

## **ВИЗНАЧЕННЯ ІСТИННИХ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ**

### **Вступ**

Етап льотних випробувань є важливою частиною процесу розробки нових зразків авіаційної техніки. За результатами льотних випробувань перевіряється правильність вибраних параметрів літального апарату, відповідність реального апарату розрахунковій математичній моделі [1, 2]. Для верифікації льотних характеристик за результатами льотних випробувань необхідно отримати істинні значення параметрів польоту, але їх вимірювання ускладнене наявністю помилок вимірювання та інших факторів, що впливають на результати вимірювань. Зараз методики вирахування похибок і поправок льотних випробувань розроблені для великих літаків, базуючись на стандартному для пілотованих літаків обладнанні [3]. На легких безпілотних літаках, здебільшого, набір обладнання значно менший, але необхідно вираховувати реальні льотні характеристики літака, використовуючи обмежені відомості про політ. Методика розроблялася для обробки результатів льотних випробувань надлегкого безпілотного літального апарату (БПЛА) «Пегас», що призначений для виконання аерознімальних, моніторингових, пошукових та інших видів робіт в радіусі до 5 км від точки старту в діапазоні швидкостей від 50 до 100 км за годину, на малих висотах польоту. Розробці проекту передував великий комплекс дослідницьких робіт, впродовж яких зокрема було виконано розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака і побудовано його параметричну математичну модель. Впродовж літа-осені 2011 року було проведено перший етап льотних випробувань, який загалом підтвердив розрахункові характеристики літака. Впродовж виконання циклу з перших 14 польотів накопичено великий обсяг об'єктивних даних про параметри польоту літака.

### **Постановка задачі**

Розробити та реалізувати підхід щодо обробки отриманої об'єктивної інформації з метою визначення аеродинамічних льотних характеристик

літака, визначення величин похибок бортових вимірювальних пристроїв, визначення напрямку та швидкості вітру за висотами.

### **Параметри польоту, що реєструються, і наявні похибки**

Літак «Фенікс» в тестових польотах був оснащений комплексною системою вимірювання, реєстрації та дистанційної передачі телеметричної інформації EAGLE TREE виробництва EAGLE TREE SYSTEMS.

Впродовж виконання випробувальних польотів отримувались та реєструвались за допомогою бортової системи EAGLE TREE наступні параметри:

- барометрична висота польоту відносно місця старту за даними приймача статичного тиску в метрах;
- повітряна швидкість польоту в км/год за даними датчика повного повітряного тиску;
- швидкість польоту відносно землі за даними GPS датчика;
- висота польоту відносно рівня моря за даними GPS датчика;
- напрямок вектора шляхової швидкості за даними GPS датчика;
- координати центра літака за даними GPS датчика в системі координат WGS-84.

Дані отримані в цифровому форматі з частотою дискретизації 10 Гц і синхронізовані за допомогою системи синхронізації та вимірювання часу системи EAGLE TREE.

Аналіз отриманої інформації ускладнений наступними факторами:

- невідомі величин похибок;
- невідомі величини швидкості та напрямку вітру, що змінювались від польоту до польоту і навіть впродовж кожного з польотів з часом та зміною висоти польоту.

Необхідною і достатньою умовою отримання достовірних льотних характеристик літака є визначення у кожний момент часу достовірних значень істинної повітряної швидкості при польоті за траєкторією та відносною висоти польоту [1]. В подальшому це дозволить визначити похідні величини, такі як аеродинамічну якість, швидкість набору та втрати висоти на режимах польоту, що відповідають різним значенням кута атаки літака.

Похибка при визначенні барометричної швидкості може бути пояснена наступними факторами:

- спотвореним обтіканням трубки Піто-Прандля, через особливості її розташування в межах граничного шару течії на фюзеляжі літака;
- зміною режиму обтікання на різних кутах атаки;
- похибкою у калібруванні датчика;

– методологічною похибкою у вимірюванні швидкості, що зумовлена зміною висоти польоту (як наслідок зміни густини і температури повітря).

