УДК 681.518:519.226
DOI https://doi.org/10.32782/2663-5941/2025.4.2/46

Гриньов М.А.
Національний університет «Одеська політехніка»
ORCID: 0009-0007-7189-4485

ЦІННІСТЬ ДОДАТКОВИХ ДЖЕРЕЛ ДАНИХ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ЗАМАСКОВАНОЇ ПОХИБКИ СЕНСОРА

Розглянуто задачу визначення сталої похибки сенсора автономної системи, яка в усталеному режимі маскується змінами середовища і параметрів об'єкта, через що власні дані системи визначають її лише до межі, заданої апріорною невизначеністю. Мета роботи – встановити, які додаткові джерела даних роблять таку похибку спостережуваною, наскільки і як швидко кожне з них зменшує її невизначеність, яка частина виграшу зберігається за похибки моделі об'єкта і чого він вартий у ризику місії. Запропоновано інформаційний бюджет у формі вартості «підробки»: обернена дисперсія оцінки похибки дорівнює мінімальній апріорній вартості комбінацій змін, що імітують похибку; комбінації обчислюються з рівноваги нелінійної моделі без синтезу фільтра. На цій основі виділено класи джерел: ще один такий самий сенсор і джерела зі спільною моделлю нічого не дають; незалежне спостереження тієї самої фізичної величини обмежує середньоквадратичне відхилення оцінки значенням σ/(1 − c) за будь-якої моделі об'єкта; запис параметра об'єкта обмежений найдешевшою підробкою, що його оминає; звіт про середовище обмежений усередненням турбулентності. Отримано закон наближення до бюджету за скінченний час і замкнену оцінку цінності джерела як заощадженого запасу швидкості за однакового ризику. Перевірку виконано на моделі безпілотного літального апарата Aerosonde з приймачем повітряного тиску і на двох родинах узагальнених об'єктів. Закон бюджету збігся з точним розрахунком у межах 1,4 % для 672 нових комбінацій умов. За похибки аеродинамічної моделі 5 % незалежні спостереження погіршуються не більше ніж в 1,23 раза, тоді як запис маси з точністю 0,3 % – у 8,7–10,1 раза; перевага запису над спостереженням змінюється на протилежну в 24–85 % узагальнених об'єктів. Інформація зі збудженої динаміки повністю залежить від моделі: похибка 2 % динамічних коефіцієнтів робить фільтр гіршим за бюджет і в сотні разів надто впевненим. Оцінка цінності в ризику місії справджується в межах від −10 до +16 %, доки обмеження команди автопілота не стає активним.

Ключові слова: *похибка сенсора, спостережуваність, інформаційний бюджет, вибір джерел даних, апріорна невизначеність, похибка моделі, приймач повітряного тиску, безпілотний літальний апарат.*

Постановка проблеми. Стала похибка сенсора автономної системи часто не може бути визначена з власних даних системи, бо в усталеному режимі її можна точно відтворити зміною середовища і параметрів об'єкта. Для безпілотного літального апарата (БпЛА) зміщення показу приймача повітряного тиску в прямолінійному польоті неможливо відрізнити від одночасної зміни вітру, маси, опору і тяги, тому роздільна здатність обмежена апріорним знанням цих величин [1–3]. Підвищити її можна лише додатковими джерелами даних: другим або несхожим датчиком швидкості, оцінкою швидкості за режимом гвинта [4], звітом про вітер, записом маси.

Для проєктувальника важливо заздалегідь знати, яке джерело варто додати, наскільки воно зменшить невизначеність, як швидко, чи збережеться цей виграш, якщо модель об'єкта неточна, і чого він вартий для безпеки місії. Відповіді на ці питання потрібні для вибору складу сенсорів і для оцінювання вимог до точності моделі об'єкта.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Діагностиці несправностей сенсорів повітряних даних присвячено роботи [1, 2], у тому числі з урахуванням невизначеності моделі [5]; огляд 2024 р. [3] систематизує модельні методи і методи на основі даних. У 2025 р. показано можливість оцінювати повітряну швидкість лише за даними гвинтомоторної групи [4]. Розміщення сенсорів для забезпечення діагностовності розглянуто в [6], кількісну діагностовність стохастичних лінійних моделей на основі дивергенції Кульбака – Лейблера – у [7]. Для керування швидкістю і висотою БпЛА поширені автопілоти на принципі повної енергії [8].

