

## ЗАСТОСУВАННЯ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ ТЕХНОЛОГІЙ ОБРОБКИ ПРОЕКТНИХ ДАНИХ ПРИ АВТОМАТИЗАЦІЇ ОЦІНКИ ОГЛЯДУ З КАБІНИ ЕКІПАЖУ ЛІТАКА

Абрамов Є.Ю., Деркач Г.В.

Інститут кібернетики ім. Глушкова, Україна

### **Вступ**

На сьогоднішній день проектування літака проходить ряд етапів, починаючи від технічного завдання на цей виріб і закінчуючи випуском технічної документації[1]. На ранніх етапах проектування створюється теоретичний обвід всього літака - МГ (майстер геометрія). Однією з задач МГ є проектування форми ліхтаря, яка повинна відповідати багатьом критеріям, зокрема дозволяти здійснювати огляд з кабіни екіпажу літака.

Проведення оцінки огляду з кабіни екіпажу літака відбувається на всіх етапах проектування. Проведення огляду вимагає великої кількості розрахунків з різною ступінню точності. На етапі ескізного і технічного проєктів, проводиться перевірка відповідності параметрів огляду вимогам нормативно технічної документації.

### **Огляд з кабіни екіпажу літака**

На сьогоднішній день проведення розрахунків по оцінці огляду здійснюється засобами CAD систем в середовищі віртуального макету літака. Для проведення приблизного аналізу доцільно використовувати віртуальні манекени людини, які встановлені у кріслах льотчиків у віртуальному макеті літака. Проте даний підхід дозволяє лише візуально проаналізувати положення льотчика в кабіні екіпажу, і не може бути представлений при проведенні експертизи.

Існує три НТД, які регламентують вимоги до огляду: це ATA100 і FAR25, JAR25. Так [2] для ATA100 встановлює вимоги до розмірів кабіни екіпажу, положення льотчиків на їх робочому місці, а також огляду з кабіни екіпажу. Даний НТД передбачає, що положення льотчика на його робочому місці повинне забезпечувати йому зручну позу в кріслі щодо лінії візування, умовної точки, положення очей льотчика при зльоті і посадці  $C_1$ , та при крейсерському режимі  $C_2$  польоту Рис.1.

При цьому за основну точку розрахунку береться точка S крісла в середньому положенні сидіння, до лінії візування повинно бути 770мм. Огляд з кабіни повинен бути таким, щоб льотчик мав можливість бачити необхідний зонішньокабінний простір протягом будь-якого етапу польоту літака. Кути реального огляду з кабіни при горизонтальному положенні впродовж осі літака, повинні відповідати діаграмі, приведений на Рис.2.

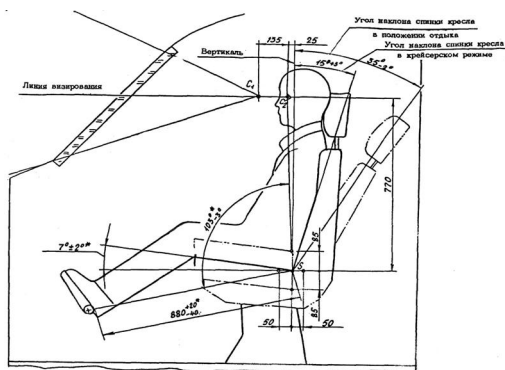


Рис. 1. Положення льотчика в кабіні екіпажа згідно АТА 100

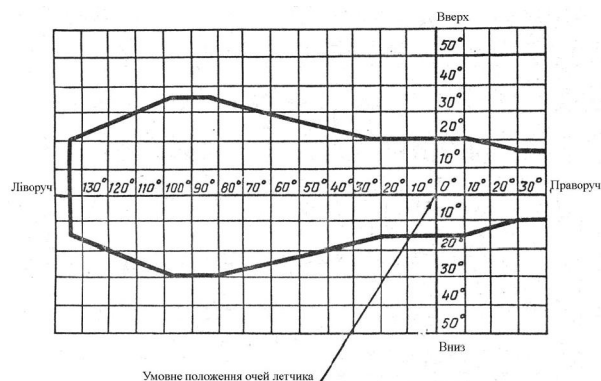


Рис. 2. Діаграма огляду за АТА 100

Побудова діаграми огляду при переміщенні тулуба і голови льотчика, а також побудова граничної траєкторії візирної крапки ведеться згідно з [3] Рис.3. Кути огляду щодо подовжньої осі літака зміряні в горизонтальній і вертикальній площинах, що проходять через умовне положення очей лівого льотчика в точці С<sub>1</sub>, Рис. 2 (для правого льотчика - відображений вигляд).

FAR 25.771 встановлює набір вимог по огляду льотчиків з кабіни екіпажа літаків. Діаграма огляду для лівого льотчика представлена на Рис.4 [4]. При цьому положення льотчика в кабіні екіпажа літака регламентується згідно пунктам 25.773 і 25.777 [4]. Огляд з кабіни здійснюється двома очима з поворотом голови.

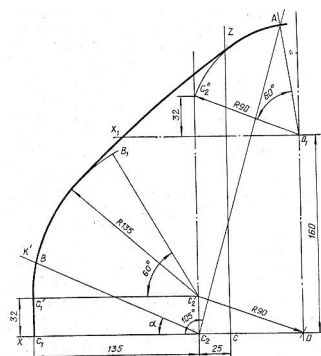


Рис. 3. Гранична траєкторія візирної  
крапки

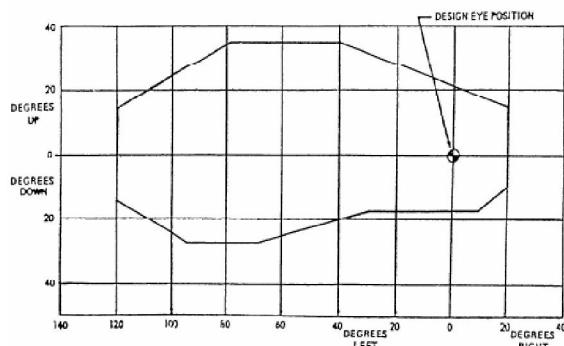


Рис. 4. Діаграма огляду з кабіни згідно FAR 25

## Постановка завдання

Для аналізу візуальної працездатності з кабіни екіпажу літака запропоновано побудувати автоматизовану систему на основі використання стандартів ATA100, FAR25 і JAR25.

Дана система дозволить проводити:

1. Своєчасну і оперативну оцінку огляду з кабіни екіпажа літака на попередніх, ескізних і технічних етапах проектування.
2. Оцінку візуальної працездатності з кабіни екіпажа літака, для лівого і правого ока, а також отримувати узагальнені дані для 2-х очей.

3. Оцінку візуальної працездатності з кабіни екіпажа літака, для лівого і правого льотчика, а також отримувати узагальнені дані для кабіни екіпажа з двома льотчиками.

4. Оцінку з потрібною точністю:

- маніпулюючи положенням льотчика в кабіні екіпажа
- маніпулюючи значенням кута відхилення при оцінці огляду.

5. Оцінку огляду за вимогою стандартів ATA100, FAR25 і JAR25.

Результат роботи автоматизованої системи повинен бути представлений у вигляді діаграми огляду згідно з вимогам НТД [2-5].

### **Побудова системи**

Для роботи була вибрана система CAD/CAM/CAE Catia V5, як одна з сучасних систем вищого рівня, що дозволяє вирішувати широкий спектр завдань моделювання. Для програмування була вибрана мова Visual Basic, що дозволяє обробляти структуру дерева проекту Catia.

### **Методика побудови для АТА**

Ідея методу полягає в тому, що у віртуальному макеті літака задаєть положення т. S, відносно якої визначається положення т. C<sub>1</sub>, C<sub>2</sub> згідно [5]. В площині, що проходить через т. C<sub>1</sub> паралельно площині XZ літака, будується гранична лінія візування C<sub>1</sub>A, при цьому для лівого льотчика напрям побудови вибирається в позитивній чверті осі Z, для правого - в негативній (розрахунки ведуться в системі координат літака). Потім з точки C<sub>2</sub> з потрібною точністю, що знаходяться в площині кривої C<sub>1</sub>A, від т. C<sub>1</sub> до т. A. За допомогою побудованих ліній будується площини перпендикулярні площині кривої C<sub>1</sub>A. Побудованими площинами розсікають компоненти фюзеляжу, результати перетину аналізують з метою пошуку мінімального значення кута огляду. На підставі отриманих значень кутів будується діаграми огляду для даного макету літака та порівнюються з теоретичною діаграмою, а результат зберігається в файлі CATDrawing.

### **Методика побудови для FAR и JAR**

Ідея даного методу схожа з ідеєю попереднього, відрізняється тільки положенням лінії візування і формою лінії очей і методом розрахунку, проте алгоритм при цьому буде таким же самим, як і для АТА.

Приведемо алгоритм Рис.6 и математичний опис побудови автоматизованої системи оцінки огляду з кабіни екіпажа літака.

1. початок програми
2. вибір проекту для розрахунку,
3. вибір методу розрахунку,
4. перехід до тіла алгоритму за FAR
5. введення даних для розрахунку:

$f_{FAR}(S, P, \alpha)$  – функція трьох змінних для розрахунку за АТА:

S- координати т. S (X<sub>S</sub>, Y<sub>S</sub>, Z<sub>S</sub>),

Р- параметр вибору льотчика(лівий льотчик, правий, обидва) та огляд з якого ока аналізуються(ліве око, праве око, обидва),

$\alpha$  - значення кута, через який потрібно робити перетини.

Також використовуються:

$C_2$  - координати т.  $C_2$ , де:

$$C_2(X_{C2}, Y_{C2}, Z_{C2}) = (X_S - 25\text{мм}, Y_S + 770\text{мм}, Z_S). \quad (1)$$

$C_1$  - координати т.  $C_1$ , де:

$$C_1(X_{C1}, Y_{C1}, Z_{C1}) = (X_{C2}, -135\text{мм}, Y_{C2}, Z_{C2}). \quad (2)$$

6. виконується побудова перетинів, де:  $m$ - кількість перетинів ( $0^\circ, \alpha, 2\alpha, \dots, k\alpha, 105^\circ$ ) [5], де:

$$k = 105 / \alpha - 1. \quad (3)$$

7. цикл для параметру Р.

8. цикл значень  $m$ ,

9. побудова лінії  $L_j$  - головна лінія

перетину для  $j$ -го перетину,  $(X_{LH}, X_{LK}; Y_L; Z_{LH}, Z_{LH})$ ,

завдяки тому, що лінія  $L_j$  лежить в площині паралельній площині XZ, тому:

$$Y_{LH} = Y_{LK} = Y_L. \quad (4)$$

10.цикл для  $n_j$ , де:  $n_j$ - кількості елементів у  $j$ - му перетині  $i \in (1..n_j)$ .

11. пошук мінімуму між  $L_j$  та  $l_i$ , де  $l_i$  - це  $i$ -та крива,

$$l_{i \min}(X_{li}, Y_{li}, Z_{li}) = \min(L_j, l_i). \quad (5)$$

12. цикл пошуку кривої  $l_i$ , над  $L_j$   $l_{i \min} \in m_{up}$ , якщо,  $Y_{li} \geq Y_{C2}$ , в іншому випадку  $l_{i \min} \in m_{down}$ ,

13. структура алгоритму для значень  $l_{i \min} \in m_{down}$ , яка аналогічна алгоритму після 12-го елементу.

14. запам'ятовування параметрів для  $l_{i \min}$ ,

15. цикл пошуку мінімального значення

$$f_{\min Up}(X_{up}, Y_{up}, Z_{up}) = \min(m_{up}), \quad (6)$$

16. запам'ятовування параметрів для  $f_{\min Up}$  і  $l_{i \min}$ .

