

# Дослідження можливостей коливного передкрилка Болдирєва для управління аеродинамічними характеристиками крила

Зорін С. С.

науковий керівник: д-р т.н., проф. Іщенко С. О.

Кафедра аеродинаміки та безпеки польотів,

Аерокосмічний інститут, Національний авіаційний університет,

Київ, Україна

[Blackflightcat@gmail.com](mailto:Blackflightcat@gmail.com)

*Анотація – робота присвячена розгляду проблеми подальшого вдосконалення аеродинамічних характеристик сучасних літальних апаратів. В роботі запропоновано подальше вивчення можливостей коливного передкрилка для керування підйомною силою крила на основі проведених раніше досліджень.*

*Ключові слова – коливний передкрилок, аеродинамічні характеристики крила, нестационарна аеродинаміка.*

## I. Вступ

Вже давно відомий ефект обдування крила струменем повітря від гвинта. Але гвинт може обдувати лише невелику частину крила, і кругла форма перерізу його струменя не зручна щоб застосувати енергію струменя для приросту циркуляції швидкості навколо крила. Ці думки привели О. І. Болдирєва, провести експериментальні дослідження впливу коливного передкрилка на зміну аеродинамічних характеристик системи коливний передкрилок-крило. В 1947 році було побудовано оригінальний літак, який мав дуже невеликі розміри [3].

## II. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

На сьогоднішній день аеродинамічні характеристики літальних апаратів, що літають за принципами стаціонарної аеродинаміки та використовують класичні рушії, поступово наближаються до межі досконалості. Відносно значна аеродинамічна економія палива літаками з класичною концепцією в основному може бути досягнута завдяки застосуванню крила з ламінарним профілем, яке має ряд важливих недоліків серед яких:

- Робота в вузькому діапазоні кутів атаки застосовуючи невимушене ламінарне обтікання.

- Труднощі компоновки силової установки на крилі за умови відсутності її шкідливого впливу на місцевий ламінарний потік крила.

- Ламінарний примежовий шар більш схильний до відриву на великих кутах атаки.

Очікувана економія палива від застосування ламінарного крила на регіональному пасажирському літаку оцінюється у 20 - 30% [1].

Одним із подальших шляхів створення літального апарата з високою аеродинамічною економією палива є застосування в його принципах польоту нестационарної аеродинаміки.

## III. ОСНОВНА ЧАСТИНА

Вході проведених досліджень О. І. Болдирєвим в лабораторії Московського авіаційного інституту було встановлено [2]:

- Зі збільшенням відношення швидкості струменя повітря, що виштовхується передкрилком до швидкості незбуреного потоку зростає максимальний коефіцієнт підйомної сили і критичний кут атаки, на якому досягається цей коефіцієнт. Окрім цього зростає максимальне значення аеродинамічної якості.
- Лобовий опір зі зменшенням кута атаки переходить в силу тяги.
- Збільшення максимального кута відхилення передкрилка відносно початкового положення своєї

хорди зменшує максимальний коефіцієнт підйомної сили.

- При розміщенні хорди коливного передкрилка на одній висоті з хордою крила залежність максимальної швидкості струменя повітря, що виштовхується передкрилком при нульовій швидкості незбуреного потоку від кількості коливань передкрилка має прямолінійну характеристику. Зі зменшенням хорди коливного передкрилка вгору на 3 мм ця залежність описується криволінійною характеристикою.
- Зі збільшенням кількості коливань передкрилком затрати потужності на валу передкрилка збільшуються, як і очікувалось за криволінійним законом.

Експериментальні дослідження показали, що при зміні положення передкрилка змінюється значення швидкості струменя повітря, яке відкидається передкрилком та відповідно аеродинамічні характеристики системи коливний передкрилок-крило. Наступним кроком досліджень властивостей крила з коливним передкрилком є знаходження найвигіднішого положення осі обертання цього передкрилка відносно хорди крила. Для цього буде створено експериментальну установку в якій положення коливного передкрилка відносно хорди крила буде змінюватися по осям  $x$  та  $y$  зв'язаної системи координат. В ході експерименту має визначитися таке положення коливного передкрилка, при якому буде досягатися найбільше значення швидкості струменя повітря, яке відкидається передкрилком та мінімальне значення лобового опору системи коливний передкрилок-крило.