© Гриньов М.А., 2025
Стаття поширюється на умовах ліцензії CC BY 4.0

Ці роботи дають критерії розміщення сенсорів і алгоритми діагностики, але не відповідають на питання, яку цінність має кожен клас додаткових джерел для похибки, замаскованої змінами середовища і об'єкта, як ця цінність залежить від точності моделі об'єкта і як її перевести в ризик місії. Саме ця частина проблеми залишається невирішеною.

Постановка завдання. Метою роботи є кількісна оцінка цінності додаткових джерел даних для визначення сталої похибки сенсора, замаскованої змінами середовища і параметрів об'єкта, з урахуванням тривалості спостереження, похибки моделі об'єкта і ризику місії.

Завдання дослідження:

1) побудувати інформаційний бюджет похибки сенсора без синтезу фільтра;

2) виділити класи джерел даних і отримати їхні межі;

3) встановити залежність цінності джерел від похибки моделі та від тривалості спостереження;

4) отримати оцінку цінності джерела в ризику місії та умови її справедливості;

5) перевірити результати на моделі БпЛА, нелінійній моделі з автопілотом і узагальнених об'єктах.

Виклад основного матеріалу

Методи дослідження

Використано лінійно-гауссову теорію оцінювання та інформацію Фішера, розрахунок рівноваги нелінійної моделі об'єкта, спектральний аналіз стаціонарних процесів, теорію перетинів рівня і статистичне моделювання (фільтр Калмана, розширений фільтр Калмана на нелінійній моделі, моделювання місій). Програмне забезпечення розроблено автором мовою Python. Прогнози і правила рішень фіксували в протоколах до виконання розрахунків; з 33 попередньо зафіксованих правил 25 виконано, 7 не виконано, одне є правилом рішення; невиконані правила наведено в тексті.

Під час дослідження використано генеративну мовну модель Claude (Anthropic) як допоміжний інструмент для пошуку й аналізу літератури, розроблення програмного коду моделювання, перевірки аналітичних викладок, оброблення результатів і підготовки тексту. Усі отримані результати, обчислення та висновки перевірено автором, який несе повну відповідальність за зміст статті.

Математична модель

Сенсор вимірює $y_s = x_s + b$, де x_s – істинна величина (повітряна швидкість), b – стала похибка. Інші невідомі η (складові вітру, маса, паразитний опір, коефіцієнт тяги, власна похибка джерела, за потреби – похибки аеродинамічних коефіцієнтів) сталі протягом усталеної ділянки тривалістю τ і мають гауссовий апріорний розподіл з матрицею точності Λ (для деяких складових – неінформативний). Позначимо $z = (b, \eta)$. За ділянку монітор фактично спостерігає середні значення каналів

$$\bar{y} = Dz + \bar{e},\ \mathrm{Cov}\left(\bar{e}\right) = \Phi_0 / \tau, \qquad (1)$$

де D – матриця усталених коефіцієнтів передачі всіх каналів (скінченні різниці рівноваги нелінійної моделі за незмінних керувань), Φ_0 – спектральна щільність похибок каналів на нульовій частоті (шум сенсорів, корельовані складові, пориви вітру). **Підробкою** назвемо вектор v з $Dv = 0$, $v_b = 1$: комбінацію змін, яка в усталеному режимі точно імітує одиничну похибку сенсора.

Теоретичні результати

Твердження 1 (бюджет за скінченний час). Для моделі (1)

$$\mathrm{sd}_b^2(\tau) = [(\Lambda + \tau D^\top \Phi_0^{-1} D)^{-1}]_{bb}. \qquad (2)$$

Швидкість накопичення інформації $D^\top \Phi_0^{-1} D$ дорівнює швидкості для середніх нев'язок стаціонарного фільтра Калмана (тотожність на нульовій частоті), тому (2) не потребує синтезу фільтра.