17. побудова мінімального кута, та пошук діапазону значень в цьому куті:

$$\alpha_{up} = \arctg \left( \frac{Y_{up} - Y_L}{(X_{C2} - X_{up})^2 + (Z_{C2} - Z_{up})^2} \right), \quad (7)$$

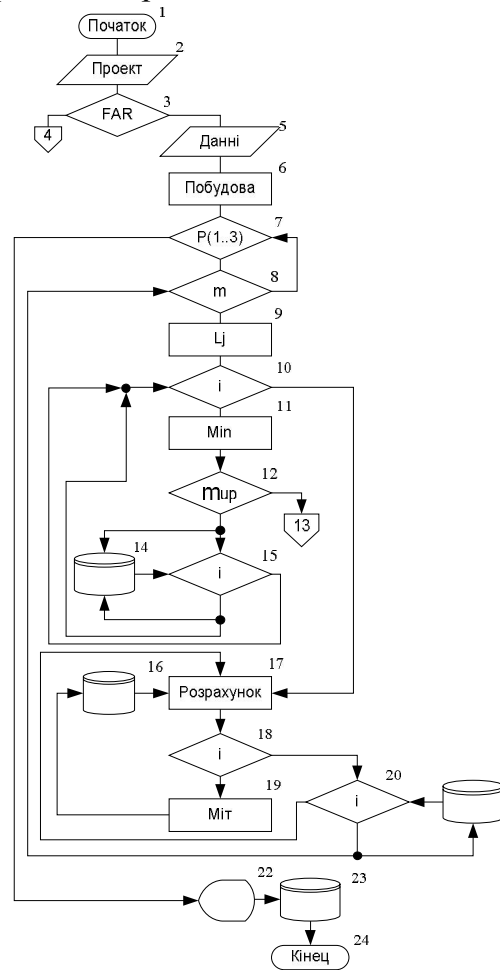


Рис.5. Алгоритм програми

$$f_{intUp}(X_{C2}...0, Y_{C2}, Z_{C2}... \frac{tg\beta \cdot X_{C2}}{Z_{C2}}), \quad (8)$$

де :  $\beta$  - кут між j-й лінією перетину та лінією  $L_j$ .

18. цикл перевірки наявності значень  $l_{imin}$  в  $f_{intUp}$  якщо:  $f_{intUp} \cup m_{up} \neq 1$ , то  
цикл повторюється, якщо ж значень не має то  $\alpha_{up}$  шуканий.
19. пошук мінімального значення для діапазону  $f_{intUp}$
20. цикл для аналізу перевірки  $l_{imin}$ , які потрапили в діапазону  $f_{intUp}$ .
21. запис параметрів для  $\alpha_{up}$ ,  $f_{intUp}$ .
22. відображення побудованих параметрів кутів.
23. збереження даних
24. закінчення програми.

### Аналіз проектних даних

Дані в середовищі САТІА представлені у вигляді дерева, приклад розташування елементів приведено на рисунку 7[6]. При обробці даних проекту САТІА з'ясувалося, що інформація о параметрах моделей, що передається із середовища САТІА в інші програмні продукти, є неповною і значно відрізняється для різних проектів.

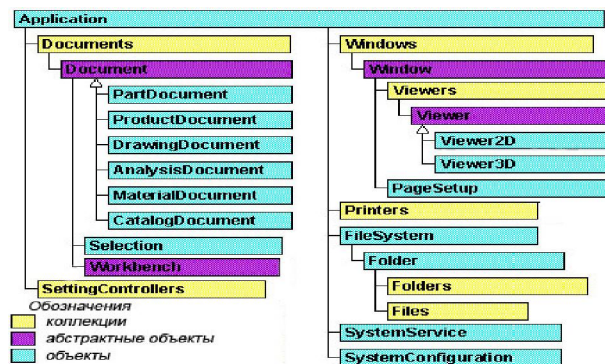


Рис.6. Представлення даних в середовищі САТІА

Все вище перераховане вносить труднощі в процес автоматизації обробки проектної інформації, а проведення обробки інформації користувачем без застосування технічних засобів не можливо у зв'язку з великим обсягом даних проекту. Тому була розроблена підсистема аналізу структури проекту в середовищі САТІА. Інформація, що передається із середовища САТІА, представляється у вигляді дерева. Його коренем є об'єкт САТІА, далі слідують всі проектні дані і внутрішні дані середовища САТІА. Схема структури проекту САТІА являється основою для роботи системи і представлена у вигляді набору об'єктів і зв'язків між ними. Частина цієї структури представлена на Рис 8.

Завдяки цій схемі програма отримує інформацію про порядок обробки вузлів дерева. Підсистема аналізу структури проекту САТІА досліджує все дерево в цілому, і користуючись набором правил і загальною схемою можливого розташування елементів дерева, на основі даних конкретного

проекту, буде своє дерево. В цьому дереві параметри і посилання прив'язуються до конкретного елементу структури проекту, решта даних аналізується, відбирається інформація, що стосується безпосередньо до проекту, дані представляються у вигляді впорядкованої структури.

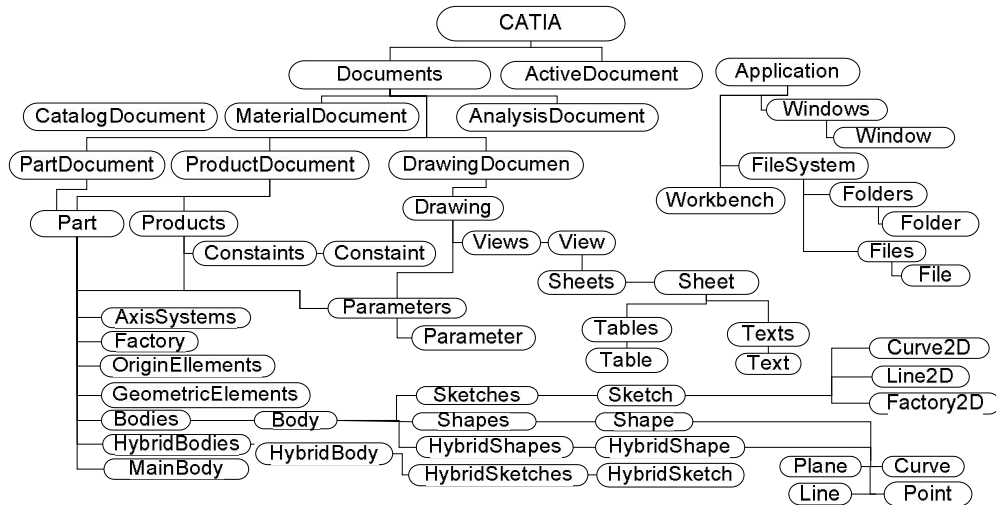


Рис.7. Структура проекту в середовищі CATIA

При аналізі структури проекту в CATIA і побудові нового дерева враховуються наступні правила. Аналіз починається з кореня дерева. Коренем дерева є вузол CATIA. Під час аналізу вузла і визначенні його класу враховується його структура і положення в дереві проекту.

Побудова нового дерева починається з аналізу документів, що містять головний проект, далі проводиться ітеративний аналіз всіх проектів, що входять в головний проект.

Вузол документ є екземпляром одного з відокремлених класів (Analysis Document –  $D_a$ , Catalog Document –  $D_c$ , Drawing Document –  $D_d$ , Functional Document –  $D_f$ , Manufacturing Document –  $D_{mn}$ , Material Document –  $D_{mt}$ , Part Document  $D_{pt}$ , Product Document –  $D_{pd}$ ).

Об'єднанням цих класів є сам абстрактний клас Document:

$$D = D_a \cup D_c \cup D_d \cup D_f \cup D_{mn} \cup D_{mt} \cup D_{pt} \cup D_{pd}. \quad (9)$$

Аналізуючи зв'язки документа з іншими вузлами можна визначити його клас. Цим зв'язкам у моделі структури проекту CATIA відповідає властивість «має документ» –  $p$ , тобто:

$$d \in D \leftarrow \langle d, e_i \rangle \in p, e_i \in C_i, i = 1..8, \quad (10)$$

де:  $C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6, C_7, C_8$ - відповідно класи Analysis, Catalogue, Drawing, Functional Element, Manufacturing, Material, Part, Product [10].

Після визначення типу робочого документа проводиться аналіз його структури. Місцеположення елемента у новому дереві даних проекту CATIA залежить від його класу і класів всіх його батьків.

Таким чином, для вузлів першого рівня дерева:

$$c(p+1) = func(n(p+1), c(p), n(p), N, M). \quad (11)$$

Для вузлів другого і більш за рівень:

$$c(p+1) = func(n(p+1), c(p), n(p), n(p-1), c(p-1), N, M), \quad (12)$$

де:  $c(p+1)$  – клас визначуваного вузла,  $n(p+1)$  – ім'я визначуваного вузла,  $c(p)$ ,  $c(p-1)$  – класи батьківських вузлів,  $n(p)$ ,  $n(p-1)$  імена батьківських вузлів,  $N$  – безліч імен вузлів, що входять в заданий вузол,  $M$  – безліч значень вузлів що входять у вузол.

При аналізі структури проекту САТІА, враховуються перехресні посилання між вузлами, які показують один на одного, тобто виконуються умови:

$$n(p-1) = n(p+1), C(p-1) = C(p+1), N = N^*, \quad (13)$$

де:  $N$  – безліч імен дочірніх вузлів досліджуваного вузла,  $N^*$  – множина імен дочірніх вузлів для вузла, що містить вузол-батько досліджуваного вузла.

При обході дерева проекту САТІА використовується алгоритм обходу заширшки. При аналізі структури вузла і визначенні його класу і місця в новій структурі використовується алгоритм пошуку в глибину з ітеративним поглибленням. При аналізі структури дерева відсікаються порожні вузли:  $m(p+1) = 0$  і вузли, що не містять корисної інформації, кінцеві дочірні вузли яких порожні  $m(p+1) \neq 0$ ,  $M = 0$ ; де  $m(p+1)$  – значення досліджуваного вузла. Отримане дерево аналізується з метою визначення суперечностей.

Таким чином, завдяки системі аналізу дерева проекту стає можливим автоматичне перетворення дерева САТІА на структуру в якій відсутня зайва інформація, спрощена структура проекту, відкинуті перехресні посилання.

## Висновок

Запропонована в статті автоматизована система по оцінку огляду з кабіни екіпажа літака дозволить оперативно проводити аналіз огляду з кабіни екіпажа літака на попередніх, ескізних, технічних етапах проектування, результати роботи будуть представлені в необхідному форматі і відповідатимуть НТД.

## Література

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/Под ред С.М. Егеря – 3-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983.- 616с.
2. ОСТ 1 02721-91 Кабина самолета с двумя летчиками Общие требования
3. ОСТ 1 00444-81 Самолеты и Вертолеты методика оценки обзора из кабины.
4. AC 25.773-1 Pilot compartment view design consideration 1/8/93
5. ОСТ 1 02573-86 Кабина самолета с двумя летчиками Размещение рабочих мест членов экипажа в кабине.
6. Справочные данные по системе САТІА V5.

## ВЛИЯНИЕ ЭФФЕКТОВ СТАТИЧЕСКОЙ АЭРОУПРУГОСТИ НА ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО СТРЕЛОВИДНОМУ КРЫЛУ УПРУГОГО САМОЛЕТА

Бондарь Ю. И.

Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»

### Введение

С увеличением скорости и размеров самолета большее влияние на его аэродинамические характеристики оказывает деформация конструкции самого самолета. Конструкция самолета деформируется, изменяются его геометрические параметры, что приводит к перераспределению аэродинамических нагрузок. Эта взаимосвязь деформации конструкции с внешними нагрузками определяет явления статической аэроупругости (СА) [1], которые могут привести к снижению или увеличению аэродинамических нагрузок и их перераспределению вдоль размаха стреловидного крыла большого удлинения ( $\lambda \geq 8$ ).

### Постановка задачи

Необходимо разработать и применить методику учета перераспределения аэродинамической нагрузки вдоль стреловидного крыла упругого самолета на основе аэродинамических характеристик (АХ) полученных при испытаниях жесткой дренированной модели самолета в аэродинамической трубе.

### Объект и задачи исследований

Для аналитического исследования проблем СА необходимо иметь математическую модель объекта (ММО). Модель должна правильно отражать основные свойства исходной реальной системы и быть достаточно простой для исследования. Основным способом получения ММО является способ приведения реальной системы с бесконечным числом степеней свободы, описываемой дифференциальными уравнениями в частных производных, к эквивалентной системе с ограниченным числом степеней свободы, движение которой может быть представлено конечным числом обыкновенных дифференциальных

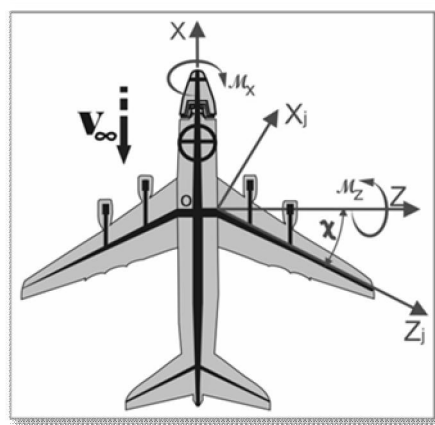


Рис. 1. Расчетная схема ЛА

уравнений.

При учете влияния эффектов СА расчетная схема самолета с несущей поверхностью большого удлинения ( $\lambda \geq 8$ ) может быть представлена системой перекрестных балок нагруженных распределенной и сосредоточенной нагрузками, которые работают на изгиб и кручение (рис.1). Эта схема предполагает непрерывное или дискретное распределением масс и жесткостей конструкции.