Похибка у визначенні шляхової швидкості, абсолютної висоти та вектора шляхової швидкості за допомогою приймача GPS складається з методологічної та інструментальної похибки і залежить від кількості супутників, задіяних при вирахуванні координат та режиму, в якому відбувалось обчислення.

Похибка при визначенні барометричної відносної висоти зумовлена наступними факторами:

- методологічна похибка внаслідок неврахованої зміни температури та густини повітря;
- інструментальна похибка у калібруванні приладу;
- зміна статичного тиску всередині фюзеляжу літака внаслідок ефекту наддуву на різних швидкостях і режимах польоту.

Методологія вимірювання і наявний обсяг телеметричної інформації не дозволяють достовірно визначити кожну з описаних вище похибок окремо, та це і не є необхідним для досягнення кінцевої мети цієї роботи.

На спрощення задачі аналізу зробимо деякі припущення:

- похибка у калібруванні датчиків, похибка від спотворення потоку в місці розташування датчиків повної швидкості є сталою для всіх польотів;
- методологічна похибка у вимірюванні GPS координат є сталою внаслідок того, що всі польоти проводились з близьких за розташуванням площадок і в розрахунку було задіяно приблизно однакову кількість супутників (9-11).

Методологічні похибки при вимірюванні повітряної швидкості від зміни висоти потребують оцінки, але впродовж виконаних польотів не були значними внаслідок обмеженої висоти польоту (менше 500 метрів).

Похибку у вимірюванні швидкості внаслідок зміни кута атаки може бути оцінено, якщо припустити, що кут атаки є функцією швидкості прямолінійного польоту та маси літака. Однак слід зазначити – похибка не може бути значною внаслідок малого діапазону кутів атаки [3].

Таким чином для подальшого аналізу та експлуатації безпілотного літака є важливим і доцільним визначення абсолютної похибки кожного з приладів без аналізу структури цих похибок.

Визначення цих похибок може бути проведено шляхом порівняння значень швидкості та висоти польоту за даними системи повітряних сигналів та даних, отриманих за допомогою датчика GPS.

Аналіз всіх похибок ускладнено присутністю невідомої складової, пов'язаної з рухом повітряних мас відносно поверхні землі. Поставлене завдання визначення повітряної швидкості та відносної висоти польоту не може бути виконане без оцінки швидкості та напрямку вітру в кожному момент часу.

## Визначення істинної відносної висоти польоту

Аналізуючи данні польоту, спостерігаємо деякі відмінності у показниках відносної барометричної і відносної GPS висоти (рис. 1), що розрахована за формулою:

$$\bar{H}_{GPS} = H_{GPS} - H_{GPS0}, \quad (1)$$

де  $\bar{H}_{GPS}$  – відносна висота GPS,  $H_{GPS}$  – висота за даними датчика GPS,  $H_{GPS0}$  – висота старту, за даними датчика GPS (початкова висота відрахунку від зльоту).