Твердження 2 (бюджет у формі вартості підробки).

$$\frac{1}{\mathrm{sd}_\infty^2} = \min_{v:\,Dv=0,\,v_b=1} v^\top \Lambda v, \qquad (3)$$

тобто граничну точність визначає найдешевша за апріорним розподілом підробка; межа скінченна тоді й лише тоді, коли кожна підробка має апріорну вартість. Джерело даних – це додатковий рядок a з власною сталою похибкою з відхиленням σ; воно додає до квадратичної форми доданок $(a^\top v)^2 / \sigma^2$. Для літака на швидкості 20 м/с найдешевша підробка на +1 м/с похибки – це зміна істинної швидкості на −1 м/с разом із попутним вітром +1 м/с, зменшенням маси на 9,8 %, збільшенням опору на 38,8 % і зменшенням тяги на 5,3 % за незмінного кута атаки; без додаткових джерел $\mathrm{sd}_\infty = 0{,}233$ м/с.

Наслідок (класи джерел). 1) *Ще одне таке саме*: якщо $a^\top v = 0$ для кожної підробки, джерело нічого не дає за будь-якої точності (високоточна супутникова швидкість; датчик кута атаки, бо кут атаки не змінюється вздовж жодної підробки; джерело, що обчислює показ за тією самою моделлю).

2) *Незалежне спостереження* величини x_s з часткою спільної похибки c: вздовж кожної підробки $a^\top v = c - 1$, тому

$$\mathrm{sd}_\infty \le \sigma / (1 - c) \tag{4}$$

за будь-якого набору невідомих і будь-якої моделі об'єкта. 3) *Запис параметра* j з відхиленням r: $1/\mathrm{sd}_\infty^2 = \min_v \left(v^\top \Lambda v + v_j^2 / r^2 \right)$; навіть точний запис обмежений найдешевшою підробкою, що оминає записаний параметр ($v_j = 0$). Для літака простір підробок двовимірний, тому така межа ненульова. 4) *Звіт про середовище* діє як апріорна інформація, обмежена усередненням турбулентності: $\sigma_r^2 \to \sigma_r^2 + 2\sigma_u^2 L_u / (V\tau)$.

Твердження 3 (залежність від моделі). Додавання похибок аеродинамічних коефіцієнтів з апріорним відхиленням s не змінює межі (4), тоді як для запису такої межі немає: похибка моделі відкриває підробки, що оминають записаний параметр, з вартістю пропорційною $1/s^2$, і цінність запису зникає зі зростанням s. Твердження 1–2 використовують лише усталену інформацію; у збудженому русі фільтр з точною нелінійною моделлю отримує додаткову інформацію з динаміки, але вона повністю залежить від моделі.

Твердження 4 (наближення до бюджету). У першому наближенні $\mathrm{sd}_b^2(\tau) \approx \mathrm{sd}_\infty^2 + \kappa/\tau$, $\kappa = g^\top \Phi_0 g$, де g – вплив середніх значень каналів на граничну оцінку; час наближення до бюджету в межах 10 % становить $\tau_{10} \approx 4{,}76\,\kappa / \mathrm{sd}_\infty^2$. Для записів κ визначається спектральною щільністю похибки самого досліджуваного сенсора, тому запис, що зменшує межу вдесятеро, потребує приблизно в сто разів довшого спостереження.

Твердження 5 (цінність у ризику місії). Нехай істинна швидкість $V = V_{\min} + m - e + \delta V(t)$, де m – запас, $e \sim \mathcal{N}(0, \mathrm{sd}_e^2)$ – залишкова похибка оцінки зміщення, δV – стаціонарне гауссове відхилення в замкненому контурі з відхиленням σ_V. Цінність джерела – заощаджений запас за однакового ризику $m(\mathrm{sd}_0) - m(\mathrm{sd}_1)$. Ризик виходу за межу протягом місії наближено

$$R(m) = \overline{\Phi}\left(\frac{m - x_0}{\mathrm{sd}_e} \right) + A \frac{\sigma_V}{S} e^{-m^2/2S^2} \times \Phi\left(\frac{m - x_0 - m\,\mathrm{sd}_e^2 / S^2}{\mathrm{sd}_e \sigma_V / S} \right), \tag{5}$$