### Методика проведения исследований

Методика учета перераспределения аэродинамической нагрузки основана на принципе независимости действий сил и деформаций и имеет допущения:

- поворот сечений крыла происходит в перпендикулярной плоскости вокруг оси жесткости  $OZ_j$ ;
- изгиб крыла происходит в вертикальной плоскости, перпендикулярной плоскости кручения, и проходящей через ось жесткости  $OZ_j$ ;
- крыло рассматривается как консольная балка с жесткой заделкой по бортовой нервюре;
- при кручении и изгибе сечения профилей крыла не деформируются и их АХ соответствуют сечениям, параллельным вектору скорости полета  $V_\infty$ ;
- распределенная нагрузка в пределах одного сечения постоянна по ширине .

Алгоритм определения распределенных нагрузок по поверхности дренированной модели самолета начинается с вычисления давление по показаниям датчиков в соответствующих дренажных точках [2].

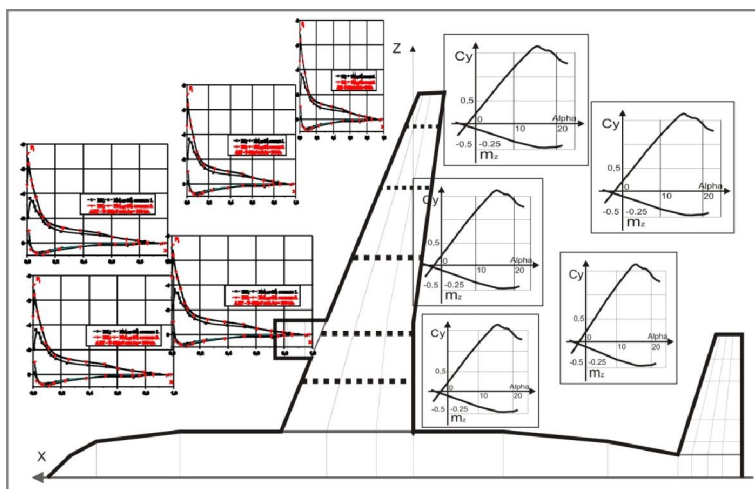


Рис. 2. Схема дренажной модели

По значениям относительных давлений  $\bar{P}$ , полученным в АДТ как функцию угла атаки (рис.2) для жесткой модели, определяются значения

коэффициентов нормальной  $c_{N_p}$  и продольной  $c_{R_p}$  составляющих аэродинамической силы, коэффициент продольного момента  $m_{z_p}$  и относительное положение центра давления  $\bar{x}_d$ :

$$c_{N_p} = \int \bar{P}(\bar{x}) d\bar{x}; \quad c_{R_p} = \int \bar{P}(\bar{y}) d\bar{y};$$

$$m_{z_p} = \int \bar{P}(\bar{x}) \bar{x} d\bar{x}; \quad \bar{x}_d = -\frac{m_{z_p}}{c_{N_p}}$$

Влияние деформаций на изменения аэродинамических характеристики учитываются с помощью аэродинамических производных. Основные изменения нагрузок вдоль размаха несущих поверхностей при изгибно-крутильных деформациях связаны с приращением местных углов атаки когда, соответственно возникают дополнительные аэродинамические силы (рис. 3):

$$c_y(z) = c_{y_0}(z) + c_y^{\alpha}(z)(\varphi \cos \chi + \Delta \varphi)$$

где  $c_{y_0}(z)$  – значение коэффициента подъемной силы в поточных сечениях по размаху крыла для угла атаки  $\alpha_0$ ,

$c_y^{\alpha}(z)$  – значения производной коэффициента подъемной силы в поточных сечениях по размаху крыла,

$\varphi$  – упругие угловые деформации от  $M_{xj}$  в системе оси жесткости ;

$\Delta \varphi$  – угловое приращение от  $M_{xj}$  в поточной системе.

Деформации конструкции определяются по известным выражениям методом итераций:

$$\frac{d^2 y}{dz^2} = \frac{M_{xj}}{EI}; \quad \frac{d\varphi}{dz} = \frac{M_{zj}}{GI_p},$$

где  $EI$  – жесткость крыла на изгиб,

$GI_p$  – жесткость крыла на кручение.

Численные методы расчета упругих деформаций предполагают известными значения упругих характеристик исследуемой конструкции.

Значения  $M_{xj}$  и  $M_{zj}$  вычисляются обычным образом по значениям распределенных аэродинамических и массовых нагрузок, с учетом сосредоточенных масс конструкции и оборудования. Процесс расчета заканчивается, когда происходит уравнивание внешней нагрузки нагрузками от упругих деформаций. В данном методе задается точность уравнивания нагрузок.

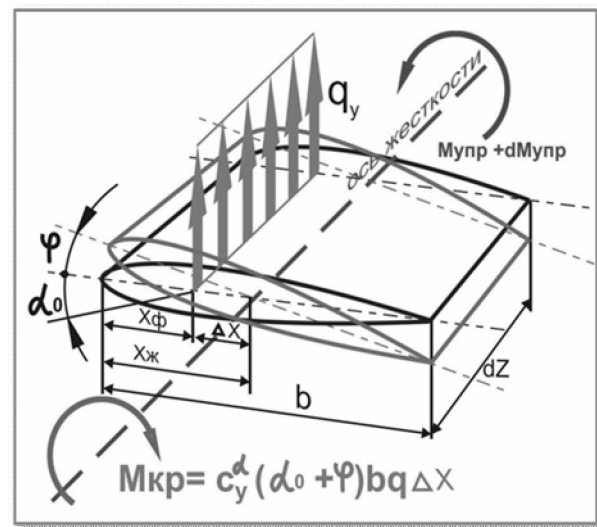


Рис. 3. Схема сил и моментов

При изгибе стреловидного крыла местные углы атаки в направлении набегающего потока уменьшается (рис.4). Если направленная вверх сила  $Q_y$  прикладывается к оси жесткости крыла, то точки А и В переместятся приблизительно на одинаковые расстояния, которые будут больше расстояния, на которое переместится точка С.

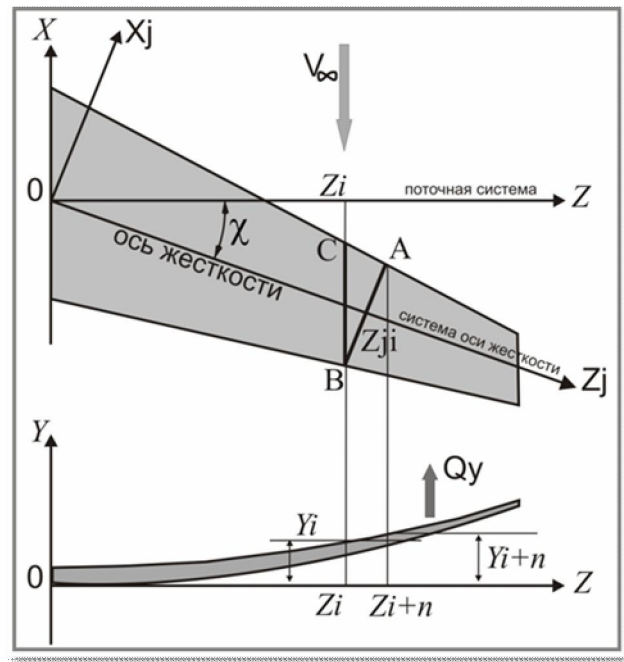


Рис. 4. Деформация стреловидного крыла

Поэтому угол атаки сечения ВС, расположенного в плоскости набегающего потока, будет меньше и появится отрицательное приращение подъемной силы. Эта отрицательная подъемная сила оказывает стабилизирующее влияние, так как стремится уменьшить подъемную силу, возникающую от закручивания элемента ВС, при котором его носок перемещается вверх. В результате этого изгиб стреловидного крыла со стреловидностью назад ведет к смещению центра давления аэродинамической нагрузки к корневому сечению крыла.

При изгибе стреловидного крыла сечения, параллельные вектору  $V_\infty$ , совершают линейные и угловые перемещения. При этом связь между деформацией изгиба крыла и поворотом поточного сечения определяется так:

$$\Delta\varphi = \tan \chi \sum_{i=1}^m \frac{y_{i+n} - y_i}{z_{i+n} - z_i}, \quad y_i = \frac{M_{xji} z_i^2}{4EJ},$$

где  $\chi$  - угол между осью жесткости крыла и осью  $Z$  самолета;

$M_{xji}$  - изгибающий момент в системе оси жесткости;

$z_i$  - расстояние от сечения до бортовой нервюры крыла вдоль оси жесткости;

$EJ$  - жесткость крыла на изгиб.

Методическим результатом являются распределенные аэродинамической нагрузки в виде относительной циркуляций и центров давления вдоль размах крыла (рис.6)

$$\overline{\Gamma}_e(z) = \frac{c_y(z)b(z)}{c_{y,kr} \bar{b}_{ср}},$$

где  $c_y(z)$  - коэффициент подъемной силы в сечении крыла,  $b(z)$  - хорда сечения;

$c_{y,kr}$  - интегральная величина коэффициента подъемной силы крыла,

$B_{cp}$  – средняя хорда крыла.

На рис.5 изображены распределения относительных циркуляций жесткого крыла -  $\bar{\Gamma}_s$ , приращения обусловленные упругими деформациями -  $\Delta\bar{\Gamma}_s$ , и распределение циркуляции-  $\bar{\Gamma}_e$ , полученной с учетом эффектов СА.

Решая задачи СА в процессе проектирования ЛА правильность расчета перераспределения нагрузок, подтверждается в летном эксперименте, или при проведении эксперимента в аэродинамической трубе, на дренажных моделях имеющих на крыле расчетные деформации.

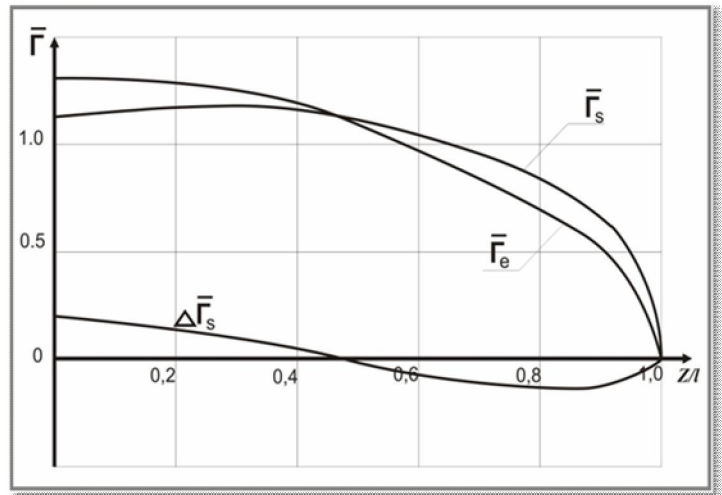


Рис. 5. Распределение циркуляции для стреловидного скрыла

### Сравнение с летным экспериментом

Летный эксперимент (ЛЭ), как критерий истинности РД и ЭД, в свою очередь является задачей обработки статистических параметров эксплуатации самолета в количестве  $N$  полетов и записей самописцев самолета в количестве  $M$  часов.

На рис. 6 показано сравнение расчетного изгибающих момента и расшифровки осциллографических записей изгибающих моментов, в четырех сечениях крыла, для определенного сочетания массы самолета и массы топлива в крыле при испытании на предельном режиме с перегрузкой  $n_y = 2,5$  и максимальной скоростью, измеренных при выполнении трех маневров [3].

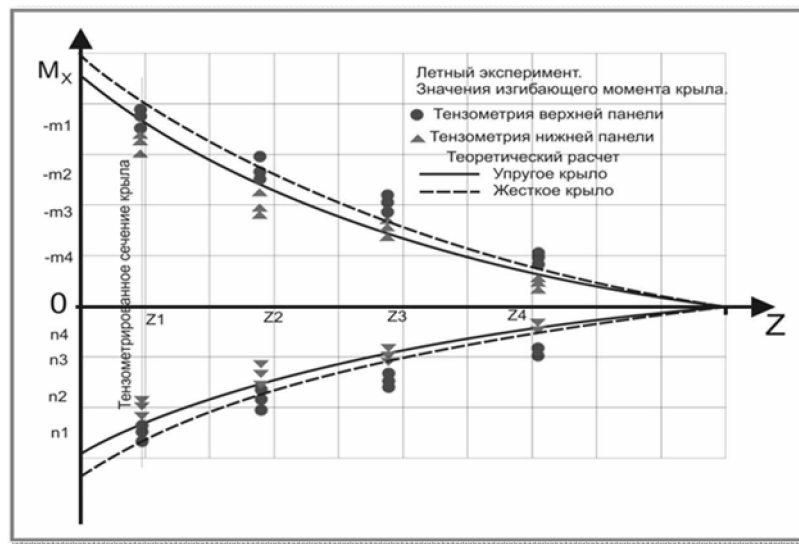


Рис. 6. Сравнение момента  $M_x$  в 4-х сечениях по размаху крыла, по данным тензометрии, расчета жесткого и упругого крыла

Решение о сходимости результатов ЛЭ и РД принимаются на основании статистической обработки записей бортовых самописцев по осредненным данным для большого количества полетов данного типа самолета. Большое значение имеет точность проведения летного эксперимента. Здесь есть свои особенности, но принято считать, что это последний критерий в оценке правильности выбора внешних нагрузок на несущие поверхности проектируемого изделия.

