

УДК 629.7.013:681.7.055.2:006.91

doi: 10.32620/aktt.2023.3.03

Г. О. ЧЕРЕПАЩУК¹, О. П. ПОТИЛЬЧАК¹, І. Л. ЧУПОВА², С. В. КЛІМОВ²¹ *Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут", Харків, Україна*² *ТОВ "Інженерне бюро Авіаційного інституту", Харків, Україна*

КОНТРОЛЬ ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ І ЙОГО МЕТРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Предметом вивчення в статті є процеси зважування та визначення положення центру ваги літальних апаратів. *Метою* є створення таких пристроїв зважування та визначення центрування літальних апаратів різних типів, які б переважали існуючі вбудовані системи як за простотою експлуатації, так і за точністю вимірювання ваги та визначення положення центру ваги літального апарату. *Завдання:* реалізація ваговимірювальної частини, яка б дозволяла з достатньою точністю отримати як загальну вагу літального апарату, так і значення ваги, котрі припадають на окремі опори шасі або стійки гідродіймачів; забезпечення вимірювання значень геометричних параметрів, необхідних для розрахунку положення центру ваги літального апарату; розробка методики розрахунку положення центру ваги літального апарату; впровадження метрологічного забезпечення визначення центрування літального апарату з використанням експериментально-аналітичного методу визначення похибок і методу метрологічної імітації. Отримані такі **результати**. Авторами запропоновано вдосконалити метод визначення центрування літальних апаратів, який базується на вимірюванні складових ваги літального апарату та геометричних параметрів за відповідною схемою вимірювань і з використанням сучасних високоточних вимірювачів із подальшим розрахунком положення центру ваги. Метод реалізовано у серії авіаційних тензометричних ваг з радіоканалом типу ВАТ та методиці розрахунку положення центру ваги літальних апаратів. Представлено варіанти методики розрахунку центрування літального апарату для двох варіантів реалізації авіаційних ваг: платформних і стійкових. Також авторами запропоновано застосування для метрологічного забезпечення контролю центрування літальних апаратів методу метрологічної імітації, який полягає у створенні лабораторної фізичної моделі досліджуваного об'єкта у зменшених масштабах та проведення експериментів на цій моделі. **Висновки.** Запропонований метод має низку переваг у порівнянні з виконанням експериментів над реальними літальними апаратами та використанням інших методів, а саме зменшення вартості, скорочення витрат часу, підвищення точності, наочність та повторюваність.

Ключові слова: центрування літального апарату; авіаційні ваги; середня аеродинамічна хорда; метрологічне забезпечення; метрологічна імітація.

Вступ

Актуальним завданням сучасного авіабудування є підвищення безпеки та економічності польотів. У сучасному світі, коли практично щомісяця надходять повідомлення про авіаційні катастрофи в різних частинах світу, особливої значущості набувають професії, від яких безпосередньо чи опосередковано залежить безпека польотів. Окрім професіоналізму пілотів та технічної служби гарантією безпеки польотів є й інші складові. Будь-який літак, що піднявся в повітря, крім високих льотно-тактичних даних, повинен бути врівноваженим, стійким і керованим. У оптимальному поєднанні цих трьох факторів основну роль відіграє центрування літака, тобто положення центру ваги літака відносно крила, вказане, зазвичай, у відсотках середньої аеродинамічної хорди (САХ).

Центр ваги – це основний показник центрування літака. Розташування центру ваги літака визначає балансування, стійкість і керованість літака на землі і особливо у повітрі, тобто ступінь безпеки польоту. Під стійкістю літака мається на увазі його здатність повертатися в положення рівноваги після збурення. Це означає, що літак, який зазнав будь-яке незначне збурення, наприклад, змінив кут атаки, повинен сам, без втручання пілота, повернутися до попереднього стану усталеного польоту. Польоти на нестійких літаках та необхідність компенсувати кожне, хоча б і незначне, збурення вимагають використання сучасних систем управління.

Центрування літака залежить від багатьох факторів і може змінюватися навіть протягом одного польоту. Особливо сильно позначається на поздовжній стійкості літака поздовжнє положення центру ваги. При переміщенні центру ваги назад стійкість літака

зменшується, а при переміщенні його вперед – підвищується, але до певної межі.

Отже, міра стійкості літака накладає суворі обмеження на межі переміщення центру ваги. Питання центрування починає вирішуватись ще на етапі проектування літака. У процесі проектування та виробництва літака необхідно вести ретельне спостереження за положенням центру ваги. Нерідко фактичне центрування збудованого літака не збігається з теоретичним. Більш передне центрування легше виправити, ніж заднє, зазвичай, для цього достатньо перерозподілити навантаження. Виправлення заднього центрування не обходиться без серйозних переробок, як, наприклад, збільшення виносу моторних гондол, пов'язане з переробкою підмоторних рам. Точне знання положення центру ваги важливе не тільки при проектуванні, виробництві та випробуваннях, але так само і під час експлуатації літака. Як правило, літак не можна допускати до польоту, якщо пілот не знає його центрування.

Для підвищення рівня безпеки польотів цивільної авіації відповідно до вимог ІСАО 9760 необхідно проводити зважування та визначати положення центру ваги всіх літаків у процесі їх експлуатації (один раз на чотири роки), а також при переобладнанні чи ремонті. Центрування є дуже важливою характеристикою літака, пов'язаною з його балансуванням, стійкістю та керованістю. Тому пілот повинен точно знати дозволений діапазон центрувань літака для того, щоб не вийти за його межі.

Таким чином, актуальною проблемою під час зважування та визначення центрування є розвиток відомих підходів, розробка ефективних методів зважування та підвищення його точності, а також алгоритмів чисельного вирішення цих задач [1 – 3].