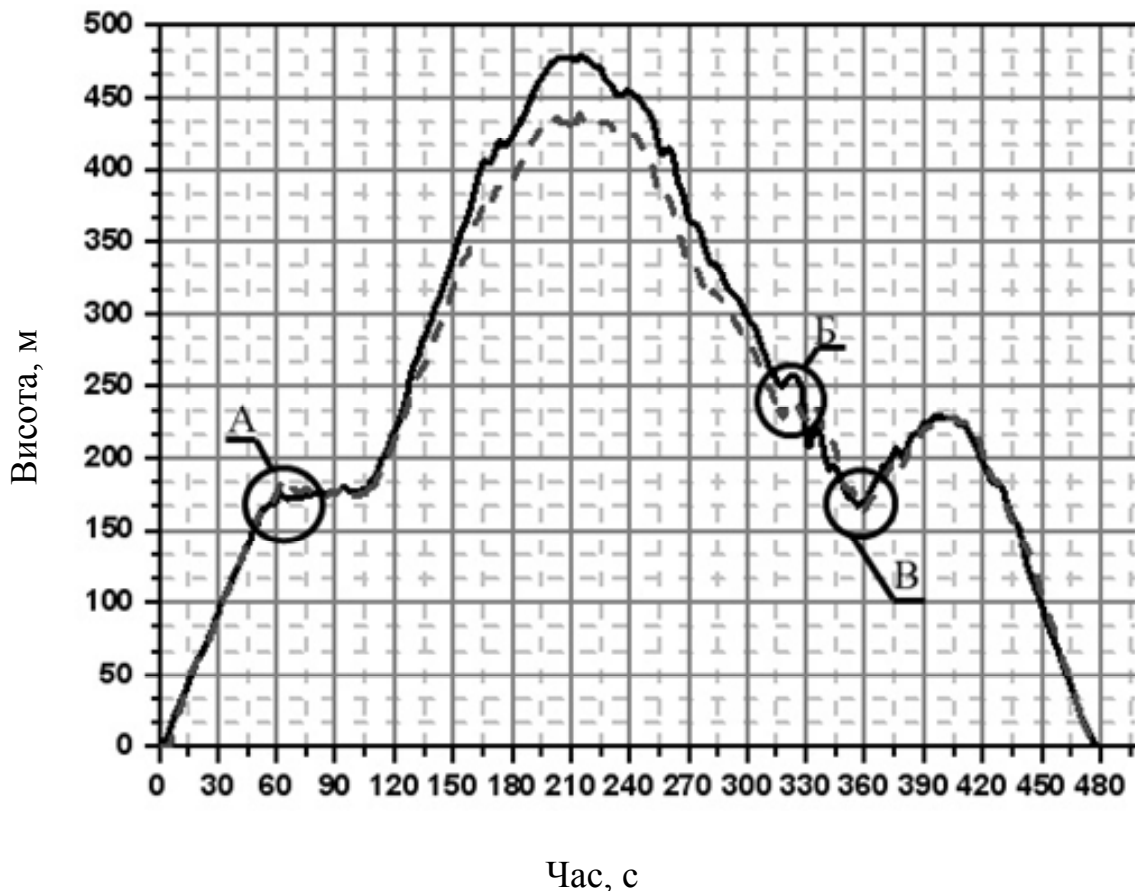


Рис. 1. Залежність барометричної (суцільна лінія) та відносної GPS (пунктирна лінія) висоти від часу польоту, 7-й політ

Зробимо припущення щодо характеру похибок вимірювання барометричної та GPS висоти. Виробником приймача GPS заявлена точність вимірювання висоти у межах 30м, яка має випадковий характер, та дисперсія якої компенсується екстраполяційними алгоритмами роботи приймача. В той же час самі ці алгоритми є джерелом похибки у випадках, коли просторова траєкторія, зокрема вертикальна її складова, польоту літака зазнає різких змін. Це пояснює різкі розходження у значеннях барометричної та GPS висоти, що видно у зонах А, Б, В (рис. 1). Подальший аналіз проведемо, виключивши ці зони з вибірки даних.

Наступною метою є визначення методологічної похибки у калібруванні датчика барометричної висоти у наслідок зміни температури та густини повітря з висотою. З огляду на те, що з ростом висоти польоту спостерігається прогресуюча та стала за знаком різниця між значеннями GPS та барометричної висоти припустимо, що ця похибка є відсотковою. Вирахуємо за формулою

$$\Delta_h = \frac{(H_B - \overline{H}_{GPS})}{\overline{H}_{GPS}} \cdot 100\%, \quad (2)$$

де  $\Delta_h$  – похибка вимірювання барометричної висоти,

$\overline{H}_{GPS}$  – відносна висота GPS,

$H_B$  – барометрична висота.