## Выводы

Методика расчета нагруженности крыла с учетом эффектов статической аэроупругости в рамках линейной теории позволяет получить результаты степень достоверности которых подтверждается летным экспериментом.

## Список литературы

1. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х. и Халфмен Р.Л. Аэроупругость. - Издательство иностранной литературы. Москва, 1958, с.9-72.
2. Зинченко В.П. Исследование характеристик информационно-измерительной системы распределения давления // Вестник НТУУ "КПИ": Машиностроение, 2000. - Вып. № 39. - С. 313 – 321.
3. Никитин В.М, Демчук С.П., Бондарь Ю.И. Летные испытания изделия «400». Подтверждение прочности крыла. К.: АНТК им. О.К.Антонова, 1989г, Инв.№ 431.

## ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНТЕРЬЕРА ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ТРАВМОБЕЗОПАСНОСТИ ПО КРИТЕРИЮ НІС

Воропаев С.А., Мерзлюк В.В., Филь С.А.

Государственное предприятие «Антонов», Украина

Современный самолет должен соответствовать целому ряду часто взаимоисключающих требований по обеспечению минимальной стоимости перевозки пассажиров, низких эксплуатационных расходов с одновременным выполнением требований обеспечения комфорта пассажиров и их безопасность [1-2]. Это достигается прежде всего за счет разработки и внедрения новых типов кресел, так как от их прочности и надежности зависит безопасность и жизнь членов экипажа и пассажиров в экстремальных условиях. Очень важным также является оптимальное расположение кресел относительно травмоопасных элементов окружающего интерьера (приборных досок, перегородок, впередистоящих кресел и т.д.). Поэтому нормативными документами [3-5] к креслам и их расположению в кабинах самолета предъявляются повышенные требования.

Целью настоящего доклада является ознакомление специалистов с принципами проектирования кресел и элементов интерьера, а также с методами обеспечения приемлемого уровня травмобезопасности в современных самолетах.

При проектировании кресел необходимо решить сразу несколько задач. Это, во-первых, - обеспечение необходимых геометрических параметров кресла, обусловленных поперечным сечением пассажирской кабины, или кабины пилотов; во-вторых, - обеспечение прочностных характеристик конструкции кресла, а в-третьих - обеспечение характеристик безопасности (обеспечение непревышения номируемых усилий в плечевых ремнях, нагрузок на позвоночник и бедра, сохранение положения плечевых и поясных ремней на плечах и тазе человека).

Реально процесс создания нового кресла проходит в несколько этапов:

- разработка конструкции кресел, обеспечивающей необходимые геометрические параметры, статическую и динамическую прочность, а также выполнение требований травмобезопасности;
- экспериментальная отработка степени комфортности размещения пассажиров и членов экипажа;
- экспериментальная проверка статической прочности кресла;
- экспериментальная проверка динамической прочности и параметров травмобезопасности кресла;
- экспериментальная проверка применяемых материалов на пожарную

безопасность и токсичность;

- получение одобрительных документов на применение данного типа кресел на образцах авиационной техники.

Более детальную информацию об основных задачах и принципах проектирования кресел можно найти в работе [6].

При проектировании кабины пилотов самолета обеспечение травмобезопасности пилота также является одной из основных задач. Безопасность пилота обеспечивается прочностью (статической и динамической) кресла пилотов и конструкции фюзеляжа в зоне его установки, а также таким расположением кресла по отношению к оборудованию и элементам интерьера, которое обеспечивает приемлемый уровень НИС.

Для оценки конструкции кресла и окружающего интерьера с точки зрения обеспечения защиты находящегося в кресле человека разработаны специальные критерии, представленные в таких регламентирующих документах, как АП-25, FAR-25, CS-25 и др.

Для оценки уровня травмобезопасности головы введен критерий НИС. Для количественной оценки критерия НИС, в соответствии с АП-25 используется формула:

$$HIC = (t_2 - t_1) \left\{ \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right\}^{2.5} \leq 1000,$$

где:

$t_1$  – начало интегрирования;  $t_2$  – конец интегрирования;

$a(t)$  – суммарное ускорение головы в процессе удара.

Как показывает практика, несмотря на применение для фиксации пилота в кресле привязной системы, состоящей из привязных поясных и плечевых ремней, траектория движения головы в случае продольно-бокового удара при аварийной посадке такова, что контакт головы с элементами приборной доски для большинства самолетов бывает неизбежен. Соответствие конструкции кресла и интерьера, вышеуказанным требованиям, должно быть показано динамическими испытаниями или расчетным анализом на основе динамических испытаний кресла сходного типа.

Поскольку динамические испытания являются очень трудоемким и дорогостоящим процессом, при проектировании новых кресел или нового интерьера для предварительной оценки желательно воспользоваться результатами (различного рода данными), полученными в ходе динамических испытаний кресла соответствующего типа.

Например, зная траекторию движения головы манекена и результаты испытаний на НИС, полученные при динамических испытаниях кресла для конкретных условий и конкретной жесткости приборной доски, можно оценить уровень травмобезопасности пилота, находящегося в том же кресле применительно к другой компоновке пилотской кабины и к другим параметрам приборной доски.

## Пилотские кресла

В данном докладе представлена методика расчетно-аналитического обоснования соответствия установки кресла в кабине пилотов пассажирского самолета требованиям Норм и Правил по критерию травмирования головы (НІС). В качестве примера рассмотрена установка пилотского кресла разработки фирмы ІРЕСО в кабине пилотов среднемагистрального пассажирского самолета.

Фирма ІРЕСО (Англия) является мировым лидером среди производителей кресел экипажа для гражданского и военного применения. За более чем 25 лет работы выпущено более 37000 кресел для 300 операторов во всем мире. Кресла этой фирмы устанавливаются в самолетах BOEING, ИЛ-96, Ту-204, Ан-148-100 и др. Кресла ІРЕСО соответствуют по динамической прочности п.п. 25.562 (а),(b),(c)(1-4, 6-8) АП-25, FAR-25, CS-25. При этом, вопрос обеспечения соответствия кресел п.п. 25.562 (а),(b),(c)(5) необходимо решать разработчикам самолета применительно к окружающей обстановке в кабине пилотов конкретного самолета.

Для проектирования приборной доски самолета, обеспечивающей травмобезопасность пилота по критерию НІС, были использованы представленные фирмой ІРЕСО результаты замеров, выполненных в ходе динамических испытаний на продольно-боковой удар. Ниже представлен путь выполнения экспериментально-аналитической оценки величины показателя травмобезопасности.

Определялась величина скорости движения головы манекена в момент удара при проведении эксперимента. Для этого параметры траектории движения головы при испытании были аппроксимированы с помощью метода наименьших квадратов. В результате аппроксимации были получены аналитические зависимости  $Y(X)$ ,  $Y(t)$ ,  $X(t)$ .

На основании аналитических зависимостей  $Y(t)$ ,  $X(t)$  путем их дифференцирования получены выражения для скорости движения головы манекена по направлениям осей  $X$  и  $Y$  и для суммарной скорости:  $V_x(t)$ ,  $V_y(t)$ ,  $V(t) = \sqrt{V_x^2(t) + V_y^2(t)}$

Графическое представление зависимостей  $V_x(t)$ ,  $V_y(t)$  и  $V(t)$  приведено на рис.1

Зависимости, выведенные указанным выше способом, позволяют определить значение скорости движения головы манекена при испытании в моменты времени, соответствующие определенному перемещению головы по координате  $X$ .

Зная расстояние от центра головы манекена до приборной доски конкретного самолета, можно аналогичным образом определить величины составляющих скорости движения головы манекена  $V_x(t)$ ,  $V_y(t)$ ,  $V(t)$  в момент удара о приборную доску.

Величина параметра НІС является функцией, зависящей от результирующего ускорения движения в центре тяжести головы манекена и

промежутка времени, на протяжении которого голова находится в соприкосновении с объектом интерьера самолета. Ускорение движения головы является производной по времени от скорости. Поэтому уменьшение скорости в момент удара, при всех прочих равных условиях, приведет к уменьшению значения НИС. Этот фактор очень важно учитывать при проектировании интерьера кабины пилотов.

Следующим важным фактором, влияющим на величину параметра НИС, является жесткость (податливость) препятствия - приборной доски (козырька приборной доски).

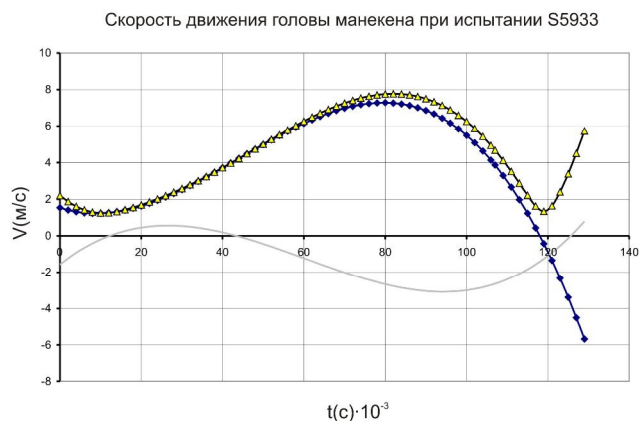


Рис. 1.

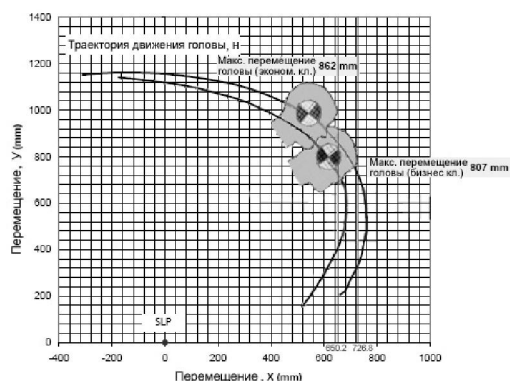


Рис. 2.

В качестве параметра, характеризующего жесткость конструкции козырька, как и в отчете FAA [2], можно принять отношение величины статической нагрузки, действующей на козырек в зоне контакта с головой манекена, к прогибу ( $k$ ) козырька, вызываемому указанной выше нагрузкой. Исследования жесткости конструкции приборных досок можно проводить с помощью MSC NASTRAN по методике, изложенной в отчете FAA [2]. Жесткость, разрабатываемой приборной доски, не должна превышать жесткости приборной доски, использованной при проведении испытаний. Если скорость удара головы манекена о приборную доску не превышает скорости, зафиксированной в эксперименте, а жесткость приборной доски не превышает жесткости приборной доски, примененной в эксперименте, то и величина параметра НИС не превысит значения, достигнутого в эксперименте.

Можно воспользоваться другим подходом для оценки величины параметра травмобезопасности. Если имеются положительные результаты испытаний на НИС для данной компоновки пилотской кабины, но для другого типа пилотских кресел, то оценку можно провести путем сравнением скорости движения головы манекена в момент контакта с приборной доской для рассматриваемых типов кресел (кресла, использованного в эксперименте, и кресла, для которого выполняется оценка травмобезопасности). Если скорость движения головы манекена, размещенного в оцениваемом кресле, в момент соударения с приборной доской не превышает скорости,

зафиксированной в эксперименте, то и величина параметра НИС не превысит значения, достигнутого в эксперименте. В противном случае необходимо проводить динамические испытания.

Следует отметить, что применение вышеуказанных подходов для оценки и обоснования соответствия требованиям нормативных документов установки конкретного кресла в конкретном интерьере кабины пилотов должно быть согласовано с Авиационными властями.

### **Пассажирские кресла**

При размещении кресел в пассажирской кабине необходимо учитывать различные факторы, основными из которых является:

- обеспечения нормированного расстояния между рядами кресел;
- приемлемое расстояние первого ряда кресел от впереди стоящей преграды.

Нормированное расстояние установки рядов кресел указывается в Инструкции по установке и эксплуатации кресел, которая предоставляется разработчиком кресел. Увеличение нормированного расстояния между рядами кресел, как и уменьшение, требует дополнительной оценки и согласования с Авиационными властями, или дополнительных испытаний.

В настоящем докладе приводится один из путей решения вопроса обеспечения приемлемой величины травмобезопасности головы по критерию НИС первого ряда пассажирских кресел на примере решения указанной проблемы при установке кресел в пассажирском салоне среднемагистрального самолета.

