

УДК: 533.6.054

**Ларьков С. М.<sup>1</sup>, Пахольченко О. М.<sup>2</sup>, Сергієнко А. І.<sup>2</sup>, Добровольський Д. В.<sup>3</sup>**<sup>1</sup> Національний центр управління та випробувань космічних засобів, м.Київ<sup>2</sup> Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, м.Чернігів<sup>3</sup> ДП «Антонов», м.Київ

## ІДЕНТИФІКАЦІЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА-НОСІЯ ШТАТНИМИ ЗАСОБАМИ ОБ'ЄКТИВНОГО КОНТРОЛЮ

*Опрацьовано методику уточнення аеродинамічних характеристик літака-носія авіаційно-космічного ракетного комплексу шляхом моделювання параметрів динаміки польоту, співставлення з експериментальними даними, які отримуються штатними засобами об'єктивного контролю, та мінімізації функції похибки для вибраних параметрів.*

**Ключові слова:** літак-носії, авіаційно-космічний ракетний комплекс, аеродинамічні дослідження

### Вступ

У зв'язку з розвитком нового тренду в побудові космічних систем у вигляді переходу до класу мікро-КА (з масою до 100 кг) та підходом до формування багатосупутникових орбітальних угруповань мікро-КА змінюються вимоги до засобів доставки КА малого класу на орбіту.

Передусім підвищуються вимоги до часу підготовки КА до пуску, гнучкості космічної системи до вибору параметрів орбіти, що робить розробку авіаційно-космічних комплексів надлегкого класу своєчасною, актуальною і перспективною [1].

Одною з важливих задач при розробці авіаційно-космічної системи є вирішення питань щодо безпечного десантування РН з борта літака-носія під дією витяжної парашутної системи. Визначення оптимальних технічних параметрів створюваної системи, а також розробка процедурного тренажеру для підготовки екіпажу потребує створення математичної моделі польоту літака-носія, для чого необхідно визначити аеродинамічні характеристики літака-носія в потрібному діапазоні чисел  $M$  польоту [2, 3].

Враховуючи на те, що для вибраного літака-носія на базі середнього ВТЛ Іл-76 аеродинамічні характеристики мають узагальнений та уривочний характер [4-6] а проведення повного циклу аеродинамічних випробувань в стислі строки та при умові обмеженого бюджету неможливо, актуальною є розробка методики ідентифікації аеродинамічних характеристик за рахунок використання штатних засобів реєстрації параметрів польоту.

Метою проведення дослідження стало

1. Опрацювання підходів до верифікації аеродинамічних характеристик з використанням реєстраційної апаратури з низькою роздільною здатністю та точністю;

2. Опрацювання підходів до використання датчиків, метрологічні характеристики яких не підтверджено калібрувкою;

3. Оцінка АДХ літака Іл-76 з точністю, яка достатня для побудови математичної моделі для використання в процедурному тренажері.

### Побудова методики визначення АДХ

Створення процедурного тренажеру для відпрацювання процедури десантування РН потребує вирішення задачі побудови математичної моделі руху літака-носія з урахуванням взаємодії з об'єктом, що десантується, а ключова роль у побудові моделі руху літального апарату (ЛА) належить моделі взаємодії ЛА з повітряним потоком. Зазвичай використовують модель, яка описує силову взаємодію ЛА та потоку з допомогою безрозмірних аеродинамічних коефіцієнтів.

Методи визначення АДХ на ранніх етапах проектування, як правило, розрахунково-теоретичні з верифікацією в модельному експерименті. Подальше уточнення АДХ на дослідному зразку літака є важливою частиною льотно-конструкторських випробувань (ЛКВ).

Враховуючи на відсутність доступу до результатів ЛКВ вибраного літака-носія (розробник – авіаційний комплекс ім. С.В.Ілюшина) на ранніх етапах розробки доцільно використовувати серійні зразки літака для визначення характеристик в експлуатаційному діапазоні швидкостей та висот польоту.