Для зон, виключаючи зони А, Б і В, побудуємо  $\Delta_h$  від висоти. Ці зони охоплюють весь діапазон висот польоту.

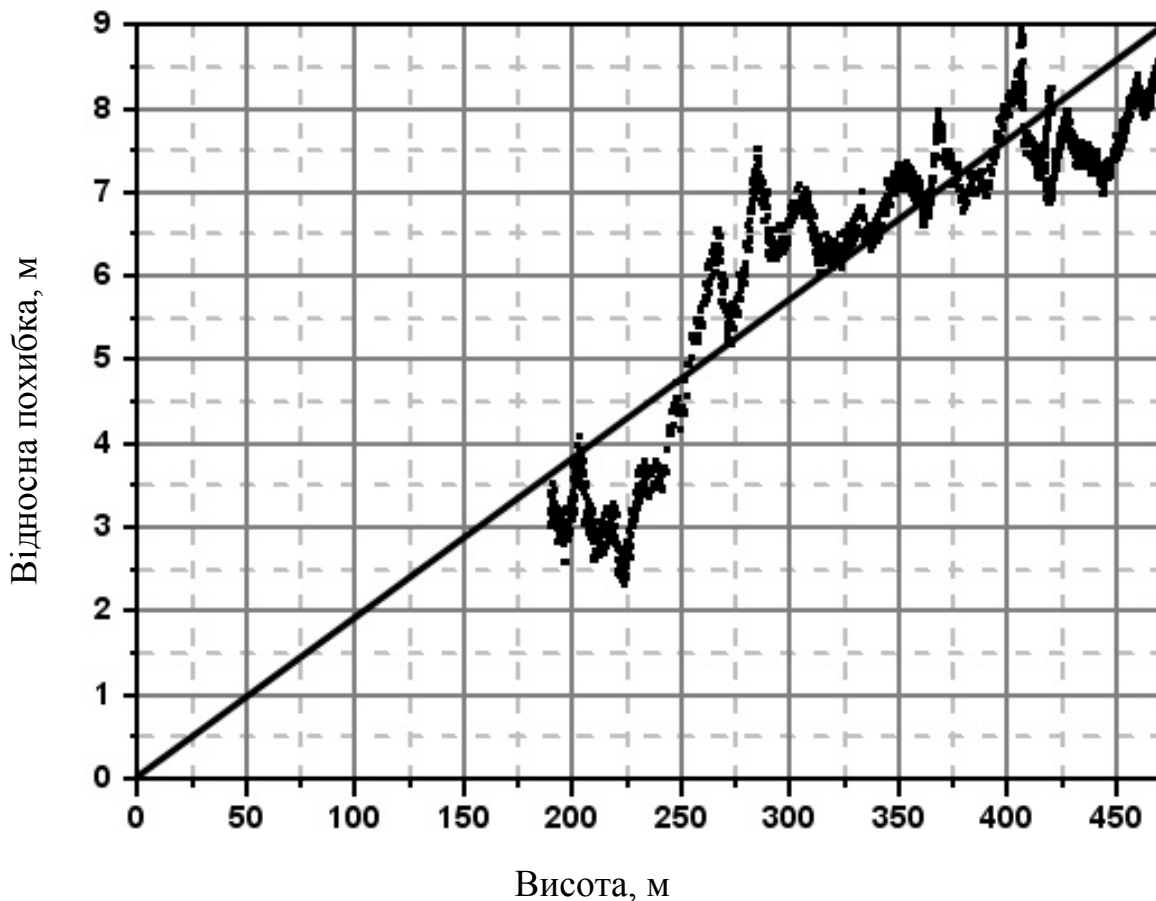


Рис. 2. Залежність похибки вимірювання барометричної висоти від висоти польоту

Проаналізувавши результати, бачимо, що величина похибки апроксимується формулою

$$\Delta_h = 0,000189 \cdot H_B, \quad (3)$$

де  $H_B$  – відносна висота за даними барометричного висотоміра,  $\Delta_h$  – похибка вимірювання барометричної висоти у відсотках.