## IV. ВИСНОВКИ

В статті розглянуто встановлені можливості коливного передкрилка для керування підйомною силою крила. Запропонований наступний напрямок експериментальних досліджень, для подальшого встановлення властивостей роботи системи коливний передкрилок – крило.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:

1. Болдирєв А.И. Исследование аэродинамических характеристик крыла с колеблющимися предкрылками // Научно-технический отчет. Филиал ЦАГИ. – М. – 1980, 41с.
2. Грефф Е. Аэродинамическое проектирование нового регионального самолета // Перевод №3321. ЦНТИ “Волна” 1992, 47 с.
3. Шавров В.Б. История конструкций самолетов в СССР 1938-1950 гг. // 3-е изд., исправл. – М.: Машиностроение, 1994.

# Application of laser Doppler anemometry for the investigation of a doubly connected fluid flow in the hydraulic system of the front landing gear of the chassis

Kogut Sviatoslav  
Kopylov Stanislav Vladimirovich  
IAET SU-201 NAU  
Kyiv, Ukraine  
[sviatiq@gmail.com](mailto:sviatiq@gmail.com)

This article gives the results of investigation of the region of the stabilized flow, namely the kinematic and dynamic characteristics of the flow with the use of the laser Doppler anemometry method, analysis of the existing literature of laser Doppler anemometry, and the most suitable schemes for this type of research have been determined.

The use of laser Doppler anemometry (LDA) for solving the problems of aerohydrodynamics has a great practical importance. Such researches are devoted to a number of works among which it is necessary to note the works of Rinkevecius, Tolkachev and Raskovskaya.

A critical analysis of the existing schemes of Doppler anemometry was carried out and it was established that the most suitable is the differential scheme.

In these works, the use of laser technology to determine the kinematic characteristics of the flow is considered.

At the same time, the study of doubly-connected regions has not been studied sufficiently, which is connected with the great complexity of this kind of research. Thus, the task of conducting such studies is topical. In this work, we study the kinematic characteristics of a flow in a doubly-connected region in the region of a stabilized flow.

For the research, an experimental stand was developed and created, in which the dynamic and kinematic characteristics of the flow were studied. To study the kinematic characteristics of the flow, a LDA was used, operating in a differential scheme.

The created LDA consisted of a single-mode laser, a 26 mW Spectra physics design, a beam splitting unit that consisted of a beam splitting cube and a prism, focusing lenses, a photoelectron multiplier with a lens, a diaphragm, a radiofrequency filter, a processor, a spectrum analyzer, a millimeter, laptop.

This scheme worked as follows: the laser emitter generated single-mode radiation with a wavelength of 0.63  $\mu\text{m}$ , which was fed to the beam splitting cube. In the beamsplitting cube, the laser beam was split into two roughly equal beam intensities.

One of the rays hit the prism, the rays were fed to the lens, which focused them to the point of interest being studied. The radiation scattered by the particles was captured by the photoelectric multiplier, amplified into amplifiers. Radiofrequency noise was filtered out in a radiofrequency filter and the signal was fed to a spectrum analyzer, where its frequency was determined, which was recalculated by the formula into the particle velocity on the laptop.

In the interaction of coherent monochromatic rays, the laser emitter at the intersection point was observed to interfere. Observations were carried out using a microscope. When particles passing through the interference pattern passed through, scattered reflected laser radiation was observed. This dispersion, as we know, is proportional to the velocity of the particle passing through the point of intersection of the rays.

The existing differential scheme of the laser Doppler anemometer was supplemented. In this work, the emitter and receiver of the laser radiation were at an angle to the axis of the tube in which the flow velocity was measured.

The relative error was no more than 10% and is associated with laser positioning.