В соответствии с рекомендациями FAA, в том случае, когда расстояние от базовой точки кресла S до впереди стоящей преграды составляет не менее 42 дюймов (1066,8 мм) для кресел экономического и не менее 45 дюймов (1143 мм) для кресел бизнес класса, обеспечивается достаточный уровень травмобезопасности пассажиров и нет необходимости в проведении специальных динамических испытаний [7]. Однако, такое размещение пассажирских кресел не всегда приемлемо по экономическим соображениям, и кресла устанавливаются на меньшем расстоянии от впереди стоящей преграды. Впереди стоящей преградой в пассажирской кабине самолета могут быть, например, задняя стенка гардероба, перегородка, или какой-либо другой элемент конструкции интерьера.

В таком случае достаточный уровень травмобезопасности пассажиров может достигаться путем применения специальных средств (подушек безопасности, особой конструкцией элементов интерьера) и подтверждается путем проведения динамических испытаний.

Для оценки уровня травмобезопасности головы по критерию НИС для пассажирских кресел может быть применен следующий путь:

- выполняется анализ полученных в процессе динамических испытаний кресел траекторий движения головы манекена и определяются зоны возможного контакта головы манекенов 5-95 перцентилей с впереди стоящей преградой с учетом углов скольжения

$\pm 10^0$  (типовое перемещение головы манекена для пассажирских кресел приведено на рис.2);

- в случае неизбежного контакта, в соответствии с методикой, изложенной в отчетах FAA [8, 9], производится оценка влияния жесткости зон контакта впереди стоящих преград на величину параметра НИС. Определение жесткости преград можно производить с использованием конечно - элементной модели и MSC NASTRAN по аналогии с методикой, приведенной в [6, 10].

В документах [8, 9] приводятся результаты экспериментов, проведенных в лаборатории динамики удара Национального института по исследованиям в области авиации (NIAR), по изучению влияния на величину НИС таких параметров как:

- жесткость впереди стоящего препятствия;
- расстояние от кресла до препятствия;
- величина перегрузки, достигнутой в процессе удара.

В результате параметрических исследований, проведенных при помощи биодинамической модели MADYMO, были получены зависимости величины НИС от жесткости перегородки для кресел, расположенных на расстоянии 0,838 м (33 дюйма) и 0,889 м (35 дюйма) от перегородки (см. рис.3). При этом скорость головы манекена в момент удара изменялась от 12 до 15 м/с.

Определив расстояние до преграды, скорость головы в момент удара, «жесткость» преграды в зоне удара и воспользовавшись зависимостью, приведенной на рис.3, можно выполнить оценку величины НИС.

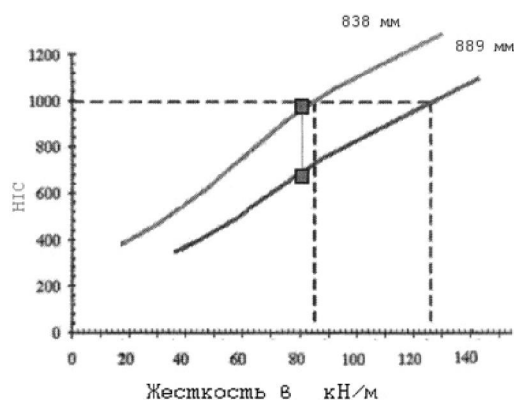


Рис. 3.



Рис. 4.

Такая оценка не заменяет испытаний на НИС, но позволит уменьшить количество проводимых испытаний.

Если окажется, что жесткость перегородки превышает, приведенную на рис.3, то необходимо предусмотреть какие-то дополнительные меры для обеспечения необходимого уровня травмобезопасности, в частности, изменение геометрии перегородки или применение мягких накладок.

Одним из путей обеспечения приемлемого уровня травмобезопасности по критерию НИС пассажира первого ряда является использование привязных

ремней с надувными системами безопасности AIRBAG (см.рис.4), разработанных фирмой Am-Safe (USA).

Система AIRBAG является комбинацией объединенных вместе стандартного двухточечного авиационного привязного ремня, рассчитанного на перегрузку 16g, и надувной системы безопасности, являющейся модификацией автомобильной надувной подушки безопасности.

Иногда для получения приемлемого результата, приходится одновременно с использованием системы AIRBAG изменять геометрию и жесткость препятствия.

На рис. 5 приведен график изменения параметров движения (ускорения) головы манекена для случая использования только системы AIRBAG и для случая применения системы AIRBAG в сочетании с изменением геометрии стенки гардероба в зоне удара.

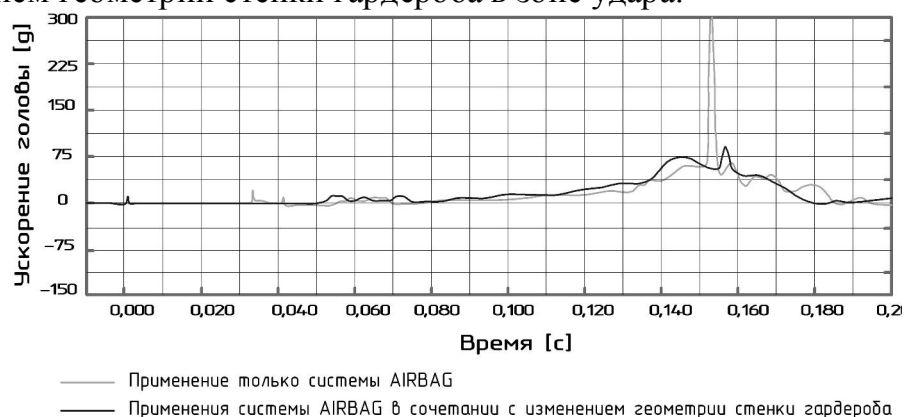


Рис. 5.

## Литература

1. Гайдачук В.Е., Филь С.А. Проблема проектирования салонов современных пассажирских самолетов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэро-космич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». - Харьков, 2004. - Вып. 38(3). - С. 32-40.

2. Филь С.А. Обзор и анализ состояния вопросов проектирования салонов пассажирских самолетов по критериям безопасности и комфорта // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». - Харьков, 2004. - Вып. 39(4). - С. 56-64.

3. Авиационный стандарт . SAE AS 8049A. -09.1997 г.

4. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. - М.: МАК, 1994. - 332 с.

5. Стандартизированные технические требования TSO C 127a.

6. Филь С.А., Воропаев С.А., Мерзлюк В.В., Полинник А.Н. Основные задачи и принципы проектирования авиационных кресел // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сборник научных трудов//ХАИ, выпуск 3(46), 2006 г.- С.124-138.

7.FAA Memorandum “Policy statement acceptance methods of compliance with 25.562(c)(5) for front row passenger seats”, ANM-115-05-14 (reported into Appendix G).

8. DOT/FAA/AR-02/98. Design and Fabrication of a Head Injury Criteria-Compliant Bulkhead.

9. DOT/FAA/AR-02/103 Parametric Study of Crashworthy Bulkhead Designs. U.S.

10. Воронаев С.А., Мерзлюк В.В., Филь С.А., Муштай М.В., Федотов В.В. Методика обоснования соответствия установки кресел пилотов пассажирского самолета критерию травмобезопасности головы (НІС) // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сборник научных трудов//ХАИ, выпуск 1(52), 2008 г.- С.73-82.

УДК 65.011.56

## МЕТОДИКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАСТЕР-ГЕОМЕТРИИ ЗАЛИЗА КРЫЛА С ФЮЗЕЛЯЖЕМ САМОЛЕТА В СРЕДЕ CAD-СИСТЕМЫ CATIA

Гнипа Ф.А., Ткачевский Я.И.

Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»

### Вступление

Современное самолетостроение находится в условиях жесточайшей конкуренции, что побуждает конструкторов создавать новые эффективные методики и технологии, которые невозможно представить без применения компьютерных информационных технологий. Поэтому в последнее время был проведен ряд исследований по оптимизации процессов автоматизированного проектирования и геометрического моделирования отдельных агрегатов и частей самолета [2].

Одним из важнейших этапов процесса создания самолета является определение его базовых геометрических параметров. При компьютерном проектировании разрабатывается мастер-геометрия, которая представляет собой электронную модель внешней поверхности и расположение конструктивно-силового набора проектируемого самолета.

### Постановка проблемы

При создании мастер-геометрии самолета серьезной проблемой является формирование теоретической (наружной) поверхности зализа крыла с фюзеляжем в связи с высокими аэродинамическими требованиями к нему, а также сложностью его геометрической формы. В связи с этим трудоемкость формирования поверхности зализа, даже с применением современных CAD-систем, очень большая. Что при все более жестких сроках разработки

самолетов не дает возможности проведения полноценного анализа и выбора оптимальной конфигурации зализа.

### **Анализ существующего положения**

В настоящий момент разработка 3D-моделей производится методом последовательного построения разных вариантов зализа крыла с фюзеляжем и исследованием их аэродинамических характеристик. Для радикального уменьшения времени выполнения этих работ и улучшения качества поверхностей необходимо автоматизировать данный процесс.

### **Определение цели**

В результате анализа технической литературы [3] можно сделать вывод, что при разработке моделей мастер-геометрии решенной проблемой является построение теоретических поверхностей вообще. Нерешенной проблемой является параметризация теоретических поверхностей, включая и поверхностей зализа крыла с фюзеляжем.

Решить эту проблему целесообразно путем создания методики автоматизированного проектирования мастер-геометрии зализа крыла с фюзеляжем. Основным инструментом данной методики является параметрическая модель, которая позволит за относительно короткое время создать несколько вариантов зализов и провести полноценное исследование в приемлемые сроки.

Для создания данной методики необходимо решить следующие задачи:

- исследовать существующие методы построения поверхности зализа;
- ознакомиться с основными требованиями к поверхности зализа;
- выработать алгоритмы и реализовать их в параметрической модели;
- отработать процесс автоматизированного создания зализа и подготовить соответствующую методику.

### **Изложение основного материала**

При построении модели необходимо сначала выбрать параметры, которые будут основными, то есть к которым будут привязаны все точки и кривые.

При формировании мастер-геометрии параметрической модели зализа крыла с фюзеляжем, основными параметрами выступают следующие:

1. Диаметр фюзеляжа;
2. Профиль центроплана;
3. Величина хорды центроплана;
4. Положение крыла (установочный угол;  $x$ ,  $y$ );
5. Удлинение носовой и хвостовой частей зализа;
6. Размах зализа по центроплану;
7. Граница зализа по фюзеляжу ( $y$ ).

## Конструкция

Для придания планеру необходимой аэродинамической формы в местах сочленения элементов самолета, защиты выступающих частей и предохранения агрегатов на самолете устанавливается зализ крыла с фюзеляжем, который состоит из переднего, заднего, двух боковых подцентропланнанных частей (см. рис. 1 и приложения 1 и 2). Каждая часть зализа в свою очередь состоит из съемных панелей (1), (2), (3), (4), (5), (6), (7), (10), крышек (9), (11), и каркаса. Панели и крышки выполнены из стеклопластика или стеклоорганопластика с сотовым полимерным наполнителем, кромки всех панелей - без наполнителя и по местам их крепления на клее ВК-27 установлены втулки. Каркас зализа образован диафрагмами, продольными балками и профилями, с фюзеляжем крепится заклепками с помощью стоек, гнутиков (15), подкосов. Панели и крышки устанавливаются на каркас на герметике ВИТЭФ-1НТ с обеспечением их съемности и крепятся болтами или силовыми замками. В передней и задней частях зализа - крышки, а в боковых – верхние панели выполнены откидывающимися на петлях (14).

Схема зализа крыла с фюзеляжем приведена на рис. 1.

Зализ крыла с фюзеляжем служит для передачи усилий с обшивки фюзеляжа на обшивку центроплана.

Силовой набор зализа состоит из диафрагм, которые крепятся к обшивке фюзеляжа и заделаны соответственно на передний и задний лонжероны при помощи фитингов. В диафрагмах окантованы вырезы под трубы, тросы и другое оборудование. Обшивка обтекателя выполняется из дуралюмина, клееные рифты выполняются из конструкционных материалов, они не несут силовой нагрузки[1].