Таким чином при визначенні істинної висоти польоту пропонується спиратися на дані барометричної висоти з урахуванням визначеної похибки.

На рис. 3 представлено графік істинної висоти польоту, що розрахована нами за цією методикою, використовуючи формулу:

$$H_{icm} = H_B - (0,000189 \cdot H_B^2), \quad (4)$$

де  $H_{icm}$  – істинна висота польоту,  $H_B$  – висота польоту за даними барометричного висотоміра.

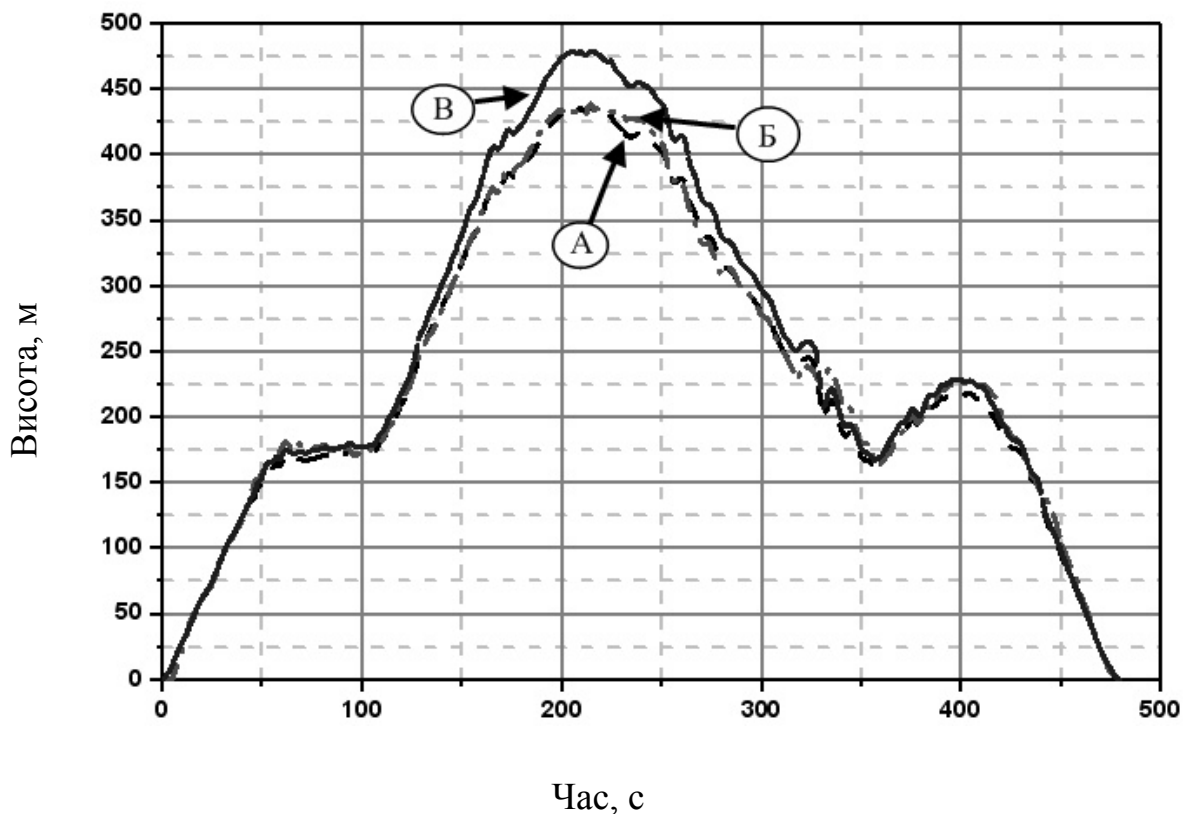


Рис. 3. Залежність відносної GPS, відносної барометричної та істинної висот польоту від часу. А – істина відносна висота польоту, Б - відносна GPS висота, В – відносна барометрична висота.