Для вирішення задачі зважування та визначення центрування літальних апаратів (ЛА) запропоновано багато способів. Кожен з них має свої переваги та недоліки та розроблявся залежно від рівня розвитку техніки та досягнень науки. Для визначення центрування перших літаків застосовувався графічний метод, описаний у [4], згідно з яким літак зважувався в трьох положеннях, проводилися вимірювання відстаней від носка крила і хвостовика крила до осі коліс шасі в горизонтальній і вертикальній площині, а також відстані від двох точок, вибраних спереду і ззаду фюзеляжу, до проекції носка і хвостовика крила на вісь задніх коліс шасі по горизонталі та вертикалі. Після чого, будувалася в масштабі схема літака і графічною побудовою знаходилася точка перетину дотичних до кіл, проведених з вибраних на фюзеляжі точок, радіусами, рівними відстаням від цих точок до осі коліс шасі по вертикалі для кожного положення літака, яка і була центром його ваги. Для цього методу характерні суттєві недоліки, такі як:

- вплив на результат графічних похибок під час побудови;
- відсутність точного аналізу впливу похибок геометричних вимірювань;
- неможливість у процесі зважування швидко визначити положення центру ваги, виявити на місці можливі похибки у процесі зважування та геометричних вимірювань і відразу виправити їх, не повторюючи процес;
- труднощі у перевірці правильності результату для осіб, які не мають практичних навичок та не знайомі з усіма деталями такої побудови.

Для подолання недоліків графічного методу було розроблено аналітичний і, як варіант, графоаналітичний метод визначення положення центру ваги [4]. Згідно з цим методом, літак тричі зважується при різних кутах нахилу, після виконання вимірювань обчислюються кути нахилу, які входять до формули для визначення координат положення центру ваги по двох осях. Цей метод дає досить точні результати, має зрозумілий та простий алгоритм розрахунку. Але крім переваг метод має й недоліки, такі як:

- необхідність триразового зважування;
- потреба у різних підставках для забезпечення нахилу літака під різними кутами;
- проблемна реалізація для великовагових літаків.

Із розвитком технологій з'явилися нові методи зважування і розрахунку центрування. Так, у [5] пропонується встановлювати траверсу із системою навантаження датчика в герметичній порожнині на коромисло шасі. Прогин коромисла під дією ваги ЛА використовується для передавання зусилля через систему штовхача та гойдалки на датчик, котрий перетворює лінійне переміщення в електричний сигнал, який передається в обчислювач для визначення ваги та розрахунку центрування ЛА.

Відомий спосіб визначення ваги та положення центру ваги літака за допомогою обчислення зусиль, що діють на опори шасі, під час вимірюванні тиску в циліндрах амортизаторів опор шасі [6]. Незважаючи на простоту такої системи, реалізація зазначеного вимірювання стикається з принциповими складностями через наявність сил тертя у циліндрах амортизаторів опор шасі.

Спосіб вирішення даної задачі, запропонований у [7], передбачає встановлення датчика тиску газів в амортизаторах шасі, який вимірює тиск у процесі руління ЛА і передає свої покази в обчислювач, де проводиться їх усереднення і розрахунок ваги та положення центру ваги. Цей спосіб не враховує кут нахилу будівельної горизонталі фюзеляжу (БГФ) та кут установки крила, які впливають на величину центрування.

Відомий спосіб зважування та визначення центрування [8] за допомогою лазерного випромінювача, що встановлюється на фюзеляж ЛА і скануючого пристрою, який встановлюють під лазерним випромінювачем так, щоб проекція світлового конуса розташовувалась приблизно в центрі його робочої поверхні. У процесі завантаження ЛА змінюються його характеристики, отже, відповідно змінюється геометрія світлової плями на поверхні скануючого пристрою. Ця зміна обробляється в обчислювальному пристрої за допомогою спеціальної програми. Інформація про зміну ваги та центрування ЛА відображається на моніторі.

У [9] пропонується використання послідовно з'єднаних п'єзоелектричних датчиків тиску, розміщених у місцях кріплення стійок шасі, процесора і пристрою відображення, встановлених у кабіні екіпажу.

У патентах [10, 11] авторами цієї статті запропоновано спосіб визначення ваги та положення центра ваги літального апарата, а також пристрій, у якому даний спосіб реалізовано. Згідно з цим способом вагу та положення центру ваги ЛА визначають за допомогою вимірювання стану циліндрів кожної амортизаційної опори шасі. В якості датчика стану циліндрів запропоновано використовувати оптичний далекомір. Для отримання залежностей величин ходу штоків циліндрів від сил, діючих на опори шасі, попередньо проводять експериментальне градування циліндрів шляхом підняття завантаженого ЛА за допомогою гідропідіймачів.

Спільним недоліком методів, розглянутих у роботах [5 – 11], є те, що вони передбачають встановлення на ЛА додаткових датчиків, обладнання місць для їх встановлення, прокладання ліній зв'язку в кабіну пілота та встановлення обчислювача. До цього додається також проблема недостатньої точності, оскільки зважування літака здійснюється опосередковано.

Таким чином, актуальною є проблема розробки таких методів, які дозволять створювати пристрої зважування та визначення центрування ЛА, котрі були б більш простими та надійними в експлуатації при прийнятній точності. Також важливою задачею є вдосконалення метрологічного забезпечення таких пристроїв для підтвердження точності визначення ваги та положення центру ваги ЛА.

1. Постановка задачі

Метою авторів було створення таких пристроїв зважування та визначення центрування ЛА різних типів, які б переважали розглянуті вище вбудовані системи як за простотою експлуатації, так і за точністю вимірювання ваги та визначення положення центру

ваги ЛА. Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі задачі:

- реалізація ваговимірювальної частини, яка б дозволяла з достатньою точністю отримати як загальну вагу ЛА, так і значення ваги, котрі припадають на окремі опори шасі або стійки гідропідіймачів;
- забезпечення вимірювання значень геометричних параметрів, необхідних для розрахунку положення центру ваги ЛА;
- розробка методики розрахунку положення центру ваги ЛА;
- впровадження метрологічного забезпечення визначення центрування ЛА з використанням експериментально-аналітичного методу визначення похибок і методу метрологічної імітації.

2. Результати досліджень

Для вирішення поставлених задач авторами запропоновано вдосконалити метод визначення центрування ЛА, який базується на вимірюванні складових ваги ЛА та геометричних параметрів за відповідною схемою вимірювань і з використанням сучасних високоточних вимірювачів із подальшим автоматизованим розрахунком положення центру ваги. Метод реалізовано у серії авіаційних тензометричних ваг з радіоканалом типу ВАТ, створених у ТОВ "Інженерне бюро Авіаційного інституту", та методиці розрахунку положення центру ваги ЛА. Ваги типу ВАТ складаються з вимірювальної частини та програмного забезпечення для обчислення положення центру ваги ЛА. Залежно від конструкції вимірювальної частини ваги ВАТ мають два різновиди: платформні та стійкові ваги.