де $S^2 = \sigma_V^2 + \mathrm{sd}_e^2$, A – очікувана кількість перетинів за місію з покрокового закону виходу, $x_0 = \sigma_V \sqrt{2 \ln A}$. Існують два режими: у спокійному повітрі джерело дає повну цінність, у турбулентному вона приблизно в σ_V / sd разів менша. Умова справедливості: контур має залишатися лінійним до межі запасу, $\nu = k_V m_0 / u_{\max} < 1$, де k_V – коефіцієнт контуру швидкості, $u_{\max}$ – обмеження команди на збільшення швидкості.

Обчислювальний експеримент

Об'єкт – поздовжній рух БпЛА Aerosonde [9] на швидкостях 18–27 м/с на прямолінійних ділянках з турбулентністю Драйдена 10–40 вузлів [12]; апріорні відхилення: вертикальний вітер 0,5 м/с, маса 3 %, паразитний опір 15 %, коефіцієнт тяги 5 %, горизонтальний вітер – без обмежень. Джерела: другий приймач (шум 0,3 м/с, похибка калібрування 0,2 м/с, частка спільної похибки 0; 0,5; 1), несхожий датчик швидкості (0,5 і 0,3 м/с), швидкість за обертами гвинта (похибка моделі гвинта 2 або 5 %), датчик кута атаки, високоточна супутникова швидкість (0,05 м/с), звіт про вітер (0,3; 0,5; 1,0 м/с), вітер від сусіднього апарата (0,23 м/с), запис маси (1 і 0,3 %). Узагальнені об'єкти – дві структурно різні родини (400 і 200 випадкових об'єктів). Ризик місії оцінено для лінійно-квадратичних контурів швидкості і для автопілотів на принципі повної енергії зі сталими часу 5 і 2 с та обмеженнями команд, характерними для поширених відкритих автопілотів; перевірку виконано на нелінійній моделі з розширеним фільтром Калмана (12 комбінацій по 12 000 місій тривалістю 600 с).

Результати

Точність бюджету. Закон (2)–(3) збігся з точним розрахунком у межах 1,4 % (ділянка 300 с) і 0,23 % (3000 с) для 672 нових комбінацій умов літака; для узагальнених об'єктів 95-й процентиль похибки не перевищує 0,71 %. Вираз (2) збігся з точним фільтром Калмана з різницею $7 \cdot 10^{-7}$.

Класи джерел. Датчик кута атаки і високоточна супутникова швидкість зменшують відхилення не більше ніж на $1{,}5 \cdot 10^{-10}$; найбільше відношення відхилення до межі (4) становить 0,96 для літака і 0,93 для узагальнених об'єктів; формула межі точного запису виконується з похибкою до 0,79 %. Відхилення оцінки зміщення для джерел наведено в табл. 1 і на рис. 1.

Залежність від моделі. На нових комбінаціях умов за похибки моделі 5 % відхилення для другого приймача збільшується в 1,06–1,15 раза, для несхожого датчика – в 1,11–1,23 раза, а для запису маси з точністю 0,3 % – у 8,7–10,1 раза (наприклад, на 18 м/с: 0,028 м/с для точної моделі, 0,171 за похибки 2 % і 0,280 за 5 %). Другий приймач навіть за похибки моделі 2 % зменшує відхилення на 34–47 %. Для узагальнених

Таблиця 1

Середньоквадратичне відхилення оцінки зміщення приймача, м/с, залежно від невизначеності аеродинамічних коефіцієнтів (20 м/с, 30 вузлів, ділянка 300 с)

Джерело даних	0 %	1 %	2 %	5 %
без додаткових джерел	0,233	0,240	0,257	0,314
другий приймач, незалежна похибка	0,152	0,154	0,158	0,169
другий приймач, половина похибки спільна	0,201	0,206	0,217	0,247
другий приймач, спільна похибка	0,233	0,240	0,257	0,314
несхожий датчик швидкості	0,184	0,188	0,195	0,217
швидкість за гвинтом, модель гвинта 2 %	0,197	0,202	0,212	0,240
датчик кута атаки	0,233	0,240	0,257	0,314
звіт про вітер 0,3 м/с	0,221	0,227	0,241	0,286
запис маси 0,3 %	0,031	0,109	0,186	0,298