### **Визначення істинної швидкості літака, швидкості і напрямку вітру**

Похибка датчика повітряної швидкості може бути обрахована на основі різниці в показниках між його показниками та величинами швидкості відносно землі за даними приймача GPS [4]. Для цього має бути враховано швидкість та напрямок руху повітряних мас відносно землі, величини яких є невідомими і змінюються з висотою польоту та у часі

$$\Delta_V = V_{GPS} - V_B, \quad (5)$$

де  $\Delta_V$  – різниця між повітряною швидкістю ( $V_B$ ) і швидкістю за даними GPS приймача ( $V_{GPS}$ ).

Для визначення швидкості і напрямку вітру проаналізуємо залежність різниці між показниками барометричної і GPS швидкості в залежності від напрямку шляхової швидкості на різних висотах польоту. Дані проаналізовані у серіях, що відносяться до одного і того ж польоту. Ця залежність побудована для польотів №7 (рис. 4) і №13 (рис. 5). Бачимо, що апроксимуюча крива має ярко виражений синусоїдальний характер.

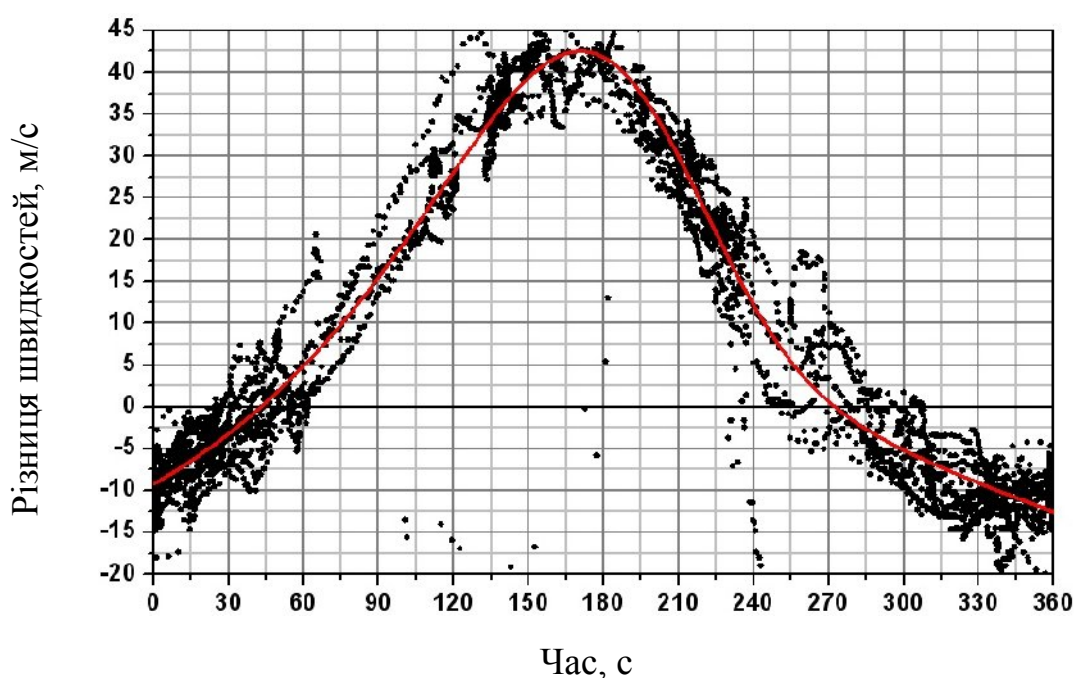


Рис. 4. Різниця показників повітряної швидкості та швидкості за даними GPS в залежності від напрямку шляхової швидкості для сьомого польоту

Екстремуми цих кривих вочевидь відповідають моментам польоту за вітром, та з курсом, протилежним вітру. Абсциси цих графіків, що відповідають екстремумам, визначатимуть курс та азимут вітру відповідно. Швидкість вітру у цих випадках може бути розрахована за формулою:

$$V_v = \frac{(\Delta_V^{\max} - \Delta_V^{\min})}{2}, \quad (6)$$

де  $V_v$  – швидкість вітру,

$\Delta_V^{\max}$  – максимальне значення різниці барометричної і GPS швидкостей,

$\Delta_V^{\min}$  – мінімальне значення різниці барометричної і GPS швидкостей.

