σ_r	0.0838		
σ_φ	0.0860		
σ_{a_y}	0.0597		

Проверка достоверности оцененных аэродинамических коэффициентов проводится с использованием дополнительной информации из других летных испытаний, а также путем получения повторяющихся значений для критерия и аэродинамических параметров с повторением алгоритма идентификации.

Выводы

Аэродинамические коэффициенты БПЛА оценены с использованием реальных данных полета и нелинейной оценки на основе метода ошибки выхода и нелинейных уравнений движения. Для максимального использования априорной информации об условиях устойчивости БПЛА был скорректирован критерий нелинейной оценки. Алгоритм имитированного «отжига» использован для достижения глобального минимума критерия. Из-за наличия ветровой турбулентности в летных испытаниях были оценены компоненты скорости турбулентности ветра наряду с аэродинамическими коэффициентами. Исследована идентифицируемость оцененных коэффициентов на основе анализа матрицы информации Фишера. Для проверки достоверности оцененных аэродинамических коэффициентов они сравнены с их аналитическими и численными значениями для БПЛА, а также для аналогичного прототипа дисперсии вычислены для

оцененных аэродинамических коэффициентов и дополнительная информация использована из других летных испытаний.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Farhadi, R.M. Identification of roll channel dynamics for the unmanned aerial vehicle under weakly excited input signal (in Russian: Identifikaciya dinamiki kanala krena bespilotnogo letatel'nogo apparata pri slabo informativnom vhodnom signale). / R.M Farhadi V.I. Kortunov // Radioelectronic and Computer Systems (Radioelektronni i komp'yuterni sistemi). – 2017 – №1(1) – p. 99–106.
2. Von Hoffer, N., System identification of a small low-cost unmanned aerial vehicle using flight data from low-cost sensors. / N. Von Hoffer // Utah State University. – 2015.
3. Mettler, B., Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft. / B. Mettler // Springer Science & Business Media. – 2013.
4. Verhaegen, M. Filtering and system identification: a least squares approach. / Verhaegen, M. V. Verdult // Cambridge university press – 2007.
5. Klein, V. Aircraft system identification: theory and practice. / V. Klein, E.A. Morelli // American Institute of Aeronautics and Astronautics Reston, Va, USA. –2006.
6. Raol, J.R., , Modelling and parameter estimation of dynamic systems. / J.R. Raol, G. Girija, J. Singh // Vol. 65. – 2004: let.
7. Farhadi, R.M., Aerodynamic Model Identification Using Flight Test Data with EKF and NN. in Proceedings. / R.M. Farhadi, S.K. Yadavar Nikravesh, A. Mohammadi // of the 4th Iranian Aerospace Society Conference. Tehran, Iran: Iranian Aerospace Society. – 2003.
8. Morelli, E.A., System identification programs for aircraft (SIDPAC). / E.A. Morelli // – 2002.
9. Tunik, A.A. Identification of mathematical model of longitudinal motion of the aircraft in the presence of noise measurement and displacement sensors biases (in Russian: Identifikacija matematicheskoy modeli prodol'nogo dvizheniya letatel'nogo apparata pri nalichii шумов izmerenij i smeshhenij datchikov). / A.A. Tunik, A.N. Klipa // Electronic modeling (Jelektronnoe modelirovanie). – 2001 – №6 – p. 3 – 18.
10. Ljung, L., System Identification — Theory for the User. / L. Ljung // United States of America, New Jersey: Prentice-Hall. – 1999 – p. 609.
11. Tischler, M.B., System identification methods for aircraft flight control development and validation. / M.B. Tischler // Advances in Aircraft Flight Control. – 1996 – p. 35 – 69.
12. Isermann, R., Practical aspects of process identification. / R. Isermann // Automatica, – 1980. – №16(5) – p. 575 – 587.
13. Stepner, D.E. Maximum likelihood identification and optimal input

design for identifying aircraft stability and control derivatives. / D.E. Stepner, R.K. Mehra // – 1973.

14. Farhadi, R.M., UAV motion model and estimation of its uncertainties with flight-test data. / R.M. Farhadi, V.I. Kortunov, A. Mohammadi //in 22rd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – 2015.

15. Kas'yanov, V.A., Flight simulation (in Russian: Modelirovanie poleta). / V.A. Kas'yanov // Moscow. – 2004 – p. 400.

16. Gryte, K., High Angle of Attack Landing of an Unmanned Aerial Vehicle. / K. Gryte // NTNU. – 2015.

17. Molchanov, A., Estimation of accuracy in determining the translational velocity of a video camera using data from optical flow. / A. Molchanov, V.I. Kortunov, R. M. Farhadi // Eastern-European Journal of Enterprise-Technologies -Information And Controlling System. – 2017. – Vol. 4, № 9 (88) – p. 9.

18. Beard, R.W. and, Small unmanned aircraft: Theory and practice. / R.W.Beard, T.W. McLain // Princeton university press. – 2012.

19. Stengel, R.F., Flight dynamics. / R.F. Stengel // Princeton University Press. – 2015.

20. Van Laarhoven, P.J. Simulated annealing, in Simulated annealing: Theory and applications. / P.J. Van Laarhoven, E.H. Aarts // Springer. – 1987 – p. 7 – 15.

21. Kortunov, V., et al. Review and comparative analysis of mini- and micro-UAV autopilots. in Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD), / V. Kortunov // IEEE International Conference. Kiev, Ukraine: IEEE. – 2015.

22. Kortunov, V.I., , Integrated mini INS based on MEMS sensors for UAV control. / V.I. Kortunov, I.Y. Dybska, G.A. Proskura // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. – 2009. – p. 41–43.

Поступила в редакцию 28.04.2017.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*