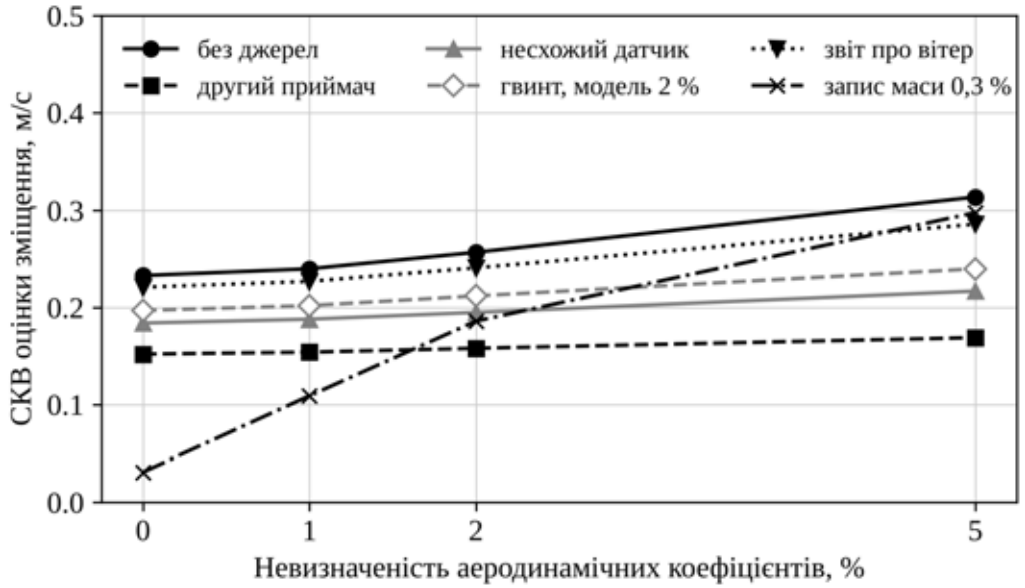


Рис. 1. Середньоквадратичне відхилення оцінки зміщення приймача повітряного тиску для різних джерел даних залежно від невизначеності аеродинамічних коефіцієнтів (20 м/с, 30 вузлів, 300 с) (другий приймач – з незалежною похибкою, звіт про вітер – 0,3 м/с)

об'єктів медіанне погіршення спостереження за похибки 10 % становить 1,16–1,17 раза, запису за 5 % – 4,6–5,8 раза; серед об'єктів, де запис без похибки моделі кращий, він програє спостереженню за похибки 1, 2, 5 і 10 % у 24, 43, 67 і 80 % (перша родина) та 31, 49, 74 і 85 % (друга родина) випадків.

Збуджена динаміка. Розширений фільтр Калмана з точною нелінійною моделлю в турбулентному польоті отримує відхилення 0,04–0,08 від бюджету, тобто використовує інформацію з динаміки. Проте похибка 2 % десяти аеродинамічних коефіцієнтів робить його в 1,20–1,25 раза гіршим за бюджет (5 % – у 2,7–3,3 раза) і в 600–7900 разів надто впевненим. Фільтр, що оцінює ці коефіцієнти, дає 0,5–1,13 від бюджету (попередньо зафіксоване правило для нього не виконано в одній комбінації). Отже, бюджет – це інформація, яка не залежить від динамічної моделі.

Скінченний час. Для записів к збігається зі спектральною щільністю похибки приймача з точністю 0,9987–1,0033 у 96 із 96 комбінацій; правило τ_{10}. виконується в межах 10 % для 204 із 204 комбінацій літака, але не для частини узагальнених об'єктів з кількома модами (похибка до 2,3 раза) – це правило не виконано. Час наближення до бюджету в межах 10 % за білої похибки приймача і похибки з часом кореляції 1, 5 і 20 с становить: для записів 1–55 с, 24 с – 17 хв, 2–82 хв і 12 хв – 8,5 год; для спостережень 0–8 с, 9–37 с, 41 с – 3 хв і 4–19 хв; для звітів про вітер 13–88 хв. За корельованих похибок записи досягають бюджету значно пізніше (запис маси 0,3 % за 300 с і часу кореляції похибки приймача 10 с:

0,060 м/с замість 0,031), тому відповідне правило для записів не виконано.