Платформні ваги, які переважно використовуються для зважування ЛА загальною вагою до 40 тон, мають у своєму складі від 3-х до 6-ти ваговимірювальних платформ. Для зважування ЛА накочують на платформи по спеціальних пандусах. Кожна платформа містить чотири тензодатчики, блок нормуючого перетворювача з радіопередавачем та акумуляторний блок. На рис. 1 зображено комплект ваговимірювальних платформ авіаційних ваг ВАТ-40РП із найбільшою межею зважування 40 тонн.

Стойкові ваги, за допомогою яких можна зважувати і більш важкі ЛА, замість платформ мають у своєму складі три або чотири вимірювальні блоки, призначених для встановлення на штоки гідропідіймачів. До складу кожного вимірювального блоку входять тензодатчик, блок нормуючого перетворювача з радіопередавачем та акумуляторний блок. На рис. 2 зображено комплект вимірювальних блоків авіаційних ваг ВАТ-40Р із найбільшою межею зважування 40 тонн.



Рис. 1. Комплект ваговимірювальних платформ авіаційних ваг ВАТ-40РП



Рис. 2. Комплект вимірювальних блоків авіаційних ваг ВАТ-40Р

Вимірювальна інформація від кожної платформи або вимірювального блока передається через радіоканал у ваговий термінал, у якому здійснюється підготовка даних для передавання на персональний комп'ютер (ПК), де встановлено програму розрахунку центрування. Крім даних про вагу ЛА у програму необхідно ввести також геометричні параметри, отримані згідно з відповідною схемою геометричних вимірювань за допомогою точних лазерних далекомірів. Алгоритм розрахунку ґрунтується на рівнянні моментів та формулах переходу положення центру тяжіння із системи координат ЛА в крилову систему координат. На рис. 3 зображено ваговий термінал авіаційних ваг, підключений до ПК з програмою розрахунку центрування. На рис. 4 показано загальний вигляд вікна програми розрахунку центрування літака Ан-225 "Мрія".

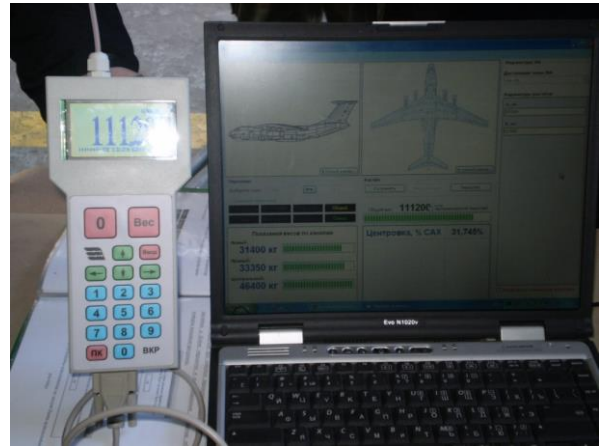


Рис. 3. Ваговий термінал авіаційних ваг, підключений до ПК

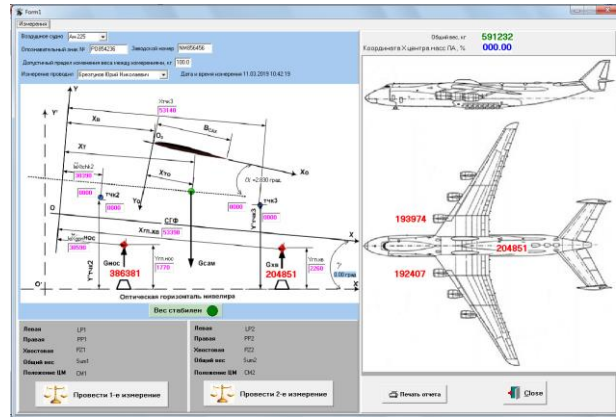


Рис. 4. Загальний вигляд вікна програми розрахунку центрування літака Ан-225 "Мрія"

На рис. 5 зображено структурну схему стійкових авіаційних ваг ВАТ-300Р із найбільшою межею зважування 300 тонн.

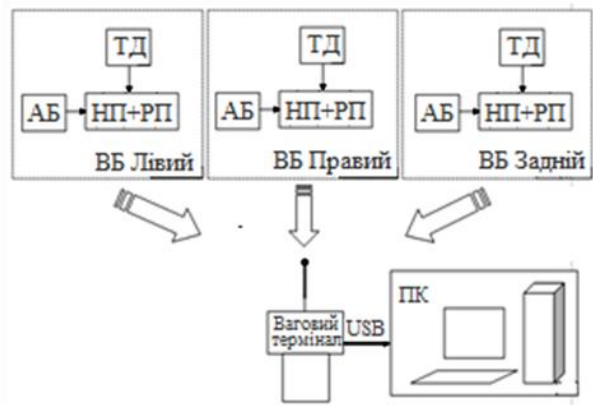


Рис. 5. Структурна схема авіаційних ваг ВАТ-300Р: ТД – тензодатчик, АБ – акумуляторний блок, НП – нормуючий перетворювач, РП – радіопередавач, ВБ – вимірювальний блок

Основні технічні характеристики авіаційних ваг:

- приведена похибка: 0,1 %;
- категорія точності тензодатчиків: С3;
- найбільша межа зважування:
 - платформні ваги: від 5 до 40 тонн;
 - стійкові ваги: від 20 до 300 тонн;
- робоча частота радіоканалу: 433 МГц;
- дальність радіозв'язку: 100 м;
- електричне живлення:
 - вимірювальний блок (ваговимірювальна платформа): свинцево-кислотна батарея 6 В;
 - ваговий термінал: 4 батареї типу АА.

Далі будуть розглянуті особливості розрахунку положення центру ваги ЛА за результатами зважування на платформних та стійкових вагах.