The photomultipliers were supplied with a voltage of 3000 V. The pressure was measured with the help of sensors from «Motorola».

The flow past a cylindrical body and the distribution of local velocities within the boundary layer of a streamlined body was investigated. The thickness of the boundary layer in the region of the stabilized flow is established.

The results of the investigation are of great importance for determining the thickness of displacement of the boundary layer of a cylindrical body.

To stabilize the flow, an overflow tank was used. Working fluids were liquids subject to the law of Oswald de Ville.

The results of the investigations are compared with the existing particular solution of the Navier-Stokes equation, which made it possible to conclude that the results of the experiment and the calculation were convergent.

# Експериментальне дослідження профілю з щитком Крюгера в аеродинамічній трубі УТАД-2 НАУ

Розбицький В.А.

Бондар О.В.

науковий керівник: Ударцев Євген Павлович  
Кафедра аеродинаміки та безпеки польотів літальних апаратів,  
Факультет літальних апаратів,  
Навчально науковий Аерокосмічний інститут  
Національний Авіаційний Університет,  
Київ, Україна  
[rozbytskiy@nau.edu.ua](mailto:rozbytskiy@nau.edu.ua)  
[bondar@nau.edu.ua](mailto:bondar@nau.edu.ua)

*Анотація* — в роботі розглянуто експериментальне дослідження профілю в аеродинамічній трубі при швидкостях 20, 25 та 30 м/с. Отримані інтегральні аеродинамічні характеристики у варіації для чистого крила та для крила з предкрилком Крюгера. Проведена оцінка ефективності щитка Крюгера як засобу усунення феному аеродинамічного гістерезису та способу збільшення критичного кута атаки.

*Ключові слова* — аеродинаміка, аеродинамічні характеристики профілю, аеродинамічний гістерезис передня механізація, щиток Крюгера.

## І. Вступ

Активний розвиток безпілотних літальних апаратів (БПЛА) змушує дослідників шукати нові шляхи вирішення питань забезпечення рівня безпеки польотів. Великий вплив на цей показник мають аеродинамічні характеристики крила. Неодноразові дослідження властивостей крила показали виникнення статичного гістерезису в його аеродинамічних характеристиках. Вперше цей феномен був зафіксований ще 1983 році [1].

Не менш важливим параметром, що має вплив на рівень безпеки польотів та всепогодність БПЛА є максимальний критичний кут атаки крила. Вихід на закритичні кути атаки супроводжується глобальним відривом на верхній поверхні крила.

Глобальний відрив на крилі літального апарату (ЛА) - це несталий вихровий потік крупних вихорів в градієнтному потоці. В результаті глобального відриву суттєво змінюються аеродинамічні характеристики крила. Відрив потоку призводить до втрати керованості і стійкості польоту ЛА. Запобігання глобального відриву потоку підвищує рівень безпеки ЛА, збільшує діапазон льотних кутів атаки, сприяє парированню поривів вітру і покращує умови польоту в нестационарній атмосфері.

## ІІ. Постановка проблеми

Існують різні причини непередбаченого виходу ЛА на критичні кути атаки, помилка пілотів, відмова в системі керування, механічна несправність органів керування, збурена атмосфера з вертикальними поривами вітру, обледенінням, опадами.

Незалежно від причини непередбаченого виходу ЛА на критичний кут атаки на сьогоднішній день залишаються актуальним питання захисту ЛА від цього негативного явища. Особливо цей захист необхідний для безпілотних літальних апаратів (БПЛА) у зв'язку з їх невеликою масою та недосконалістю систем автоматичного керування.

Не менш актуальною проблемою сьогодення є пошук способів боротьби з гістерезисом в аеродинамічних характеристиках.

Одним із варіантів вирішення цих проблем є встановлення передньої механізації крила у вигляді щитка Крюгера зі щілиною. Ці щитки встановлені на літаках сімейства Boeing та різних винищувачах.