Поставлена задача може бути характеризована наступними факторами:

1. Серійний літак не обладнано системою бортових вимірювань з необхідними параметрами роздільної здатності та точності;

2. Обмеженість ресурсів не дозволяє провести повний цикл визначення характеристик ЛА;

3. Невідомі або відомі з недостатньою точністю майже всі параметри, які характеризують політ ЛА, зокрема маса, кут атаки та ін.;

4. Діапазон режимів польоту, для якого потрібно визначити АДХ, звужений та знаходиться в експлуатаційному діапазоні;

За характеристикою змінності в часі доцільно розділити параметри на декілька груп, а саме:

1. Незмінні або такі, зміною яких протягом експерименту можна знехтувати (площа крила, політна вага для краткочасних експериментів);

2. Швидкозмінні протягом експерименту (кут атаки, відхилення рулів і т.ін.).

З іншого боку, параметри можуть бути класифіковані за можливістю їхнього вимірювання:

1. Параметри, які відомі з достатньою точністю (наприклад, площа крила, висота польоту і т.ін.);
2. Параметри, які вимірюються зі значною похибкою (наприклад кут атаки);
3. Параметри, які визначено виключно розрахунковим методом (наприклад координата центру мас, момент інерції і т.ін.).

Параметри, відомі з достатньою точністю, не потребують ідентифікації на результатах експерименту, інші параметри потребують уточнення.

Для параметрів, які можуть бути виміряні, повинно бути визначена функція похибки, яка характеризує похибку вимірювання в залежності від значень діючих факторів. Константи формули похибки повинні біти віднесено до групи 3. В рамках такого підходу АДХ доцільно визначати у вигляді похідних.

Можливо провести побудову алгоритму, який послідовно уточнює параметри по групам починаючи з найбільш непевних. Цей алгоритм виглядає наступним чином:

1. Вирішуються рівняння руху з відомими початковими та граничними умовами;
2. За допомогою оптимізаційної задачі послідовно встановлюється значення параметрів, починаючи з найбільш непевного;
3. Критерієм закінчення роботи алгоритму є коливання значень ідентифікованих параметрів в певному діапазоні значень.

В якості функції оптимізації використована сума середньоквадратичних відхилень (СКВ) надійних виміряних та розрахованих параметрів польоту.

### Результати тестового розрахунку

Для перевірки вищевказаної методики було проведено ідентифікацію моменту інерції літака Іл-76 за даними [6].

Система рівнянь виглядає наступним чином:

$$\begin{cases} n_y = \frac{c_y q S}{M} \\ \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta + m_z^{\omega_z} \omega_z L / V}{I_{zz}} q S L \\ \omega_z = \frac{d\theta}{dt} + \frac{d\alpha}{dt} \end{cases} \quad (1)$$

де  $M$  - політна маса;

$\alpha, \delta, \theta$  - кути атаки, відхилення руля та тангажу;

$q$  - швидкісний напор;

$S, L$  - характерні розміри;

$V$  - швидкість польоту;

$I_{zz}$  - момент інерції.

Типовий вид граничних умов та отриманих вихідних даних моделі наведено на рис.1-3.

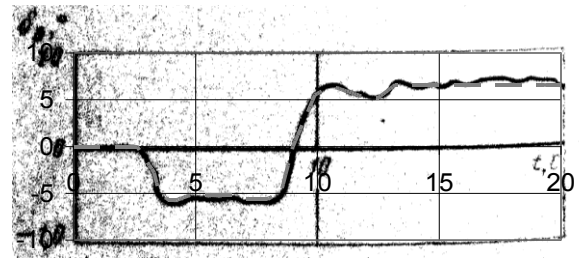


Рис. 1 – Граничні умови (кут відхилення руля висоти)