2.1. Платформні ваги

Як приклад розглянемо процес зважування та розрахунку центрування літака Ан-24 з використанням авіаційних платформних ваг ВАТ-23Р. Ваги складаються з двох платформ вантажопідйомністю 10 тонн кожна, які підкладаються під задні колеса, однієї платформи вантажопідйомністю 3 тонни, що підкладається під передні колеса, шести пандусів та вагового терміналу.

Після встановлення платформ із пандусами перед колесами літак наочується на платформи (рис. 6). Можливе встановлення літака на платформи без використання пандусів. У цьому випадку літак піднімається на гідропідіймачах, платформи підкладаються під колеса, після чого літак опускається. Інформація про загальну вагу літака і навантаження на кожній платформі передається на ПК. Після цього необхідно ввести у програму результати геометричних вимірювань, які проводяться згідно з рис. 7.



Рис. 6. Зважування літака на платформних вагах

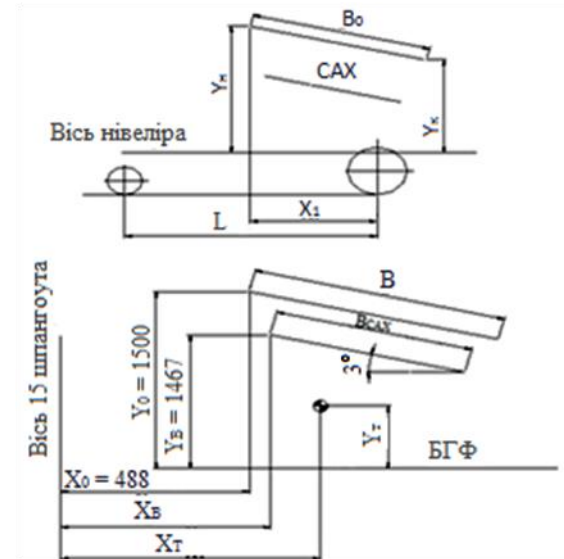


Рис. 7. Схема геометричних вимірювань для розрахунку центрування літака

Для розрахунку центрування літака використовується рівняння рівноваги моментів сил, причому за центр обертання приймається вісь задніх коліс. Координата центру ваги X_{T0} , виражена у відсотках від довжини САХ крила, розраховується за такими формулами [12]:

$$X_{T3} = \frac{(P_{п1} + P_{п2})L}{P_{заг}}$$

$$Y_H = \frac{Y_{нлів} + Y_{нпр}}{2}$$

$$Y_K = \frac{Y_{клів} + Y_{кпр}}{2}$$

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{Y_H - Y_K}{B_0}\right)$$

$$X_T = X_0 + \frac{(Y_0 - Y_T) \sin(\gamma - \alpha) + X_1 - X_{T3}}{\cos(\gamma - \alpha)}$$

$$X_{T0} = \frac{X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \sin \alpha}{B_{САХ}}$$

Для виконання розрахунків програма потребує введення наступних параметрів:

- $P_{п1}$ і $P_{п2}$ – вага виміряна платформами під лівим і правим задніми колесами шасі літака;
- $P_{заг}$ – загальна вага літака;
- L – відстань між віссю переднього колеса та віссю задніх коліс, мм;
- $\alpha = 3^\circ$ – кут між САХ і БГФ, введено за замовчанням;

- X_1 – відстань від передньої кромки прямої частини крила до осі задніх коліс шасі, мм;
- $X_0 = 488$ мм – відстань від осі 15 шпангоута до передньої кромки прямої частини крила, введено за замовчанням;
- X_b – відстань від осі 15 шпангоута до носка САХ, введено за замовчанням;
- $V_{САХ}$ – довжина САХ крила, введено за замовчанням;
- V_0 – хорда обміру крила, введено за замовчанням;
- $Y_T = 670$ мм – введено за замовчанням;
- $Y_b = 1467$ мм – відстань від носка САХ до БГФ, введено за замовчанням;
- $Y_0 = 1500$ мм – відстань від хорди обміру до БГФ, введено за замовчанням;
- $Y_{нлів}$, $Y_{нпр}$ – висота над поверхнею передньої кромки прямої частини лівого і правого крила відповідно;
- $Y_{клів}$, $Y_{кпр}$ – висота над поверхнею задньої кромки прямої частини лівого і правого крила відповідно;
- $X_{тз}$ – відстань від осі задніх коліс шасі до центру ваги;
- γ – кут між горизонталлю та БГФ, обчислюється за результатами геометричних вимірювань.

2.2. Стійкові ваги

Визначення положення центру ваги літака з використанням стійкових ваг відрізняється організацією процесу зважування. Вимірювальні блоки стійкових ваг встановлюються на гідропідіймачі, як показано на рис. 8, після чого літак піднімається. Інформація про загальну вагу літака і навантаження на кожний вимірювальний блок передається на ПК. Після цього, як і при використанні платформних ваг, у програму вводяться результати геометричних вимірювань.



Рис. 8. Вимірювальний блок стійкових авіаційних ваг, встановлений на гідропідіймач

Розглянемо алгоритм визначення центрування літаків Ан-225 "Мрія" та Ан-124 "Руслан" з використанням авіаційних стійкових ваг ВАТ-300Р. Під час проведення розрахунків використовуються дві системи координат:

- система координат літака XOY , у якій вісь X збігається з БГФ, а вісь Y спрямована вгору перпендикулярно до БГФ;
- крилова система координат $X'O'Y'$, у якій вісь X' проходить від носка САХ по хорді, а вісь Y' спрямована вниз перпендикулярно до САХ.