Для сьомого польоту  $\Delta_V^{\max} = 46,2 \text{ км / год}$ ,  $\Delta_V^{\min} = -10,8 \text{ км / год}$ ,  
 $V_v = 26,7 \text{ км / год}$ .

Для тринадцятого польоту  $\Delta_V^{\max} = 65 \text{ км/год}$ ,  $\Delta_V^{\min} = -22,4 \text{ км/год}$ ,  
 $V_v = 43,7 \text{ км/год}$

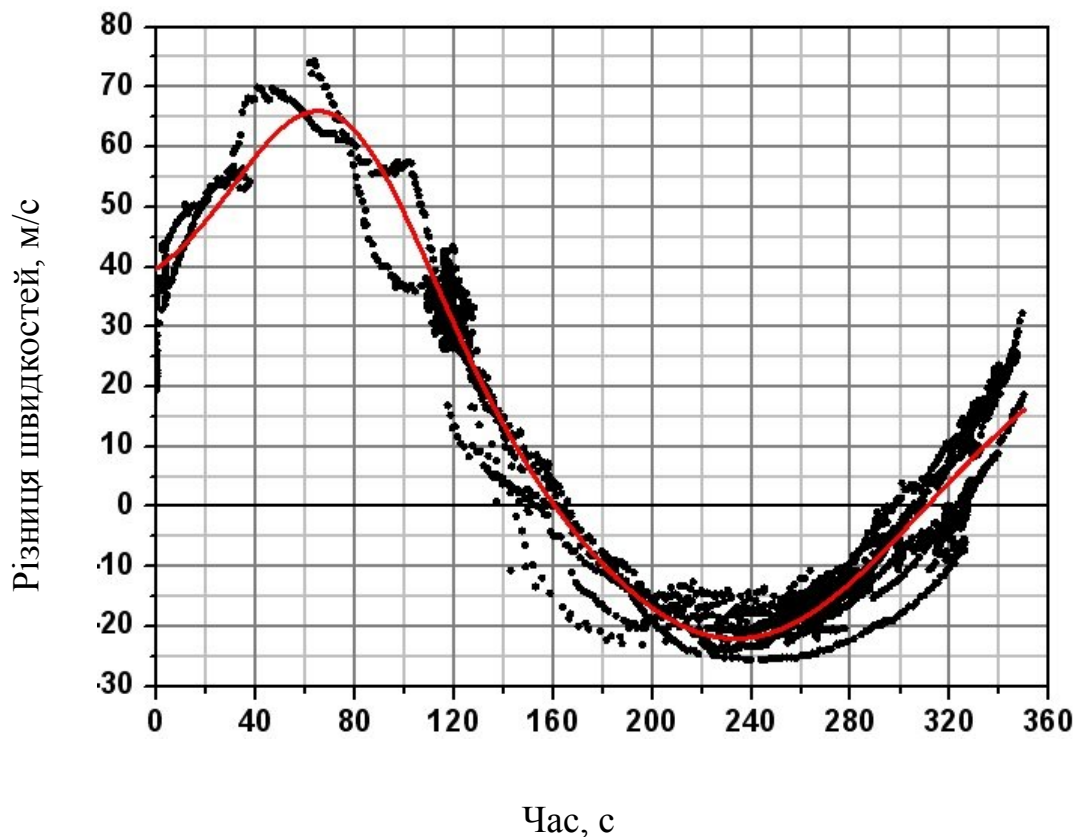


Рис. 5. Різниця показників повітряної швидкості та швидкості за даними GPS в залежності від напрямку шляхової швидкості для тринадцятого польоту