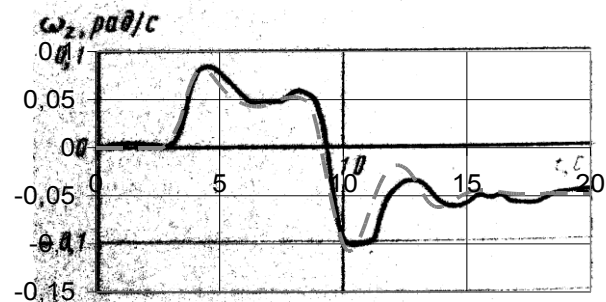


Рис. 2 – Кутова швидкість

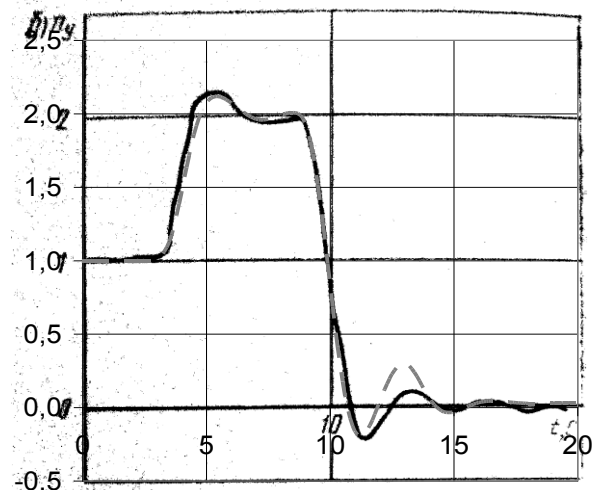


Рис. 3 – Перевантаження

Отримане значення моменту інерції  $I_{zz} = 1.1 \cdot 10^7$  кг\*м<sup>2</sup> може бути співвіднесено з даними [7]  $I_{zz} = 9.2 \cdot 10^6$ . Розбіжність 20% не можна вважати оцінкою похибки визначення інерційних характеристик, адже в неї входить момент інерції пального в баках (для вказаних умов 44,5 т.).

Таким чином, результати тестового розрахунку довели роботоспроможність методу. Доцільно зауважити, що мінімізація похибки забезпечено при умові підвищення похідної  $dm_z/d\delta$  до 30%, таким чином додатково проведено ідентифікацію ще одного параметру