Алгоритм передбачає дворазове зважування літака з використанням трьох вимірювальних блоків, встановлених на лівому і правому основних та хвостовому гідропідіймачах. Під час кожного зважування визначаються:

1. Загальна вага порожнього літака в комплектції на момент зважування, як сума навантажень на кожний вимірювальний блок:

$$P_{заг} = P_{лів} + P_{пр} + P_{хв}.$$

2. Кут між БГФ та оптичною горизонталлю нівеліра за формулою:

$$\gamma = \arcsin \frac{Y'_{тчк2} - Y'_{тчк3}}{X_{тчк2} - X_{тчк3}},$$

де $X_{тчк2}$, $X_{тчк3}$ – координати реперних точок тчк2 і тчк3 у системі координат літака,

$Y'_{тчк2}$, $Y'_{тчк3}$ – перевищення реперних точок тчк2 і тчк3 над оптичною віссю нівеліра у криловій системі координат визначаються, як середні арифметичні значення перевищень, виміряних з лівої та правої сторони фюзеляжу:

$$Y'_{тчк2} = \frac{Y'_{тчк2\ лів} + Y'_{тчк2\ пр}}{2},$$

$$Y'_{тчк3} = \frac{Y'_{тчк3\ лів} + Y'_{тчк3\ пр}}{2}.$$

3. Відстань між осями гідропідіймачів у криловій системі координат за формулою:

$$L = (X_{гп\ хв} - X_{гп\ осн})\cos\gamma - (Y_{гп\ хв} - Y_{гп\ осн})\sin\gamma,$$

де $X_{гп\ хв}$, $Y_{гп\ хв}$ – координати вузла встановлення хвостового гідропідіймача у системі координат літака,

$X_{гп\ осн}$, $Y_{гп\ осн}$ – координати вузлів встановлення основних гідропідіймачів у системі координат літака.

4. Положення центру ваги літака у криловій системі координат за формулою:

$$X'_T = \frac{P_{хв}L}{P_{заг}}.$$

5. Положення центру ваги літака у системі координат літака за формулою

$$X_T = X_{\text{гп осн}} + \frac{X'_T}{\cos\gamma} - (Y_{\text{гп осн}} + Y_T)\text{tg}\gamma,$$

де Y_T – вертикальна координата центру ваги літака у системі координат літака.

Результат зважування визначається усередненням вимірних значень загальної ваги літака, отриманих під час першого та другого зважувань:

$$P_{\text{зар}} = \frac{P_{\text{зар1}} + P_{\text{зар2}}}{2}.$$

Середнє значення положення центру ваги літака у системі координат літака визначається за формулою:

$$X_T = \frac{X_{T1} + X_{T2}}{2},$$

де X_{T1} , X_{T2} – координати центру ваги літака у системі координат літака, розраховані за результатами першого та другого зважувань.

Центрування порожнього літака, виражене у відсотках від САХ, визначається за формулою:

$$X_{T0} = \frac{(X_T - X_B)\cos\alpha + (Y_B - Y_T)\sin\alpha}{B_{\text{САХ}}},$$

де α – кут у площині симетрії літака між САХ і БГФ, X_B , Y_B – координати носка САХ крила у системі координат літака,

$B_{\text{САХ}}$ – довжина САХ крила.

2.3. Особливості зважування і визначення центрування вертольотів

Основною особливістю визначення центрування вертольотів є те, що центрування виражається не у відсотках від довжини САХ крила, як у літаків, а у відхиленні положення центру ваги від осі несучого гвинта. Несучий гвинт при цьому має бути у вертикальному положенні, якого досягають встановленням необхідних перевищень відповідних реперних точок одна над одною. Найбільш зручними для цього є стійкові ваги, оскільки встановити несучий гвинт у вертикальне положення можна за допомогою гідропідіймачів. При використанні платформних ваг встановлення несучого гвинта у вертикаль викликає певні труднощі. Необхідно мати набір підкладок різної товщини, що підкладаються під колеса вертольота. Вагу цих підкладок потрібно враховувати у подальших розрахунках. В іншому зважування літаків і вертольотів не відрізняється.

2.4. Особливості метрологічного забезпечення контролю центрування літальних апаратів

Ваговимірювальна частина авіаційних тензометричних ваг з радіоканалом типу ВАТ проходить первинну та періодичну оцінку відповідності у лабораторії ДП "Харківстандартметрологія". Але похибка вимірювання складових ваги ЛА – це тільки один з факторів, що впливають на похибку визначення положення центру ваги. У загальному вигляді центрування ЛА X_T є функцією ряду параметрів:

$$X_T = f(B_{\text{САХ}}, C, D, G, E),$$

де C – геометричні параметри, котрі вимірюються для кожного типу ЛА,

D – конструктивні параметри, наведені у технічній документації на кожний тип ЛА,

G – значення складових загальної ваги ЛА, отримані під час зважування,

E – геометричні параметри, що регулюються під час зважування ЛА.

Для оцінки похибки визначення центрування використовується методика визначення похибки непрямих вимірювань, подібна до описаної у [13]:

$$\Delta X_T = \left(\frac{\partial f}{\partial B_{\text{САХ}}}\right)\Delta B_{\text{САХ}} + \left(\frac{\partial f}{\partial C}\right)\Delta C + \left(\frac{\partial f}{\partial D}\right)\Delta D + \left(\frac{\partial f}{\partial G}\right)\Delta G + \left(\frac{\partial f}{\partial E}\right)\Delta E,$$

де $\frac{\partial f}{\partial B_{\text{САХ}}}$, $\frac{\partial f}{\partial C}$, $\frac{\partial f}{\partial D}$, $\frac{\partial f}{\partial G}$, $\frac{\partial f}{\partial E}$ – часткові похідні функції X_T по відповідним аргументам,

$\Delta B_{\text{САХ}}$ – похибка визначення довжини САХ,

ΔC – похибка вимірювання геометричних параметрів ЛА,

ΔD – похибка задавання конструктивних параметрів ЛА,

ΔG – похибка вимірювання значень складових загальної ваги ЛА,

ΔE – похибка встановлення геометричних параметрів, що регулюються під час зважування ЛА.

Як зазначають автори статті [14], така розрахункова оцінка точності визначення центру ваги ЛА є наближеною та досить грубою, тому бажано здійснювати прямі вимірювання координат центру ваги та порівнювати їх з результатом розрахунку за наведеним вище алгоритмом. Виходячи з цього, автори пропонують застосовувати для метрологічного забезпечення контролю центрування ЛА метод метрологічної імітації, описаний у статті [15], який полягає у створенні лабораторної фізичної моделі, що імітує досліджуваній об'єкт у зменшених масштабах, та

проведенні експериментів на цій моделі. Як лабораторну фізичну модель авторами [16] запропоновано пристрій, який дозволяє налагоджувати і калібрувати авіаційні ваги (рис. 9).