Нейтральна вісь апроксимуючої кривої у всіх проаналізованих випадках зміщена на величину близько  $+17 \text{ км/год}$ . Вочевидь величина, що є протилежною до цього зміщення і є похибкою датчика повітряної швидкості, що відповідає крейсерській швидкості польоту, для якої було проведено це дослідження. З огляду на те, що при нульовій швидкості руху літака розбіжність в показниках барометричної швидкості та швидкості GPS не спостерігається, можна зробити висновок, що похибка датчика повітряної швидкості має відсотковий характер. Попередній аналіз, проведений в діапазоні  $55 - 65 \text{ км/год}$  дозволяє вирахувати, що похибка становить  $\frac{\Delta_V}{V_B} = 0,25$ . Таким чином зробимо висновок, що істинну повітряну швидкість можна вирахувати за формулою:

$$V_{icm} = 1,25 \cdot V_B, \quad (7)$$

де  $V_{icm}$  – істинна повітряна швидкість польоту,



$V_B$  – повітряна швидкість польоту за даними барометричного вимірювача повітряної швидкості.

Величина визначеної похибки добре підтверджуються з аналізу даних, що відповідають режиму звалювання літака.

Відповідно до них, звалювання відбулось при значенні барометричної швидкості 32 км/год, що, з урахуванням похибки, відповідає величині  $1,25 \cdot 32 = 43 \text{ км/год}$ , а це збігається з розрахунковим значенням для ваги  $m = 11,4 \text{ кг}$ .

Таким чином нами оцінені і розраховані наближені значення похибок системи повітряних сигналів безпілотного літального апарату «Пегас», що дозволяє скорегувати отримані телеметричні дані.

### **Висновок**

В результаті роботи передбачений та структурований перелік похибок бортової системи визначення швидкості та висоти польоту БПЛА «Пегас», запропоновані методи розрахунку цих похибок та визначені їх величини. Визначено, що у діапазоні висот, на яких проводилися тестові польоти, похибка визначення висоти барометричним висотоміром змінюється за лінійним законом, має відсотковий характер і на відносній висоті 450 м не перевищує 8,5%. Доведено, що з врахуванням цієї похибки показники барометричного вимірювача висоти можна приймати як істинні. Запропоновано методику, використовуючи яку, базуючись на показниках датчика GPS і барометричного вимірювача швидкості, визначено напрямок та швидкість вітру по висотам, істинну повітряну швидкість, встановлено похибку барометричного датчика швидкості і закон її зміни. Дану методику можна використовувати для всіх безпілотних літальних апаратів, що обладнані барометричними датчиками швидкості та висоти і GPS датчиком. Також, використовуючи запропоновану методику визначення швидкості та напрямку вітру, можна розраховувати кут зносу літального апарату безпосередньо під час польоту, що може бути корисно для розв'язання деяких задач, де це необхідно.

### **Список використаної літератури**

1. *Миронов, А. Д.* Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов [Текст]// А. Д. Миронов, А. А. Лапин, Г. Ш. Меерович, Ю. И. Зайцев, Под ред. А. Д. Миронова.// — М.: Машиностроение, 1982— 144 с.
2. *Бадягин, А. А.* Проектирование легких самолетов [Текст]// А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов// М.: Машиностроение, 1978.-208с.

3. *Пашковский, И. М.* Летные испытания самолетов и обработка результата испытаний [Текст]/ И. М. Пашковский, В. А. Леонов// – М.: Машиностроение, 1985. – 426 с.
4. *Теслер, Г. С.* Оцінка статистичних характеристик на основі дискретних варіаційних рядів // Г.С. Теслер/: Збірник. – Львів: ФМІАНУРСР, 1980. -240с.