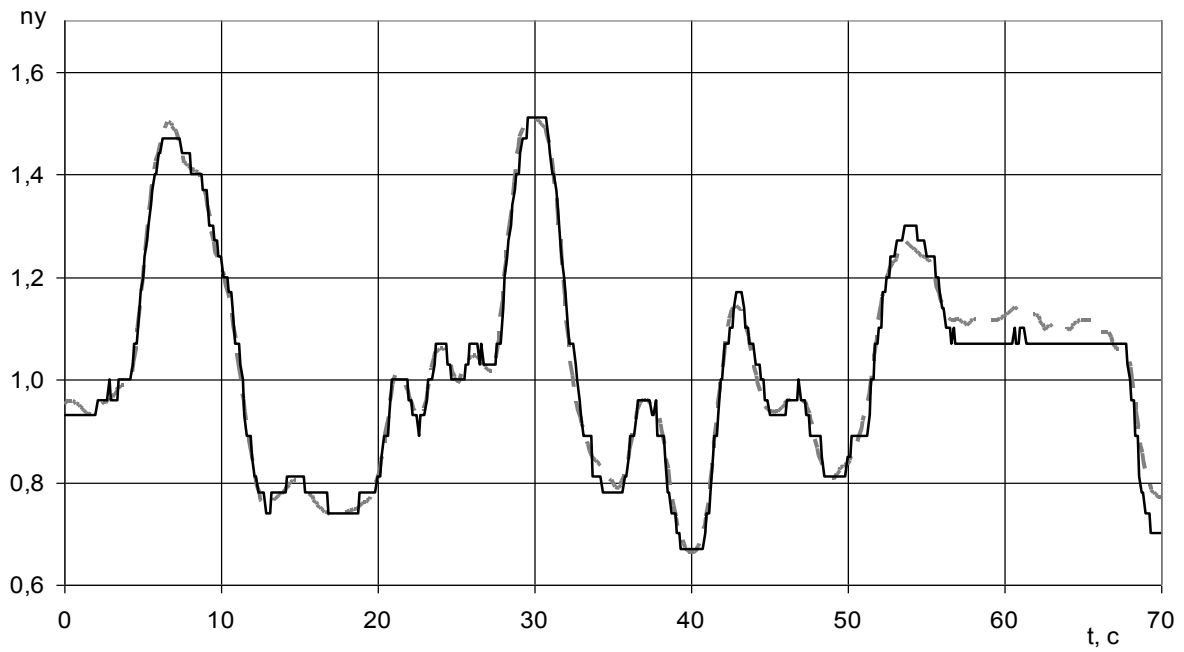


Рис. 4 – Перевантаження

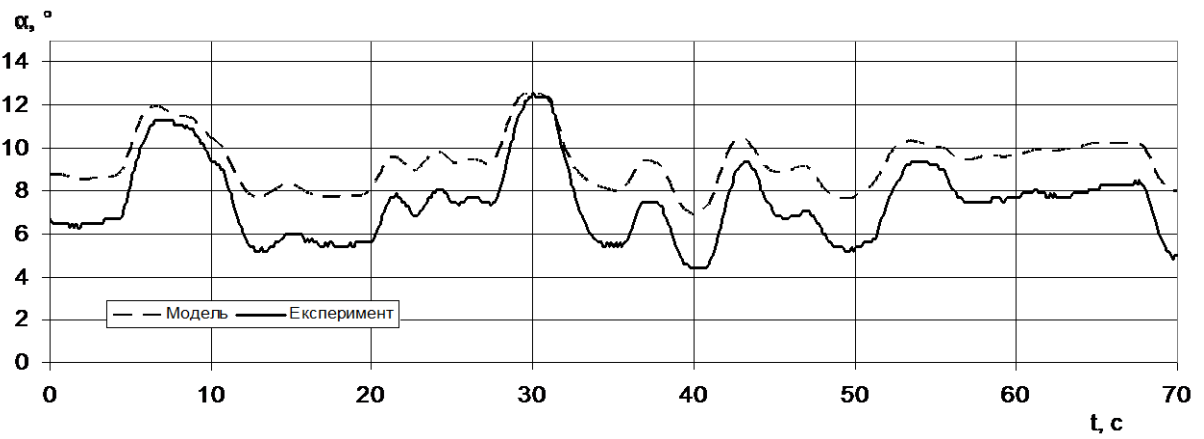


Рис. 5 – Кут атаки

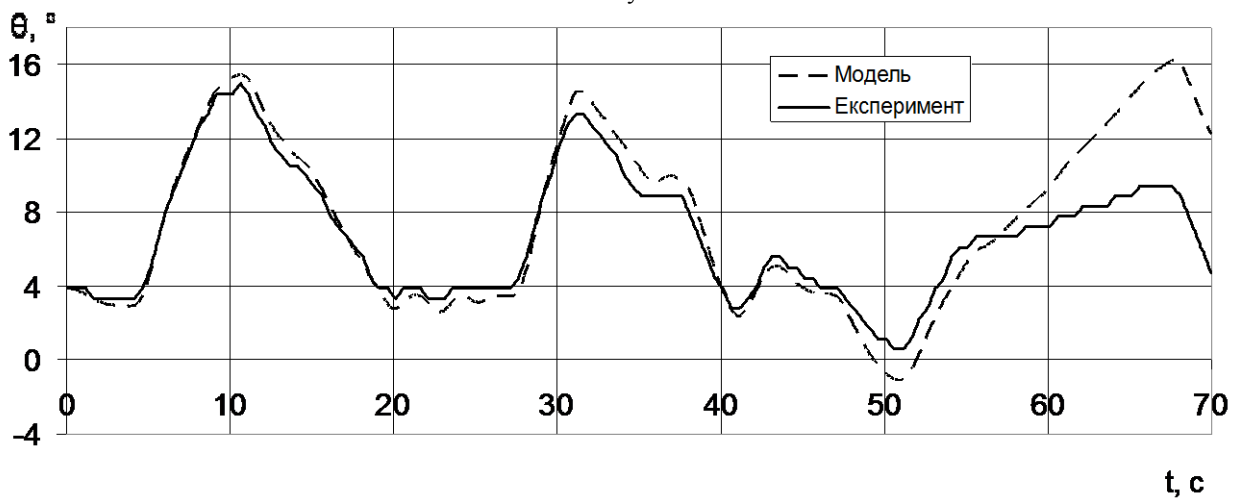


Рис. 6 – Кут тангажу

### Ідентифікація АДХ літака Іл-76

Для ідентифікації АДХ були використані записи польотів з використанням штатних засобів автоматичної реєстрації польотних параметрів та програмного забезпечення обробки інформації.

Система рівнянь динаміки польоту – плоска модель з 3-ма ступенями свободи. Результати ідентифікації представлені на Рис. 4–8.

В якості цільової функції було використано сума середньоквадратичних відхилень по перевантаженню та куту тангажу. Одночасно була проведена ідентифікація польотної маси та центровки за принципом мінімуму СКВ (Рис.6 та Рис.7).

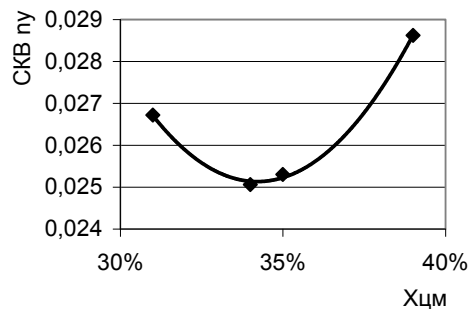


Рис. 7 – Ідентифікація центровки

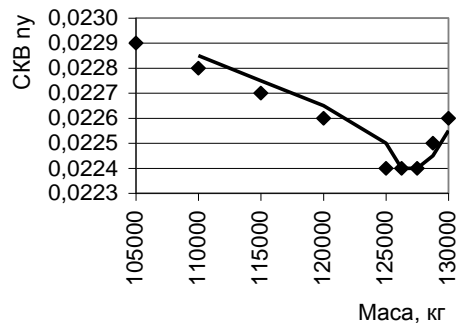


Рис. 8 – Ідентифікація політної маси

Як видно на рис. 4, найбільш точно відтворюється нормальне перевантаження. Кут атаки має значні похибки, що може бути пояснено особливостями установки датчику кута атаки на літаку (на боковий поверхні фюзеляжу) та відсутністю вимог щодо його калібровки протягом експлуатації.

Зростаюча похибка куту тангажу та похибка нормального перевантаження після  $t=55$  с може бути пояснена зовнішнім впливом. За результатами додаткових розрахунків така похибка може бути пояснена вертикальним поривом вітру з швидкістю близько 1 м/с або зустрічним поривом зі швидкістю 4 м/с.

### Висновки

Проведене дослідження дозволяє зробити наступні висновки:

1. Розроблена методика дозволяє забезпечити визначення невідомих параметрів польоту ЛА за рахунок використання надлишкового обсягу інформації;

2. За рахунок надлишковості обсягу інформації, який реєструється штатними засобами реєстрації, забезпечується зменшення похибки визначення ключових параметрів ЛА та його аеродинамічних характеристик;

3. Наступним кроком повинно стати алгоритмізація методики та створення програмного забезпечення, яке реалізує метод.

Проведена робота може отримати продовження у наступних напрямках:

1. Створення процедурного тренажера літака-носія АКРК на базі Іл-76;

2. Створення «спостерігача» параметрів польоту літака в реальному масштабі часу з метою виявлення відмови критично важливих датчиків польотної інформації.