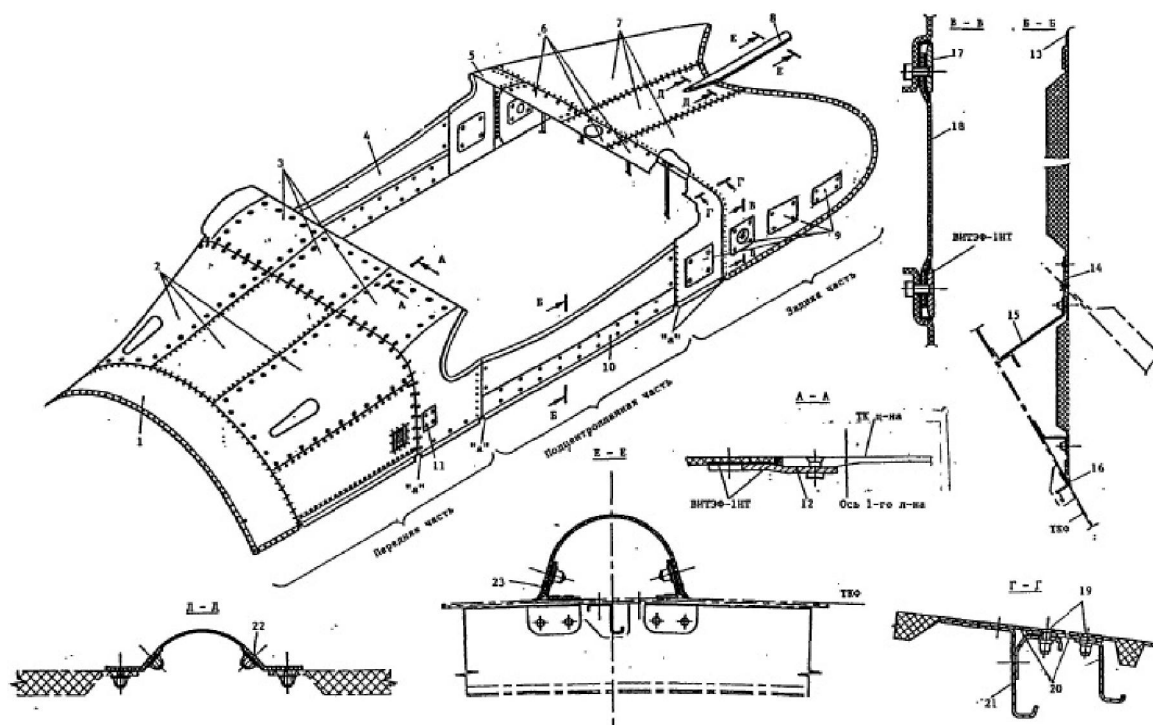


Рис. 1. Зализ крыла с фюзеляжем.

1- передние панели, 2- средние панели, 3- задние панели, 4- верхняя панель, 5- передние панели, 6- передние панели, 7- задние панели, 8- гаргрот, 9- крышки, 10- нижняя панель, 11- крышка, 12- переходная лента, 13- профиль, 14- петля, 15- гнутик, 16- профиль герметизации, 17- окантовка, 18- остекление, 19- болты, 20- переходник и лета, 21- диафрагма №23, 22- винт, 23- гнутик.

Компоновка зализа крыла с фюзеляжем в некоторых пассажирских ближнемагистральных самолетах включает в себя:

1. Передний зализ:

- 1.1. Установка ВВР (воздуховоздушный радиатор) в левом и правом переднем зализах;
- 1.2. Установка турбохолодильника в левом и правом переднем зализах;
- 1.3. Ввод трубопровода обогрева кабины экипажа;
- 1.4. Ввод трубопровода вентиляции кабины экипажа;
- 1.5. СПЗ – система пожарной защиты;
- 1.6. Монтаж ПОС (противообледенительная система) в центроплане;
- 1.7. Монтаж СКВ (система кондиционирования воздуха) в левом и правом переднем зализах;
- 1.8. Монтаж гидросистем в переднем зализе;
- 1.9. Система центральной заправки топливом;
- 1.10. Управление предкрылками.

2. Задний зализ:

- 2.1. Гидроприводы закрылков;
- 2.2. Управление элеронами;
- 2.3. Система распределения НГ (нейтральный газ);
- 2.4. Установка вводов электрожгутов;
- 2.5. Установка АСУ (автоматическая система управления);
- 2.6. Ввод трубопровода ПОС к хвостовому оперению.

На приложении 1 и 2 приведены схемы компоновки зализа крыла с фюзеляжем.

## Выводы

Согласно предложенной методики темы дипломного проекта, проектирование начинается на предварительном этапе, где формулируются основные принципы и требования к проектированию зализа крыла с фюзеляжем. На этом же этапе начинается разработка параметрической модели, которая должна соответствовать поставленным требованиям.

Создание параметрической модели, на раннем этапе проектирования, позволяет наглядно увидеть будущую конструкцию и выявить ее недостатки, предотвратить принципиальные ошибки и провести полноценный анализ. Благодаря этому значительно уменьшаются сроки проектирования и трудоемкость выполнения работы, а также сокращается время на аэродинамические расчеты.

**Список использованной литературы:**

1. Руководство технической эксплуатации самолета Ан-140.
2. *Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С.* «Основы автоматизированного проектирования самолётов». – М.: Машиностроение, 1986. -232 с.
3. *Шульженко М. Н., Мостовой А. С.* Курс конструкций самолетов. 2-е издание дополненное и переработанное. Учебник для авиационных техникумов. – М.: Машиностроение, 1965, - 564 с., ил.





## ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА З ТКАНИННОЮ ОБШИВКОЮ

Закора О.В., Колесніченко В.Б.

Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»

### Вступ

Легка та надлегка авіація у наш час знаходять все більше застосування у вирішенні задач для сільського та лісного господарства, геології і геодезії, екології, МЧС та в інших областях. Стрімкий розвиток легкої та надлегкої авіації зумовлює напрямки досліджень, потреби у розробці методик вирішення актуальних питань.

У зв'язку з відносно невеликим розмірами апаратів цього класу, та специфічним колом вирішуваних задач, літаки легкої та надлегкої авіації, а також дельтаплани, виконують по спрощеній конструктивній схемі з використанням легких матеріалів (дюралюмінію, композитних матеріалів, дерева, тканини). [4]

Особливо поширеним є використання крил з тканинною обшивкою. В першу чергу це пов'язано з характеристиками матеріалу – легкістю, відносною дешевизною та простотою виготовлення і застосування. [1]

### Стан проблеми

Аеропружність – це область прикладної механіки, у якій вивчається поведінка пружних тіл у потоці газу, вивчає вплив аеродинамічних сил на пружні тіла.

Аеропружність має велике значення у багатьох галузях інженерної справи, особливо в авіації, де у результаті великих розмірів та швидкостей літака аеропружність є найбільш вагомим (негативним) фактором, який враховується при проектуванні літака. [2,10]

При проектуванні крил з не тканинною обшивкою однією із задач є усунення та зменшення шкідливого впливу аеропружності на конструкцію крила під час польоту.

Інша річ з крилами з тканинною обшивкою (гнучке крило). Здатність гнучкого крила деформуватися під навантаженням обумовлює специфічні процеси, які змінюють аеродинаміку літака у польоті. Ці процеси потребують спеціальних методів випробування та дослідження.

Сьогодні до половини парку літаків надлегкої авіації низки країн Європи та Америки будуються за технологією використання трубчастих конструкцій і тканинної обшивки. У такій конструкції роль нервюр

виконують лати. Лонжерони – труби, передній суміщений з передньою кромкою і задній, що дозволяє кріпити елерони і закрилки різного виконання.

Процес проектування, виготовлення та експлуатації крил з тканинною обшивкою має свої особливості, свою технологію та характерні ознаки.

Профіль гнучкого крила формується в результаті взаємодії набігаючого потоку та пружних властивостей каркаса крила і несучої оболонки – тканинної обшивки.

В перше цей ефект деформації профілю крила з тканинною обшивкою помічений на літаку SkyRanger (двомісний підкісний високоплан з кабіною закритого типу, Крило пряме, дволонжеронне, складається з двох напівкрил). Літак має високі льотно-технічні характеристики, що обумовлюються деформацією його крила з тканинною обшивкою у польоті. У зв'язку з цим забезпечення необхідних аеродинамічних форм кожної ділянки крила представляє комплекс робіт, спрямованих на пошук задовільного варіанта. При цьому взаємодії елементів, що забезпечують аеродинаміку крила в цілому можуть здійснюватися за рахунок:

- дії швидкісного напору від набігаючого потоку;
- дії статичного тиску загальмованого потоку в спеціальних порожнинах у несучій оболонці;
- створення попередньої форми профілів перетину крила з допомогою пружних елементів – лат;
- підбору матеріалів і робочих перетинів по пружним властивостям.
- Створення ефективного результату для гнучкого крила пов'язано з перебором варіантів конструктивних рішень.

### **Постановка задачі**

Дана робота спрямована на дослідження особливостей аеродинаміки крила літака SkyRange, а саме визначення впливу аеропружних властивостей крила з тканиною обшивкою літака на його льотно-технічні характеристики з використанням комп'ютерних засобів моделювання та розрахунку.

Метою роботи є:

- побудова адекватної математичної моделі крила з тканинною обшивкою;
- розрахунок за допомогою чисельних методів (метод скінченних елементів) отриманої моделі;
- отримання на основі моделі деформований стан крила літака, що відображає крило під час польоту;
- розрахунок та дослідження аеродинамічних характеристик деформованого крила.
- на основі проведених досліджень отримання висновку, щодо ефективності крила з тканинною обшивкою.

### **Розрахунок розподілених зовнішніх навантажень на крило літака SkyRanger**

Для дослідження аеропружних властивостей крила у роботі визначений розподіл зовнішніх навантажень по поверхні крила. Здійснений перехід від інтегральних значень навантажень при певних режимах польоту до розподілених по розмаху крила та його поверхні. При цьому розподілені навантаження як можна ближче повинні наближатися до реального навантаження в польоті. Реалізація даної задачі не можлива без застосування сучасних комп'ютерних методів моделювання. Для визначення навантажень, що діють на крило літака змодельовано політ літака. Для цього використано розрахунковий комплекс Leonov, який дозволяє дослідити розподіл тиску поверхнею крила в потоці нев'язкої рідини.

Епюра розподілу тиску на поверхні крила є важливою характеристикою його навантаження і дозволяє робити висновки про характер обтікання. Найбільш навантаженою, як і на жорсткому крилі, виявляється передня частина. На верхній поверхні – розрідження, а на нижній при додатних кутах атаки – підтискання. Результируюча цих тисків дає рівнодійну силу, направлену вгору.

Вибрано три довільних випадки навантажень прирізних значення коефіцієнту підйомної сили для профілю крила та визначена швидкість польоту за співвідношенням:

$$C_y = \frac{\rho V^2}{2} S,$$

де  $\rho$  - густина повітря,  $S$  - площа крила не враховуючи центроплан.

Для кожного з випадків навантаження отриманий розподіл коефіцієнтів тиску для серединної поверхні крила.

Використавши співвідношення

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q},$$

де  $q = \frac{\rho V^2}{2}$  - швидкісний напір;

$p$  - тиск в точці;

$p_\infty$  - тиск у незбуреному потоці, визначений розподіл тиску по площі крила для серединної поверхні. [6,8]

Розподіл тиску по серединній поверхні крила не дозволяє дослідити деформацію нижньої поверхні крила літака. Тому використавши розподіл тиску по профілю крила (використана програма Profili2) ,отримано розподіл тиску по нижній поверхні крила.

Створення, дослідження адекватності та корекція скінченно-елементної моделі крила.

Скінченно-елементну модель крила літака SkyRanger побудована у програмі ФРОНТ, яка реалізує метод скінченно-елементного моделювання (рис. 1). [7]

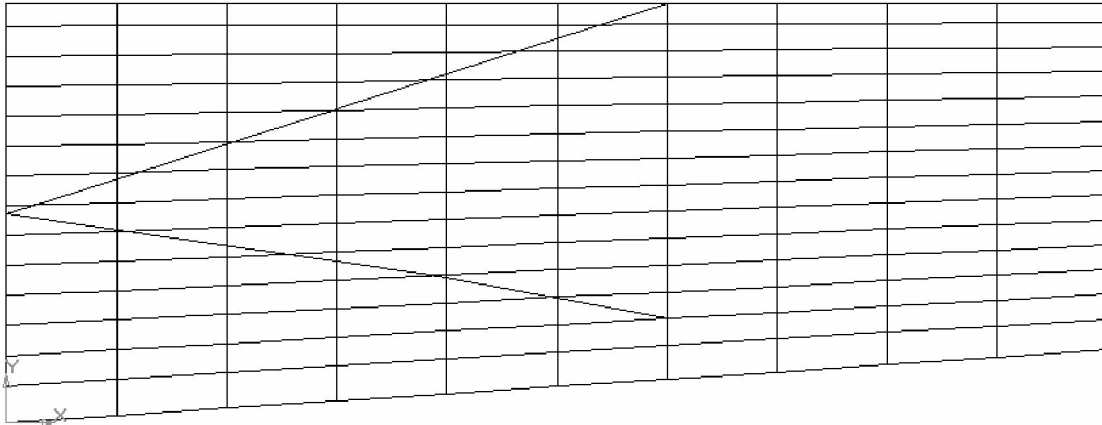


Рис. 1. Скінченно-елементна модель крила літака SkyRanger  
(крило в плані)

Для дослідження відповідності моделі крила літака SkyRanger, яка побудована у програмі ФРОНТ реальному крилу літака проведений натурний експеримент, який дає змогу визначити ступінь відповідності моделі крила та самого крила і при необхідності відкоригувати модель для досягнення її адекватності.