## ІІІ. Основна частина

Передня механізація крила у вигляді щитка Крюгера була винайдена німецьким інженером Вернером Крюгером ще у 1943 році, після проведення випробувань в аеродинамічній трубі в Гьотингемі. Одним з перших використань в комерційній авіації було встановлення щитка Крюгера на літак Boeing 367-80, що вперше злетів 1954 році. В конструкції щитка Крюгера можливі варіації і вигляді наявності або відсутності щілини між крилом та щитком. Саме варіант конструкції зі щілиною є більш ефективним, оскільки на верхній поверхні крила утворюється розрідження, то потік з нижньої поверхні

крила спрямовується в щілину і виходить з неї з великою швидкістю, здуваючи прикордонний шар і затягуючи зрив потоку [2]. Таким чином, збільшуючи критичний кут звалювання.

Дослідження було проведено в двох варіаціях: чисте крило, так крило зі щитком Крюгера з щілиною.

Експерименти проводились в аеродинамічній трубі УТАД-2 НАУ, яка має наступні загальні характеристики: УТАД-2 являє собою атмосферну замкнену аеродинамічну трубу малих швидкостей з відкритою робочою частиною еліптичного перетину розмірами 750 x 420 мм і довжиною 900 мм. За дифузором розташований вентилятор, який приводиться в обертання двигуном постійного струму потужністю 4 кВт через систему плавного регулювання частоти обертання, яка забезпечує підтримання у робочій частині аеротруби повітряного потоку з постійною регульованою швидкістю 3,5 ... 30 м/с. Конструкція труби виконана з дерева та фанери, внутрішня поверхня шпакльована та фарбована.

Параметри досліджуваної моделі крила:  $b = 0,195\text{м}$  – хорда моделі крила;  $L = 0,305\text{м}$  – розмах моделі крила;  $S = 0,0594\text{м}^2$  – площа моделі крила; На кожному з боків моделі встановлені пластини висотою  $H=0,15\text{м}$ . Перед проведенням експерименту було проведено калібрування ваг в діапазоні від 0-2 кг для трьох компонентів. Отримані результати по одній із характеристик, а саме підйомній силі при швидкості  $V = 25\text{м/с}$  приведені на Рис.2. Як видно з рис.2 чисте крило має статичний аеродинамічний гістерезис.

Після проведення експерименту з чистим крилом, на модель крила було встановлено щиток Крюгера, який має наступні характеристики:  $b = 0,065\text{м}$  - хорда щитка;  $r = 0,017\text{м}$  - радіус заокруглення передньої кромки щитка;  $h = 0,004\text{м}$ - висота щілини. Отримані результати підйомної сили, для тієї ж швидкості  $V = 25\text{м/с}$  приведені на Рис.3. На цьому рисунку чітко видно усунення гістерезису в аеродинамічній характеристикі.

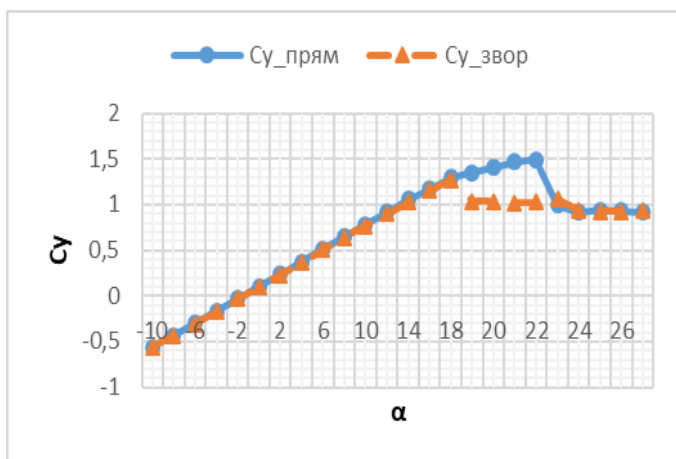


Рис.2 Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для чистого крила.