Цінність у ризику місії. Оцінка (5) відрізняється від точної моделі виходу не більше ніж на 10 % у 214 із 216 комбінацій з лінійно-квадратичними контурами (медіана 1,8 %) і в 144 із 144 з автопілотом на принципі повної енергії (максимум 5,3 %). На нелінійній моделі з автопілотом цінність джерела за умови $\nu < 1$ прогнозується з похибкою від −10 до +16 % (36 із 36 випадків, медіана +5,5 %); за $\nu = 1{,}7 \ldots 1{,}9$ її завищено на 20–38 %, за $\nu \geq 2{,}5$ – на 46–96 %. Абсолютний ризик за гауссовою моделлю виходу може відрізнятися від нелінійного моделювання від 0,35 до 15 разів, тому заявляється лише цінність джерела за умови $\nu < 1$.

Обговорення результатів

Результати дають прості правила вибору джерел. Додавати сенсор того самого типу із спільною похибкою, точніший супутниковий приймач чи датчик кута атаки для визначення зміщення приймача повітряного тиску марно. Незалежне спостереження тієї самої фізичної величини (другий незалежний приймач, несхожий датчик) дає гарантований виграш, який не залежить від моделі об'єкта. Запис параметра об'єкта (маси) за точної моделі дає найбільший виграш, але цей виграш руйнується вже за похибки моделі 2 % і досягається лише за тривалого спостереження. Інформація, яку можна отримати зі збудженої динаміки, суттєва лише за точної динамічної моделі. Цінність джерела в ризику місії можна оцінити замкненою формулою, доки автопілот працює в лінійному режимі до межі запасу.

Обмеження роботи: один тип літального апарата, поздовжній рух і прямолінійні ділянки; апріорні розподіли визначають межу без джерел; гауссова турбулентність з відомою статистикою; ідеалізовані моделі похибок джерел; припущені класи автопілотів без даних реальних автопілотів; розширений фільтр Калмана не є оптимальним нелінійним оцінювачем; льотні дані не використано.

Висновки

1. Запропоновано інформаційний бюджет похибки сенсора, замаскованої змінами середовища і об'єкта, у формі мінімальної апріорної вартості підробки, що обчислюється з рівноваги нелінійної моделі без синтезу фільтра; для БпЛА Aerosonde бюджет збігся з точним розрахунком у межах 1,4 % для 672 нових комбінацій умов.

2. Виділено класи джерел даних: сенсори того самого типу і джерела зі спільною моделлю нічого не дають; незалежне спостереження обмежує відхилення значенням $\sigma / (1 - c)$ за будь-якої моделі об'єкта; запис параметра обмежений найдешевшою підробкою, що його оминає; звіт про середовище обмежений усередненням турбулентності.

3. Встановлено, що за похибки аеродинамічної моделі 5 % незалежні спостереження погіршуються не більше ніж в 1,23 раза, а запис маси – у 8,7–10,1 раза; записи до того ж потребують від хвилин до годин спостереження, оскільки їх темп визначається похибкою самого досліджуваного сенсора.

4. Отримано замкнену оцінку цінності джерела як заощадженого запасу швидкості за однакового ризику; на нелінійній моделі з автопілотом вона справджується в межах від −10 до +16 %, доки обмеження команди на збільшення швидкості не досягається раніше межі запасу.

Доцільно розробити прогноз поправок для об'єктів з кількома модами, теорію інформації зі збудженої динаміки за похибки моделі, модель виходу для контурів з активними обмеженнями команд і перевірити результати на льотних даних.

Бібліографічний список

1. Hansen S., Blanke M. Diagnosis of airspeed measurement faults for unmanned aerial vehicles. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2014. Vol. 50, No. 1. P. 224–239. DOI: 10.1109/TAES.2013.120420.