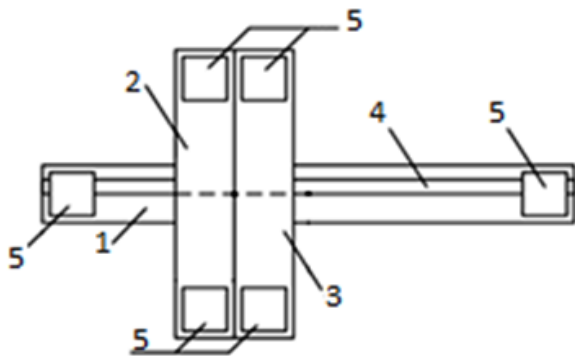


Рис. 9. Спрощена схема фізичної моделі ЛА

Фізична модель складається з поздовжньої балки 1 з нанесеною на неї лінійкою-шкалою 4 і поперечної балки 2, яка вільно переміщується балкою 1 і може бути точно зафіксована на ній в заданому положенні. На кінцях балок передбачені місця 5 для навантаження моделі зразковими вантажами. Таким чином, створюється можливість шляхом переміщення поперечної балки, що імітує крила ЛА, уздовж поздовжньої балки, що імітує фюзеляж ЛА, і навантаження балок у фіксованих точках зразковими вантажами точно регулювати положення центру ваги фізичної моделі об'єкта вимірювань. Кінці поперечної балки (у точках прикладення додаткового навантаження) і початок поздовжньої балки встановлюються на тензодатчики сили. Тензодатчики пристрою мають такі ж точнісні характеристики, як і тензодатчики досліджуваних авіаційних ваг, але менший у кілька разів порівняно з ними діапазон вимірювання. Таким чином, пристрій має три опори, відповідні шасі носової частини, а також лівому і правому основним шасі. При необхідності дослідження систем з великою кількістю опор до конструкції може бути додана ще одна поперечна балка 3 з такими ж конструктивними і точнісними параметрами, як і у першій балки. Точність характеристик запропонованого пристрою визначається геометричними та ваговими параметрами та залежить від точності завдання ваги та геометричних розмірів її конструкції.

У процесі метрологічних досліджень за цим методом нормуючі перетворювачі авіаційних ваг відключаються від виходів штатних тензодатчиків і з'єднуються з тензодатчиками пристрою. Випробування проводяться при декількох положеннях поперечної балки, контрольованих за шкалою лінійки, і декількох значеннях ваги, що задаються зразковими вантажами. Отримані за показами ваг положення центру

ваги порівнюються із зразковими значеннями, знайденими шляхом розрахунку. Розрахунок здійснюється за досить простими і точними математичними співвідношеннями, що відповідають конструктивній схемі пристрою. Порівняння вимірних значень положення центру ваги із зразковими дозволяє оцінити статичні характеристики перетворення та точність досліджуваних авіаційних ваг. Результовача похибка обчислюється з урахуванням похибки фізичної моделі та похибки, зумовленої заміною реального об'єкта пристроєм.

Застосування методу метрологічної імітації є доцільним ще й тому, що відтворення еталонного досліджуваного об'єкта в реальному масштабі практично неможливе. Висновки, отримані завдяки імітації, можуть бути поширені на об'єкт у реальному масштабі. За твердженням авторів цей метод дає надійні результати у разі дотримання подібності реального об'єкта і моделі. Цей метод поки не знайшов широкого застосування, хоча має низку переваг у порівнянні з виконанням експериментів над реальними ЛА та використанням інших методів, а саме зменшення вартості, скорочення витрат часу, підвищення точності, наочність та повторюваність.

Висновки

Розглянуто актуальність та важливість задачі зважування та визначення центрування літака. Запропоновано варіанти конструкції ваг для різних типів літаків, показано переваги кожного варіанту, описано методику зважування та алгоритм розрахунку центрування літака при використанні платформних та стійкових ваг. Також розглянуті питання метрологічного забезпечення зважування та контролю центрування ЛА.

Подальші дослідження процесів зважування та визначення положення центру ваги літальних апаратів будуть спрямовані на розробку нових конструктивних рішень широкодіапазонних авіаційних тензометричних ваг, які об'єднують переваги платформних та стійкових різновидів і можуть бути використані для зважування ЛА різних типів і ваги. Крім цього, буде вирішуватись проблема автоматизації процесів метрологічного забезпечення центрування ЛА, що дасть можливість підвищити точність і надійність його результатів.

Внесок авторів: формулювання проблеми – Г. О. Черепашук, І. Л. Чупова; огляд та аналіз інформаційних джерел – Г. О. Черепашук, О. П. Потильчак; розробка та впровадження авіаційних ваг – Г. О. Черепашук, О. П. Потильчак, С. В. Клімов; розробка алгоритмів розрахунку центрування літака – С. В. Клімов; розробка концепції метрологічного