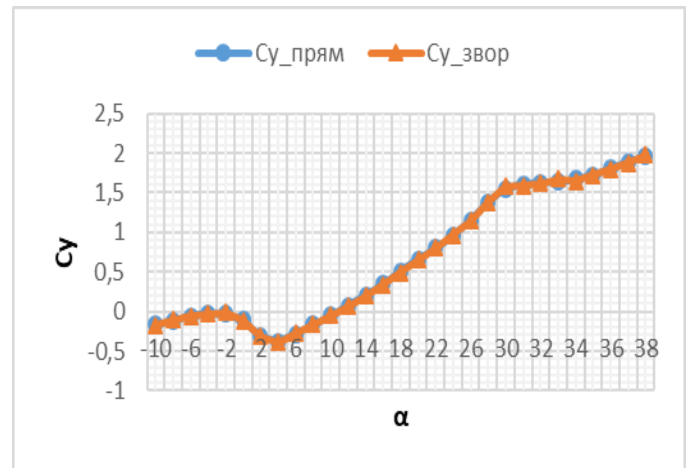


Рис.3 Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для крила зі щитком Крюгера.

## IV. ВИСНОВКИ

**ПРОВЕДЕНІ ЕКСПЕРИМЕНТИ ТА ОТРИМАНІ ОСНОВНІ ІНТЕГРАЛЬНІ АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА У ВАРІАЦІЯХ ДЛЯ ЧИСТОГО КРИЛА ТА КРИЛА ЗІ ЩИТКОМ КРЮГЕРА ПРИ РІЗНИХ ШВИДКОСТЯХ 20, 25 ТА 30 М/С.**

**ВИКОРИСТАННЯ ЩИТКА КРЮГЕРА ЗІ ЩІЛИНОЮ Є ЕФЕКТИВНИМ СПОСОБОМ ЗБІЛЬШЕННЯ КРИТИЧНОГО КУТА АТАКИ, РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ПОКАЗАЛИ ЗБІЛЬШЕННЯ КРИТИЧНОГО КУТА АТАКИ БІЛЬШЕ НІЖ ДО 38°. ЩИТОК КРЮГЕРА УСУВАЄ СТАТИЧНИЙ ГІСТЕРЕЗИС В АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ.**

### Список використаних джерел

- [1] T.J.Mueller, L.J.Pohlen, P.E. Conigliaro, B.J.Jansen Jr. «The influence of free-stream disturbances on low Reynolds number airfoil experiments». 1983 –14 с.
- [2] Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. Машиностроение, Москва 1985 г - 272 с.

# Дослідження динамічних характеристик гвинтомоторних рушіїв БпЛА

Стецівка Мар'ян Романович  
науковий керівник: Іщенко Сергій Олександрович  
Кафедра Аеродинаміки та безпеки польотів ЛА,  
Аерокосмічний інститут,  
Національний авіаційний університет  
Київ, Україна  
[marian.stetcivka@gmail.com](mailto:marian.stetcivka@gmail.com)

*Анотація* — в статті запропоновано методологія дослідження динамічних характеристик силової установки (СУ) БпЛА. В основі методології запропоновано використання експериментальних перехідних характеристик параметрів СУ. Для отримання реальних експериментальних характеристик було розроблено стенд з інформаційно-вимірювальним комплексом. За допомогою стенду реалізовувалося фізичне моделювання та отримано перехідні характеристики силової установки. На основі перехідних характеристик побудовано математичну модель та отримано динамічні характеристики силової установки.

*Ключові слова* — *силова установка, динамічні характеристики, амплітудно фазо-частотні характеристики*

## І. Вступ

Невід'ємною частиною проектування планера та систем керування сучасних безпілотних літальних апаратів є створення математичних моделей їх функціональних систем [1]. Необхідність використання методу моделювання визначається тим, що потрібно спроектувати систему керування об'єктом з урахуванням динамічних властивостей основних функціональних систем. Такий підхід дозволяє дослідити вплив різних факторів на об'єкт та розробити систему керування, відповідно до заданих характеристик [2]. Сучасні прикладні пакети програм (зокрема MATLAB) дають можливість максимально реально по експериментальним даним відтворити властивості та особливості поведінки реальних БпЛА і їх систем керування в польоті, наприклад: динаміки БпЛА, ефективності органів керування, тягових характеристик силової установки і її інертності.