2. Sun K., Gebre-Egziabher D. Air data fault detection and isolation for small UAS using integrity monitoring framework. *NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation*. 2021. Vol. 68, No. 3. P. 577–600. DOI: 10.1002/navi.440.

3. Lopes L. L., Travé-Massuyès L., Jauberthie C., Alcalay G. A review of fault diagnosis techniques applied to aircraft air data sensors. *35th International Conference on Principles of Diagnosis and Resilient Systems (DX 2024)*. Wadern : Schloss Dagstuhl – Leibniz-Zentrum für Informatik, 2024. P. 3:1–3:20. (OASIcs ; vol. 125). DOI: 10.4230/OASIcs.DX.2024.3.

4. Ntouros E., Kelley P., Smeur E. Airspeed estimation for UAVs using only propeller feedback. *arXiv*. 2025. arXiv:2507.03456.

5. Freeman P., Seiler P., Balas G. J. Air data system fault modeling and detection. *Control Engineering Practice*. 2013. Vol. 21, No. 10. P. 1290–1301.

6. Krysander M., Frisk E. Sensor placement for fault diagnosis. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics – Part A: Systems and Humans*. 2008. Vol. 38, No. 6. P. 1398–1410.

7. Eriksson D., Frisk E., Krysander M. A method for quantitative fault diagnosability analysis of stochastic linear descriptor models. *Automatica*. 2013. Vol. 49, No. 6. P. 1591–1600.

8. Lambregts A. A. Vertical flight path and speed control autopilot design using total energy principles. *AIAA Guidance and Control Conference*. 1983. AIAA Paper 83-2239.

9. Beard R. W., McLain T. W. Small unmanned aircraft: theory and practice. Princeton : Princeton University Press, 2012.

10. MIL-F-8785C. Military specification: flying qualities of piloted airplanes. Washington : U.S. Department of Defense, 1980.

Hrynyov M.A. VALUE OF ADDITIONAL DATA SOURCES FOR RESOLVING A CONFOUNDED SENSOR ERROR

The paper considers the problem of determining a constant error of a sensor of an autonomous system which, in steady operation, is masked by changes of the environment and of the plant parameters, so that the system's own data determine it only down to a limit set by the prior uncertainty. The aim of the work is to establish which additional data sources make such an error observable, how much and how fast each of them reduces its uncertainty, which part of the gain survives an error of the plant model, and what it is worth in mission risk. An information budget in the form of the cost of a "fake" is proposed: the inverse variance of the error estimate equals the minimal prior cost of the combinations of changes that imitate the error; the combinations are computed from the equilibrium of the nonlinear model without synthesising a filter. On this basis source classes are identified: one more identical sensor and sources sharing the model give nothing; an independent observation of the same physical quantity bounds the standard deviation of the estimate by σ/(1 − c) for any plant model; a record of a plant parameter is limited by the cheapest fake that avoids it; an environment report is limited by turbulence averaging. A law of approach to the budget in finite time and a closed-form estimate of the value of a source as the speed margin saved at equal risk are obtained. Verification is performed on the model of the Aerosonde unmanned aerial vehicle with a pitot-static airspeed sensor and on two families of generic plants. The budget law agreed with exact computation within 1.4 % for 672 new combinations of conditions. With a 5 % error of the aerodynamic model, independent observations degrade by no more than a factor of 1.23, whereas a mass record with 0.3 % accuracy degrades by a factor of 8.7–10.1; the advantage of the record over the observation reverses in 24–85 % of the generic plants. Information from excited dynamics depends entirely on the model: a 2 % error of the dynamic coefficients makes the filter worse than the budget and hundreds of times overconfident. The estimate of the value in mission risk holds within −10 to +16 % as long as the autopilot command limit does not become active.

Key words: *sensor error, observability, information budget, data source selection, prior uncertainty, model error, pitot-static sensor, unmanned aerial vehicle.*

Дата надходження статті: 27.07.2025
Дата прийняття статті: 06.08.2025
Опубліковано: 27.10.2025