Натурний експеримент представляє собою прикладання зосередженої сили у відповідній точці крила до нижньої поверхні у місці де проходить нервюра-лата та визначення переміщення обшивки і лати у цій точці.

Дослідивши результати натурального експерименту були змінені значення жорсткості скінчених елементів обшивки на більш відповідаючи дійсності. Таким чином досягнута адекватність створеної скінчено-елементної моделі крила.

### **Дослідження аеропружних властивостей крила літака SkyRanger на різних режимах польоту.**

Маючи адекватну скінченно-елементну модель, що моделює нижню поверхню крила літака SkyRanger і приклавши потрібні навантаження до неї, можемо прослідити величину та характер деформації нижньої поверхні крила для трьох випадків навантаження.

Використавши отримані навантаження, діючі на крило та створену скінченно-елементну модель, розрахований та проаналізований напружено-деформований стан крила (рис. 2).

Змінивши нижню поверхню профілю крила у відповідності до деформованого стану, отриманий профіль, який виникає у польоті літака (рис. 3).

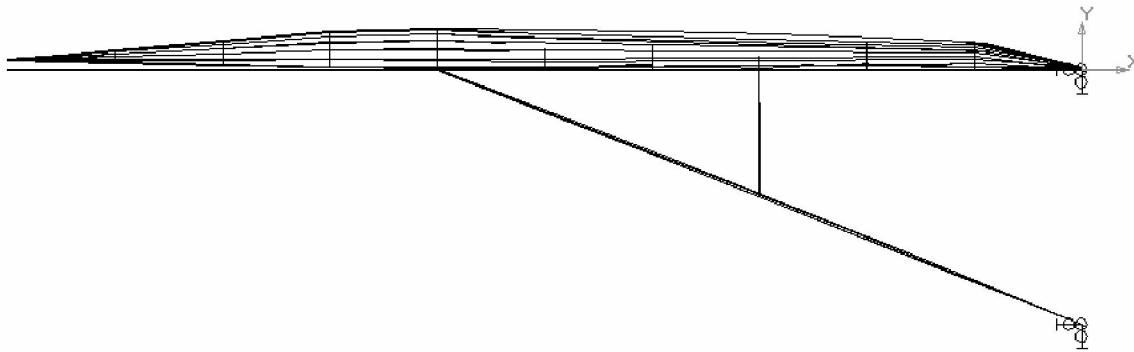


Рис. 2. Напружено-деформований стан (масштаб деформації 1:4)

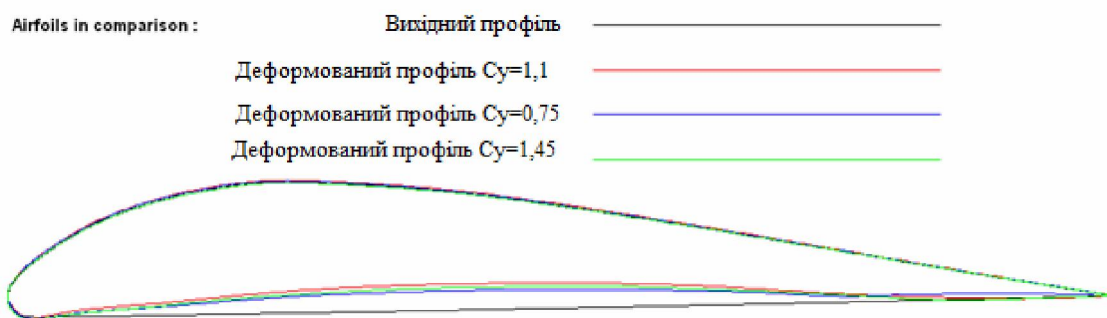


Рис. 3. Порівняння деформованих та вихідного профілю крила

Визначені аеродинамічні характеристики деформованих та вихідного профілів крила літака SkyRanger у програмі Profili2 (рис. 4, 5, 6).

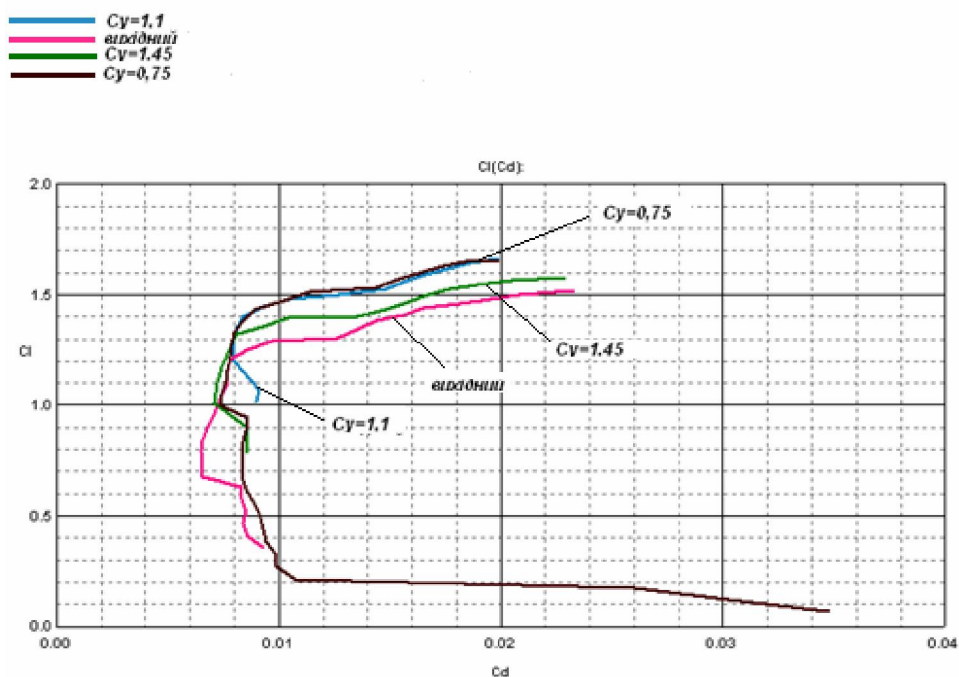


Рис. 4. Полярні профілі

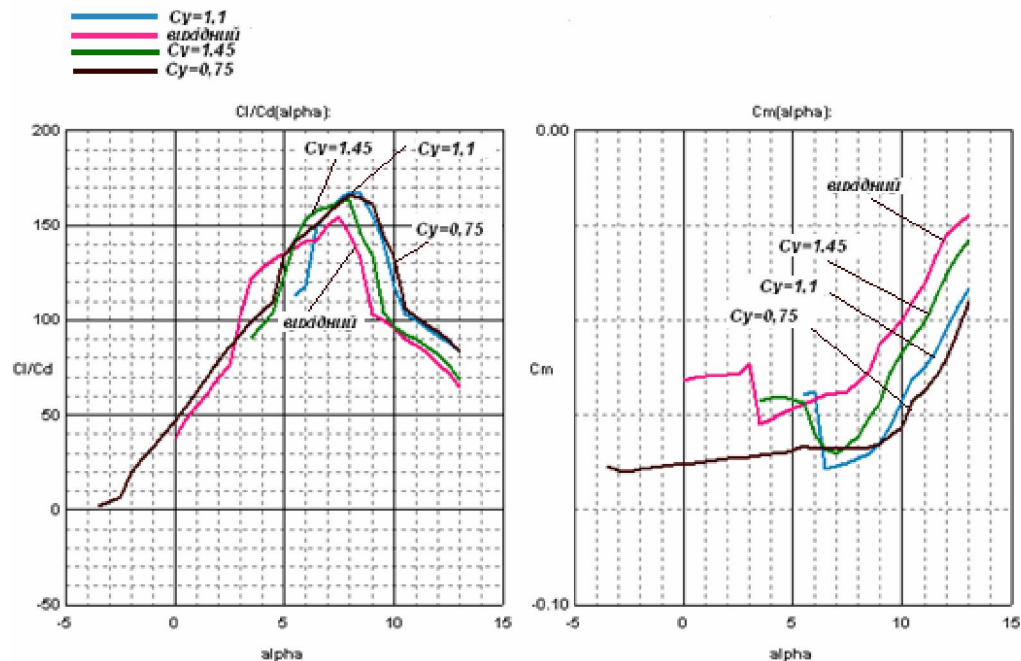


Рис. 5. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки та залежність коефіцієнту моменту від кута атаки

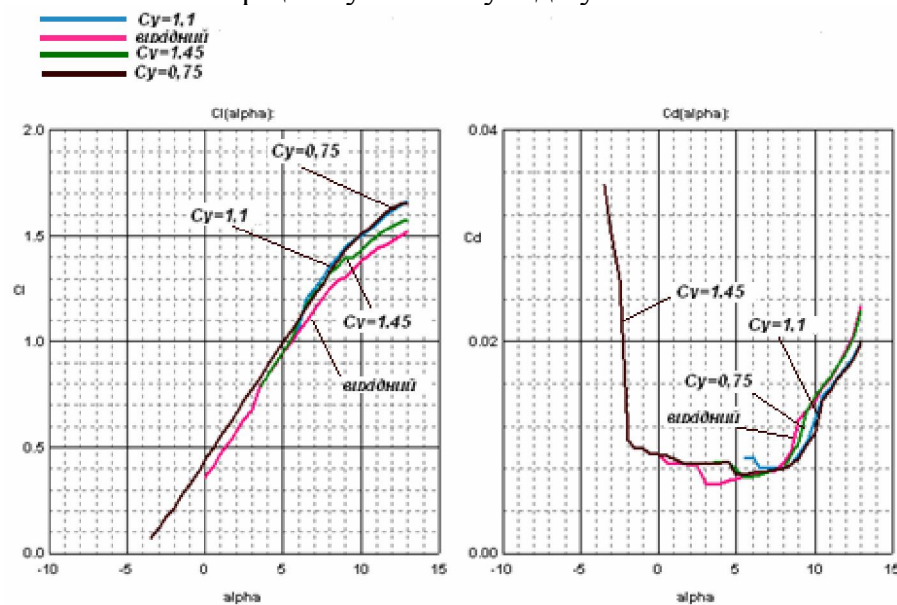


Рис. 6. Залежність коефіцієнту підйомної сили від кута атаки та залежність коефіцієнту опору від кута атаки

Отримані аеродинамічні залежності показують збільшення коефіцієнту підйомної сили та аеродинамічної якості крила зі збільшенням деформації нижньої поверхні профілю крила. Це дає змогу зробити висновки щодо впливу адаптивності крила з тканинною обшивкою на аеродинамічні показники літака у польоті.

На основі отриманих поляр та залежностей коефіцієнту підйомної сили від кута атаки побудуємо поляр та залежність підйомної сили від кута атаки крила літака (рис. 7, 8).