## ІІ. Постановка проблеми

Силова установка являється одним із важливих елементів, а її динамічні характеристики суттєво впливають на динамічні характеристики БпЛА в цілому. Беручи за основу вимоги до: маневреності, керованості максимально допустимого перевантаження, а також, динамічних характеристик органів керування - здійснюється синтез силової установки. Як правило, в

БпЛА застосовують гвинтомоторні рушії з використанням електричного та бензинового двигунів. Застосовуючи електричний двигун, в якого мала інертність, порівняно з бензиновими — динамічні характеристики силової установки залежать від повітряного гвинта, а саме: кількості лопатей, геометричної форми лопаті та діаметру гвинта. В зв'язку з цим, виникає необхідність в дослідженні впливу геометрії гвинта на динамічні характеристики силової установки.

## ІІІ. Основна частина

Отримання перехідних характеристик здійснюється за допомогою інформаційно-вимірювального стенду для визначення аеродинамічних характеристик повітряних гвинтів (рис. 1.).

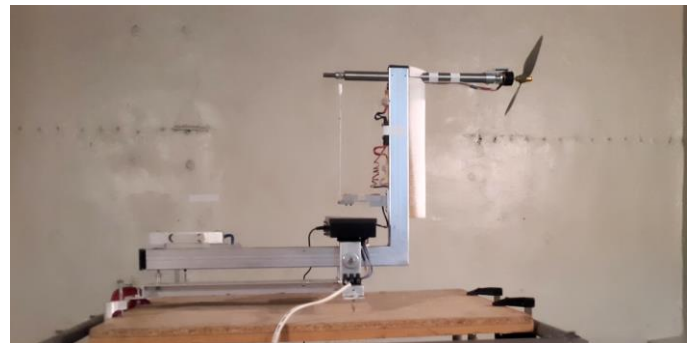


Рис. 1. Стенд для дослідження аеродинамічних характеристик повітряних гвинтів

Даний стенд дозволяє моделювати вхідний ШИМ сигнал та фіксувати вихідні сигнали тяги, реактивного моменту від гвинта та його обертів.

Для експерименту було вибрано два гвинти (APC MR 10x4.5 та GWS 8x4), різних геометричних характеристик, які широко застосовують для малих БпЛА (рис. 2).



Рис. 2. Досліджувані гвинти: а) APC MR 10x4.5; б) GWS 8x4

Випробування проводились при стандартних атмосферних умовах та швидкості набігаючого потоку  $V=0$ . За допомогою програми, яка розроблена в середовищі LabView відбувалося керування вхідним ШИМ сигналом, реєстрація вимірвальних параметрів з частотою 90 Гц та формування протоколу експериментальних даних.

Наступним етапом - є обробка отриманої інформації та отримання перехідних функцій. За допомогою підпрограми "ident" програмного комплексу MATLAB здійснюється інтенсифікація передаточної функції. В залежності від складності перехідної характеристики, методом підбору визначався порядок перехідної функції. Отримані перехідні функції тяги, реактивного моменту, обертів (рис. 3-5) перевірялися на адекватність та збіжність, де збіжність ідентифікованої передаточних функцій із експериментально отриманими становить більше 97%.

Передаточні функції тяги силової установки з гвинтом «а» та «б» мають наступний вигляд відповідно:

$$\frac{T}{U_{ex}} = \frac{-6.715s^5 + 548.1s^4 - 2.995e04s^3 + 1.004e06s^2 - 2.023e07s + 2.064e08}{s^6 + 46.45s^5 + 2030s^4 + 4.675e04s^3 + 7.759e05s^2 + 7.175e06s + 3.087e07}$$

$$\frac{T}{U_{ex}} = \frac{-3.112s^5 + 222.3s^4 - 1.297e04s^3 + 4.767e05s^2 - 1.184e07s + 1.838e08}{s^6 + 33.86s^5 + 1762s^4 + 3.901e04s^3 + 7.493e05s^2 + 7.835e06s + 4.033e07}$$

де  $T$ - тяга гвинта,  $U$  - ШИМ сигнал.