### Список літератури

1. Air Launch: Examining Performance Potential of Various Configurations and Growth Options. Eric D. Walters, Dennis M.Creech, Alan D.Philips. AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition , September 10-12, 2013. San-Diego, California, USA.
2. Таликов Н.Д. ИЛ-76: ДЕСАНТИРОВАНИЕ ЛИЧНОГО СОСТАВА, ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ И ГРУЗОВ //ТЕХНИКА И ВООРУЖЕНИЕ № 11, 2009 г., стр. 33-36.
3. Технический отчет «Материалы к эскизному проекту по самолету-носителю для АКРК «Ориль» в части транспортно-пусковой платформы ракеты-носителя «Ориль». –Киев, АНТХРЦ «Авиадиагностика», 1996 г. -39 с.
4. Самолет Ил-76Т. Руководство по летной эксплуатации. Книга первая. –М., МГА СССР, 1984 г.
5. БЕХТИР П. Т., БЕХТИР В.П. ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА Ил-76Т. –М.: «Машиностроение», 1979 г.
6. Васин И.С., Егоров В.И., Муравьев Г.Г. Аэродинамика самолета Ил-76Т /Под. ред. Г.В.Новожилова. –М.: Транспорт, 1983. -165 с.
7. Верещиков Д.В. Салтыков С.Н. Самолет Ил-76. Аэродинамика и динамика полета. –Иркутск, ИВАИИ, 2002.

### References:

1. Air Launch: Examining Performance Potential of Various Configurations and Growth Options. Eric D. Walters, Dennis M.Creech, Alan D.Philips. AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition , September 10-12, 2013. San-Diego, California, USA.
2. Talikov N.D. IL-76: DESANTS OF PERSONAL COMPOSITION, MILITARY EQUIPMENT AND CARGOES // ENGINEERING AND ARMAMENT № 11, 2009, pp. 33-36.
3. Technical report "Materials to the draft design for a carrier aircraft for the AKRK "Oril" in the part of the transport-launch platform of the rocket carrier" Oril ". -Kiev, ANTKRTs "Aviadiagnostika", 1996 -39 p.

4. *The Il-76T aircraft. Flight Manual. The first book. -M., MGA USSR, 1984.*
5. БЕКХТИР П. Т., БЕКХТИР В.П. *PRACTICAL AERODYNAMICS OF AIRCRAFT IL-76T. -М. : "Mechanical Engineering", 1979.*
6. *Vasin IS, Egorov VI, Muraviev G.G. Aerodynamics of the IL-76T / Pod. Ed. G.V. Novozhilov. -М. : Transport, 1983. -165 p.*
7. *Vereshchikov DV Saltykov S.N. Aircraft IL-76. Aerodynamics and flight dynamics. -Irkutsk, IVAI, 2002.*

## ИДЕНТИФИКАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА-НОСИТЕЛЯ ШТАТНЫМИ СРЕДСТВАМИ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ

Ларьков С.М., Пахольченко А.Н., Сергиенко А.И. Добровольский Д.В.

*Проработана методика уточнения аэродинамических характеристик самолета-носителя авиационно-космического ракетного комплекса путем моделирования параметров динамики полета, сопоставления с экспериментальными данными, полученными с помощью штатных средств объективного контроля и минимизации функции ошибки для выбранных параметров.*

**Ключові слова:** *самолет-носитель, авиационно-космический ракетный комплекс, аэродинамические исследования*

## IDENTIFICATION OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE CARRIER AIRCRAFT BY OBJECTIVE CONTROLS

Serhii Larkov, Alexandr Pakholchenko, Andrii Sergienko, Dmitry Dobrovolsky

The methodology of refinement of the aerodynamic characteristics of the carrier aircraft of the aerospace missile complex by simulating the parameters of flight dynamics is compared with experimental data obtained with the help of staff means of objective control and minimization of the error function for the selected parameters.

**Keywords:** aircraft carrier, aerospace missile system, aerodynamic research