забезпечення зважування та контролю центрування ЛА – Г. О. Черепашук.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Optimization approach to the aircraft weight and balance problem with the centre of gravity envelope constraints [Text] / X. Zhao, Y. Yuan, Y. Dong, R. Zhao // IET Intelligent Transport Systems. – 2021. – vol. 15, no. 10. – P. 1269-1286. DOI: 10.1049/itr2.12096.
2. Vyshinskii, L. L. Automated system of aircraft weight designing [Text] / L. L. Vyshinskii, Y. A. Flerov, N. I. Shirokov // Informatics and its appliance. – 2021. – ch. 12, Release 1. – P. 18-30. DOI: 10.14357/19922264180103.
3. Tsukanov, R. Transport category airplane flight range calculation accounting center-of-gravity position shift and engine throttling characteristics [Text] / R. Tsukanov, V. Ryabkov // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 5. – С. 4-14. DOI: 10.32620/akt.2021.5.01.
4. Строгонов, А. Г. Центровка самолета. [Текст] / А. Г. Строгонов. – М. : Оборонгиз, 1940. – 78 с.
5. А. с. 164449 СССР, МПК G 011, В 64с. Бортовое устройство для автоматического определения веса и центровки самолета на земле [Текст] / В. М. Шейнин, А. А. Масленников (СССР). – №718593/40-23 ; заявл. 04.11.1962 ; опубл. 13.08.1964, Бюл. № 15. – 2 с. : ил.
6. Pat. 7281418 B2 USA, Int. CI B 64 C 17/00, G 01 C 19/03. System and method of measuring weight of passengers and luggage, and weight distribution of aircraft [Text] / Aris Mardirossian. – № 11/178596 ; fill. 12.07.2005 ; publ. 18.01.2007.
7. Пат. 2319115 Российская Федерация, МПК G 01 G 19/07. Способ определения веса и положения центра тяжести самолета [Текст] / Миронов А. Д., Юнисов Р. Р., Иванов М. Т. ; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие "Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова" ; заявл. 15.05.2006 ; опубл. 10.03.2008.
8. Пат. 2172475 Российская Федерация, МПК G01G 19/07. Способ определения взлетной массы и центровки летательного аппарата [Текст] / Ахметшин Р. М., Ощепков Н. М., Кузнецов О. Г., Петров П. Г., Кружков В. Н. ; заявл. 31.05.2000 ; опубл. 20.08.2001.
9. Пат. 2465558 Российская Федерация, МПК G01G 19/07. Устройство для определения массы летательного аппарата [Текст] / Ефанов В. В., Мужичек С. М. ; патентообладатель Ефанов В. В., Мужичек С. М. ; заявл. 14.02.2011 ; опубл. 27.10.2012.
10. Пат. 130386 Україна, МПК G01G 19/07. Спосіб визначення ваги та положення центра ваги літального апарата [Текст] / Черепашук Г. О., Потильчак О. П., Сирота О. В. ; заявник і патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» ; заявл. 15.05.2018 ; опубл. 10.12.2018., Бюл. №23.
11. Пат. 130399 Україна, МПК G01G 19/07. Пристрій для визначення ваги та положення центра ваги літального апарата [Текст] / Черепашук Г. О., Потильчак О. П., Калашиников Є. Є. ; заявник і патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» ; заявл. 17.05.2018 ; опубл. 10.12.2018., Бюл. №23.
12. Самолеты Ан-24, Ан-24Т, Ан-26, Ан-30, Ан-32 и их модификации. Определение массы и центровки взвешиванием самолетов, находящихся в эксплуатации, после капитальных ремонтов, доработок, при модифицировании и контрольные взвешивания. Инструкция №24.00.0000.703.000И [Рукопись] : утв. зам. ген. конструктора ГАК "Антонов" 30.12.2008.
13. Подгорський, К. М. Аналіз точності експериментального визначення ККД вентилятора з використанням вимірювачів крутильного моменту [Текст] / К. М. Подгорський, С. В. Єніфанов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 1. – С. 35-46. DOI: 10.32620/akt.2023.1.04.
14. Борзенкова, А. В. Оценка неопределенности измерения положения центра тяжести летательных аппаратов [Текст] / А. В. Борзенкова, Г. А. Черепашук // Системи обробки інформації: невизначеність вимірювань: наукові, нормативні, прикладні та методичні аспекти / М-во оборони України. – Х., 2012. – Вип. 1(99). – С. 55-58.
15. Соколовский, С. С. Метрологическое моделирование как основа проектирования и реализации методик выполнения измерений [Текст] / С. С. Соколовский, Д. В. Соломахо, Б. В. Цитович // Приборы и методы измерений. – 2010. – № 1. – С. 147-152.
16. Пат. 102790 Україна, МПК G01 25/00. Пристрій для калібрування систем зважування та центрування літальних апаратів [Текст] / Борзенкова Г. В., Черепашук Г. О. ; заявник і патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» ; заявл. 10.04.2015 ; опубл. 25.11.2015, Бюл. № 22.