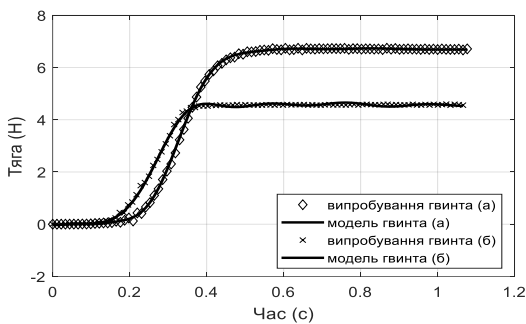


Рис. 3. Перехідна характеристика тяги силової установки

Передаточні функції реактивного моменту  $Q$  силової установки з гвинтом «а» та «б»:

$$\frac{Q}{U_{ex}} = \frac{-0.804s^8 + 66.29s^7 - 4785s^6 + 2.997e05s^5 - 6.529e06s^4 + 3.53e08s^3 - 3.362e09s^2 + 8.951e10s + 5.065e11}{s^9 + 64.49s^8 + 7779s^7 + 3.36e05s^6 + 1.724e07s^5 + 4.692e08s^4 + 1.15e10s^3 + 1.598e11s^2 + 1.535e12s + 4.933e12}$$

$$\frac{Q}{U_{ex}} = \frac{0.730s^8 - 114.2s^7 + 1.219e04s^6 - 7.534e05s^5 + 5.576e07s^4 - 1.447e09s^3 + 7.143e10s^2 - 8.171e11s + 2.348e13}{s^9 + 192.6s^8 + 1.735e04s^7 + 1.559e06s^6 + 7.586e07s^5 + 3.779e09s^4 + 1.071e11s^3 + 2.819e12s^2 + 3.82e13s + 3.701e14}$$

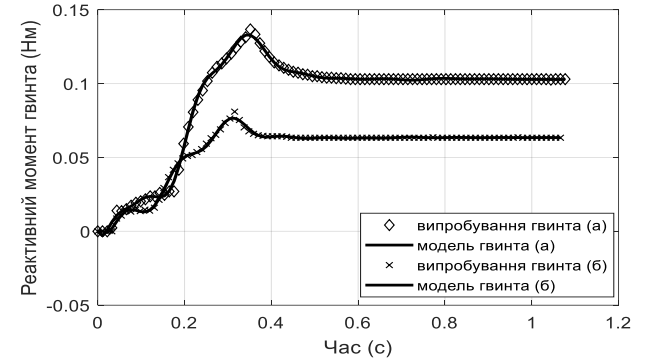


Рис. 4. Перехідна характеристика реактивного моменту силової установки

Використовуючи діаграму «bode» побудовано амплітудно-фазочастотні характеристики силової установки (рис. 6).

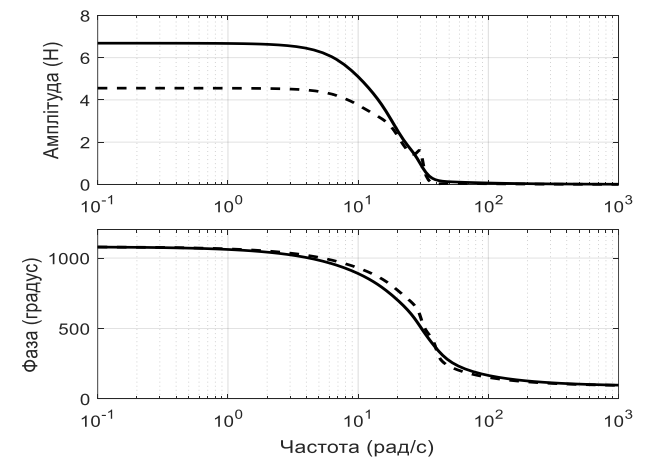


Рис. 5. Амплітудно-фазочастотні характеристики тяги силової установки

## IV. ВИСНОВКИ

Розроблено методологію дослідження динамічних характеристик силових установок БПЛА. На основі експериментальних даних отримано математичну модель та визначено динамічні характеристики.

Отримані динамічні характеристики силової установки дозволяють вирішувати наступні задачі: розробка систем автоматичного керування БПЛА, узгодження характеристик силової установки та планера носія.

### Список використаних джерел

- [1] Шерякова А.А., Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. Управление ВРД - М.:Машиностроение, 1976. – 344 с.
- [2] Денисова Е.В., Черникова М.А. Новый подход к проектированию систем автоматического управления силовыми установками беспилотных летательных аппаратов, Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. – 2016. – № 12-1. – С. 13-18;

# Защита беспилотного самолета от сваливания на больших углах атаки

Сюе Цзисюань

Научный руководитель: Ударцев Е.П.  
Кафедра аэродинамики и безопасности полетов,  
Факультет: НН АКИ,  
Национальный авиационный университет,  
Киев, Украина  
[Xuezixuan1006@gmail.com](mailto:Xuezixuan1006@gmail.com)

*Аннотация - повышение уровня безопасности полетов БПЛА, а также устойчивости и управляемость является актуальной задачей. Эти задачи решаются использованием вихреактивных органов управления, а также использованием нетрадиционных вихреактивных поверхностей.*

**Ключевые слова – вихри, пластинчатый турбулизатор, большой угол атаки, носовые объемные вихребразователи.**

## I. Постановка проблемы

Актуальная проблема изучения аэродинамических характеристик в закритической области изменения углов атаки, начиная с критического угла атаки вплоть до глобально вихревого отрыва потока. Наиболее эффективно на летно-технических характеристиках оказывает влияние носовых вихребразователей. Они могут использоваться для улучшения обтекания крыла БПЛА и органов управления. Нами поставлена задача улучшения управляемости модели БПЛА в части повышения устойчивости и управляемости с помощью вихреактивного крыла, создающего боковую силу с приложения боковой силы в центре тяжести. Это создаст новый класс управляемых вихреактивных поверхностей.

## II. Основная часть

В полете за крылом на больших углах атаки образуются крупные поперечные вихри. По мере продвижения вперед крыло закручивает все новые массы воздуха. В результате растет кинетическая энергия всей массы воздуха, закрученная крылом. Кинетическая энергия увеличивается за счет работы, которая осуществляется силой, действующей на воздух со стороны крыла. При этом возникает равная ей, но противоположно

направленная сила реакции воздуха на крыло. Эту силу называют вихревым сопротивлением. С помощью вихрегенераторов на передней кромки крыла, мы создаем продольные вихри, которые уничтожают поперечные вихри.

Мы исследовали современные средства борьбы с поперечными вихрями и носовые объемные образователи вихрей.

В ходе изучения было решено добавить поворотное крыло, создающее боковую силу

## III. ВЫВОДЫ

Предложенная новая компоновка управляющих вихреактивных поверхностей для создания боковой силы, что обеспечивает повышение маневренности БПЛА в пространстве, что будет защищать от сваливания на закритических углах атаки и уменьшать угол рыскания при боковом ветре.

### Список використаних джерел

- [1] Ударцев Е.П. «Аэродинамична компоновка БПЛА вертикального зльоту з вихороактивними рульовими поверхнями», 2016.
- [2] Ударцев Е.П., Агеев С.Е., Алексеенко С.И., Ударцева Т.Е «Факторы эффективности и безопасности полетов воздушных судов», 2016.
- [3] Е.П. Ударцев, А.М. Переверзев, С.А. Ищенко. «Эксплуатационная аэродинамика», 1998.
- [4] В.М. Ильюшко, М.М. Митрахович, А.В. Самков, В.И. Силков, О.В. Соловьев, В.И. Стрельников, «БПЛА. Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик», 2009