References

1. Zhao, X., Yuan, Y., Dong, Y. & Zhao, R. Optimization approach to the aircraft weight and balance problem with the centre of gravity envelope constraints, *IET Intelligent Transport Systems*, 2021, vol. 15, no. 10, pp. 1269-1286. DOI: 10.1049/itr2.12096.
2. Vyshinskii, L. L., Flerov, Y. A. & Shirokov, N. I. Automated system of aircraft weight designing. *Informatics and its appliance*, 2021, ch.12, release 1, pp. 18-30. DOI: 10.14357/19922264180103.
3. Tsukanov, R. & Ryabkov, V. Transport category airplane flight range calculation accounting center-of-gravity position shift and engine throttling characteristics. *Aerospace Technic and Technology*, 2021, no. 5, pp. 4-14. DOI: 10.32620/akt.2021.5.01.
4. Stroganov, A. G. *Tsentrovka samoleta* [Aircraft balance]. Moscow, Oborongiz Publ., 1940. 78 p.
5. Sheinin, V. M. & Maslennikov, A. A. *Bortovoe ustroistvo dlya avtomaticheskogo opredeleniya vesa i tsentrovki samoleta na zemle* [On-board device for automatic determination of the weight and balance of the aircraft on the ground]. Copyright certificate USSR, no. 164449, 1964.
6. Mardirossian, A. *System and method of measuring weight of passengers and luggage, and weight distribution of aircraft*. Patent USA no. 7281418 B2, 2007.
7. Mironov, A. D., Yunisov, R. R. & Ivanov, M. T. *Sposob opredeleniya vesa i polozheniya tsentra tyazhesti samoleta* [Method for determining the weight and position of the center of gravity of an aircraft]. Patent RF no. 2319115, 2008.
8. Akhmetshin, R. M., Oshchepkov, N. M., Kuznetsov, O. G., Petrov, P. G. & Kruzhkov, V. N. *Sposob opredeleniya vzletnoi massy i tsentrovki letatel'nogo aparata* [Method for determining the takeoff weight and centering of the aircraft]. Patent RF no. 2172475, 2001.
9. Efanov, V. V. & Muzhichuk, S. M. *Ustroistvo dlya opredeleniya massy letatel'nogo aparata* [Device for determining the mass of an aircraft]. Patent RF no. 2465558, 2012.
10. Cherepashchuk, H. O., Potyl'chak, O. P. & Syrota, O. V. *Sposib vyznachennya vahy ta polozhennya tsentra vahy lital'noho aparata* [The method of determining the weight and position of the center of gravity of the aircraft]. Patent Ukraine no. 130386, 2018.
11. Cherepashchuk, H. O., Potyl'chak, O. P. & Kalashnikov, Ye. Ye. *Prystriy dlya vyznachennya vahy ta polozhennya tsentra vahy lital'noho aparata* [A device for determining the weight and position of the center of gravity of an aircraft]. Patent Ukraine no. 130399, 2018.
12. *Samolety An-24, An-24T, An-26, An-30, An-32 i ikh modifikatsii. Opredelenie massy i tsentrovki vzveshivaniem samoletov, nakhodyashchikhsya v ekspluatatsii, posle kapital'nykh remontov, dorabotok, pri modifitsirovanii i kontrol'nye vzveshivaniya* [Aircraft An-24, An-24T, An-26, An-30, An-32 and their modifications. Determination of the weight and balance by weighing aircraft in service after overhauls, modifications, modifications and control weighing]. Instruction no. 24.00.0000.703.000I, 2008. (In Russian, unpublished).
13. Podhors'kyy, K. M. & Yepifanov, S. V. Analiz tochnosti eksperymen-tal'noho vyznachennya KKD ventylyatora z vykorystannyam vymiryuvachiv krutyl'noho momentu [Analysis of accuracy of experimental determination of fan efficiency using torque meters]. *Aviatsiynokosmichna tekhnika i tekhnolohiya – Aerospace Technic and Technology*, 2023, no. 1, pp. 35-46. DOI: 10.32620/akt.2023.1.04.
14. Borzenkova, A. V., Cherepashchuk, G. A. Otsenka neopredelennosti izmereniya polozheniya tsentra tyazhesti letatel'nykh apparatov [Estimation of uncertainty in measuring the position of the center of gravity of aircraft]. *Systemy obrobky informatsiy: nevyznachenist' vymiryuvan': naukovy, normatyvni, prykladni ta metodychni aspekty – Information processing systems: measurement uncertainty: scientific, normative, applied and methodical aspects*, 2012, no. 1 (99), pp. 55-58.
15. Sokolovskii, S. S., Solomakho, D. V., B. V. Tsi-tovich, D. V. Metrologicheskoe modelirovanie kak osnova proektirovaniya i realizatsii metodik vypolneniya izmerenii [Metrological modeling as the basis for the design and implementation of measurement methods]. *Pribory i metody izmerenii – Instruments and measurement methods*, 2010, no. 1, pp. 147-152.
16. Borzenkova, H. V. & Cherepashchuk, H. O. *Prystriy dlya kalibruvannya system zvazhuvannya ta tsentruvannya lital'nykh aparativ* [Device for calibrating aircraft weighing and balancing systems]. Patent Ukraine no. 102790, 2015.

Надійшла до редакції 13.04.2023, розглянута на редколегії 12.06.2023.

CONTROL OF AIRCRAFTS BALANCE AND ITS METROLOGICAL ASSURANCE

Grygorii Cherepashchuk, Oleksii Potylchak, Iryna Chupova,
Stanislav Klimov

The **subject matter** of the article is the process of weighing and determining the position of the center of gravity of the aircraft. The **goal** is the creation of devices for weighing and determining the centering of aircraft of various

types, which would prevail over the existing built-in systems both in terms of ease of operation and in terms of the accuracy of weight measurement and determination of the position of the center of gravity of the aircraft. The **tasks** to be solved are: the implementation of the weighing part, which would allow obtaining with sufficient accuracy both the total weight of the aircraft and the weight values that fall on individual supports of the chassis or hydraulic jack stands; providing measurement of the values of geometric parameters necessary for calculating the position of the center of gravity of the aircraft; development of the methodology for calculating the position of the center of gravity of the aircraft; introduction of metrological assurance for determining the centering of an aircraft using the experimental and analytical method of determining errors and the method of metrological simulation. The following **results** were obtained: the authors proposed to improve the method of determining the centering of aircraft, which is based on the measurement of the weight components of the aircraft and geometric parameters according to the appropriate measurement scheme and using modern high-precision meters with the subsequent calculation of the position of the center of gravity. The method is implemented in a series of aviation tensometric scales with a VAT type radio channel and a methodology for calculating the position of the center of gravity of aircraft. Variants of the methodology for calculating the centering of the aircraft are presented for two options for the implementation of aircraft scales: platform and jack point. The authors also proposed the use of the method of metrological simulation for metrological assurance of control of the aircraft balance, which consists of creating a laboratory physical model of the object under investigation on a reduced scale and conducting experiments on this model. **Conclusions.** The proposed method has several advantages compared to performing experiments on real aircraft and the use of other methods, namely, cost reduction, time reduction, increased accuracy, clarity, and repeatability.

Keywords: aircraft balancing; aviation scales; average aerodynamic chord; metrological assurance; metrological simulation.

Черепашук Григорій Олександрович – канд. техн. наук, доц., проф. кафедри інтелектуальних вимірювальних систем та інженерії якості, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Потильчак Олексій Петрович – канд. техн. наук, доц., доц. кафедри інтелектуальних вимірювальних систем та інженерії якості, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Чупова Ірина Леонідівна – директор ТОВ "Інженерне бюро Авіаційного інституту", Харків, Україна.

Клімов Станіслав Васильович – гол. конструктор ТОВ "Інженерне бюро Авіаційного інституту", Харків, Україна.

Grygorii Cherepashchuk – Candidate of Sciences (Engineering), Professor of the Department of Intelligent Measuring Systems and Quality Engineering, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine,
e-mail: cherepaschuk@bigmir.net, ORCID: 0000-0002-2983-4055.

Oleksii Potylchak – Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of the Department of Intelligent Measuring Systems and Quality Engineering, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine,
e-mail: o.potylchak@khai.edu, ORCID: 0000-0002-5729-7429, Scopus Author ID: 57222090890.

Iryna Chupova – Director, Engineering Bureau of Aviation Institute, Ltd., Kharkiv, Ukraine,
e-mail: inburo@ukr.net.

Stanislav Klimov – Chief Designer, Engineering Bureau of Aviation Institute, Ltd., Kharkiv, Ukraine,
e-mail: stasklimov@ukr.net, ORCID: 0009-0002-8758-8160.