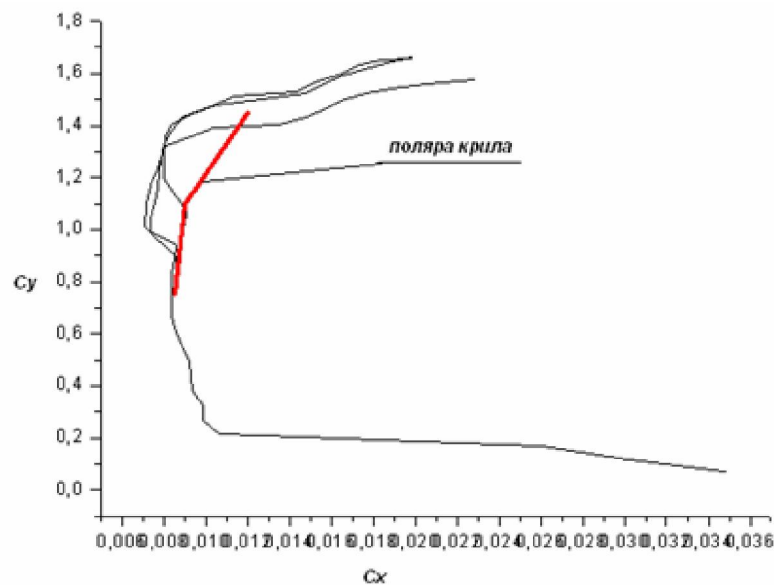


Рис. 7. Поляра крила

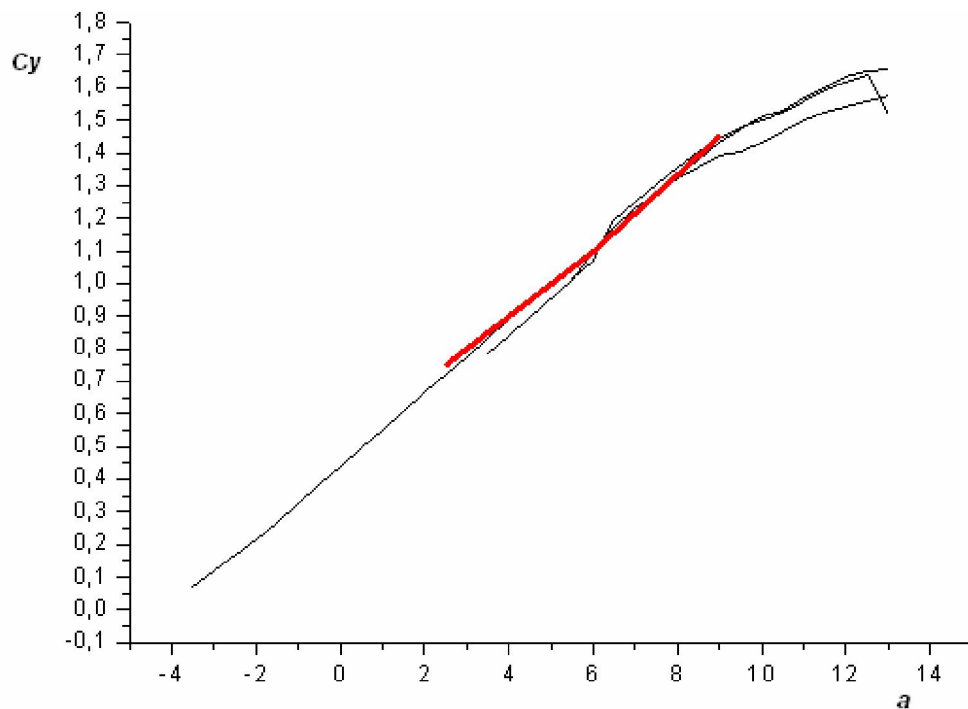


Рис. 8. Залежність коефіцієнту підйомної сили від кута атаки крила

## Висновки

Виявлений та досліджений у даній роботі ефект деформації тканинної обшивки крила легкого літака SkyRanger, змінює аеродинамічні характеристики літака у крашу сторону. Це обумовлює його рекордні льотно-технічні данні, що підтверджені на практиці неодноразово.

Деформація нижньої тканинної обшивки у польоті та покращенням у зв'язку з цим аеродинамічних характеристик літака не був запланований під

час проектування та побудови літака, тому і вимагає більш глибоких досліджень.

Залишається відкритим питання можливості керування зміною форми профілю у польоті крила з тканинною обшивкою на етапі проектування літального апарату.

### **Список використаної літератури**

1. *Азарьев И.А. и др.* Практическая аэродинамика дельтаплана: Справочник/ И.А. Азарьев, Д. С. Горшенин, В.И. Силков. М.: Машиностроение, 1992. – 288 с.:ил.
2. *Вольмир А. С.* Оболочки в потоке жидкости и газа. Задачи аэроупругости. М., 1976 г., 416 стр., с илл.
3. *Житомирский Г.И.* Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.:Машиностроение, 1991.- 400 с ил.
4. *Козьмин В.В., Кротов И. В.* Дельтопланы. – 2-е изд. перераб. и доп – М. ДОСААФ, 1989. – 272 с., 16 л., ил.
5. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика. Ч.I. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. учебник для втузов. изд. 2-е, перераб. и доп. м., «Высш. школа», 1976. 384 с. с ил.
6. *Мхитарян А.М.* Аэродинамика. М., «Машиностроение», 1976. 448 с. с ил.
7. *Норри Д., Ж. де Фриз.* Введение в метод конечных элементов. – М.:Мир, 1-й Рижский пер.
8. *Прицкер Д.М., Сахаров Г.И.* Аэродинамика. М.:Машиностроение, 1968.
9. *Прандтль Л.* Гидроаэромеханика. – Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2000, 576 стр.
10. *Фын Я.Ц.* Введение в теорию аэроупругости. Государственнон издательство физико-математической литературы. Москва 1959.

УДК 629.735.33

## **КЕРУВАННЯ ІНДУКТИВНІСТЮ КРИЛА ЛІТАКА ЗАГАЛЬНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ**

**Зінченко Д.М., Гаврилюк М.С**  
Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут»

### **Вступ**

Покращення аеродинамічної досконалості та керованості завжди були критеріями ефективності літальних апаратів (ЛА). Збільшення коефіцієнту аеродинамічної досконалості може бути досягнуто за допомогою зміни

геометричних параметрів крила або безпосередньо зміною характеру обтікання набігаючого потоку. Керованість досягається через аеродинамічні, газодинамічні органи керування або зміною положення центра мас. Вирішення цих двох задач в одному конструктивному елементі можливо за допомогою використання рухомих кінцевих аеродинамічних поверхонь (КАП). КАП впливають на значення індуктивного опору, збільшуючи аеродинамічну досконалість крила [1]. Зміна їх геометричного розташування дозволяє використовувати їх як органи керування по крену. Порівнюючи ефективність рухомої КАП з елероном, можна припустити, що за умови однакової відносної площі керуючих поверхонь, ефективність КАП завжди буде вищою через більше плече створюваного моменту. Відповідно, при використанні рухомих КАП можна встановлювати закрилки по всій довжині крила.

Досліджуються рухомі по двом координатам КАП. Наразі існують наукові праці, що досліджують нерухомі КАП [2, 3], та КАП з одним ступенем вільності [4]. Дослідження в напрямку можливості зміни КАП по двом координатам ведеться з припущення, що для кожного режиму польоту існує відповідне ефективне положення КАП по одній координаті, а зміна значення другої призведе до виникнення моменту крену. На даному етапі розвитку авіаційної техніки розрахунок ведеться переважно для крейсерського режиму польоту.

### **Постановка задачі**

Визначити значення параметрів КАП, застосованої для керування ЛА по крену з ефективністю не меншою за класичне керування за допомогою елеронів. Дослідити можливість покращення аеродинамічних характеристик літака із запропонованими органами керування.

### **Планування експерименту та визначення оптимального положення КАП**

Для дослідження використовувався панельно-вихоровий метод симетричних особливостей, викладений в [5, 6], та розширений до обтікання трьохмірної задачі в [7].

Чисельний експеримент виконується для математичної моделі крила та КАП, побудованій у розрахунковій програмі (рис.1). Крило складається з консолі і закінцівки. Консоль крила є прямокутним крилом без аеродинамічної та геометричної круток. Профіль крила – РЗ-15. Подовження крила становить 5,04. Площа крила – 3.276 м<sup>2</sup>. КАП представляє собою трапецієвидне півкрило зі стріловидністю 45° без аеродинамічної та геометричної круток. КАП сформована з профіля – НАСА 0001.

В ході експерименту варіюються наступні значення:

- $\psi$  – кут повороту навколо осі  $OX_I$ , паралельній осі  $OX$  зв'язаної системи координат;
- $\varphi$  – кут повороту навколо осі  $OZ_I$ , перпендикулярний осі  $OX_I$ , яка знаходиться в площині знаходження хорд КАП; точка початку

відліку системи координат  $X_1OZ_1$  в точці передньої кромки кореневої хорди КАП;

- $x$  – положення точки кріплення КАП – точка початку відліку системи координат  $X_1OY_1$ ; змінюється від кінцевої точки хорди кінцевого перерізу крила, до положення збігання кромки крила і КАП;
- $S_{\text{КАП}}$  – відносна площа КАП.

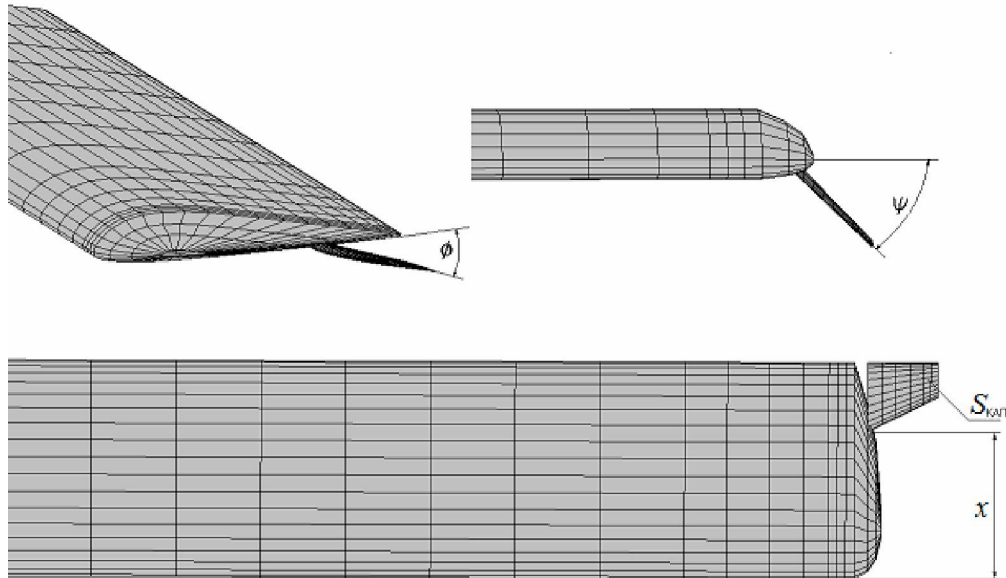


Рис. 1 Геометричні характеристики КАП

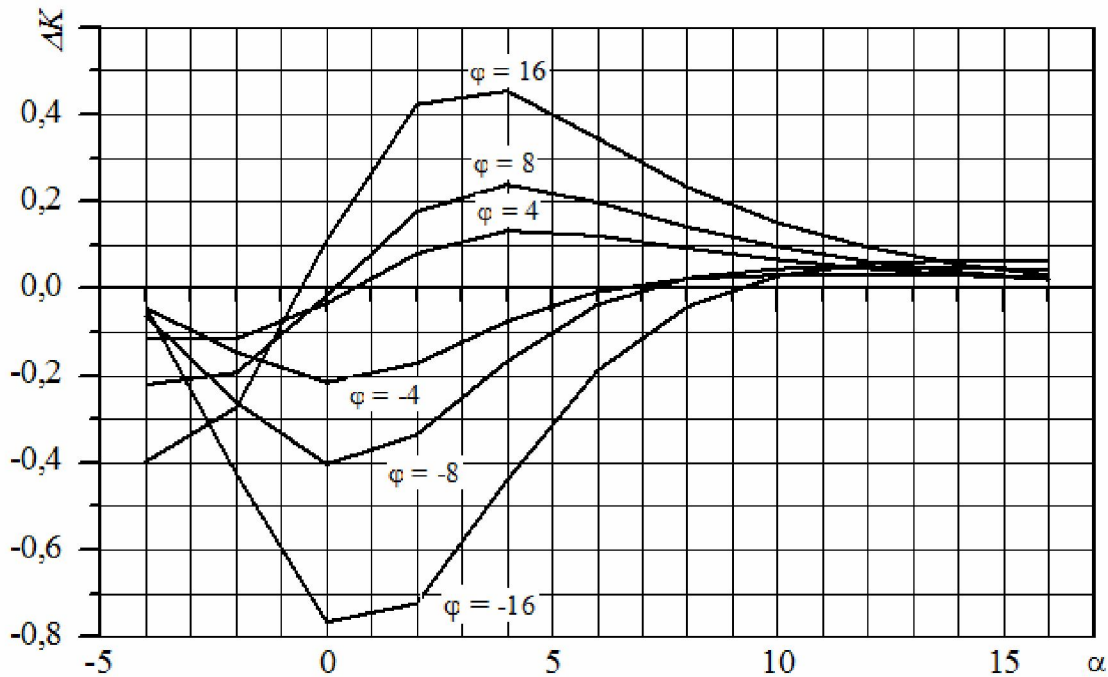


Рис 2. Графік залежності зміни аеродинамічної досконалості  $\Delta K$  від кута атаки  $\alpha$  для різних кутів встановлення КАП  $\phi$

Для визначення можливості керування ЛА за допомогою КАП були дані оцінки змін коефіцієнта підйомної сили  $C_y$ , динаміки зміни коефіцієнта моменту крену  $M_x$  та рівень аеродинамічної досконалості  $K$ . При цьому змінювались кути  $\varphi$  і  $\psi$  при постійних  $x$  і  $S_{\text{КАП}}$ .

При визначенні оптимального положення КАП змінювались всі параметри. Кути  $\varphi$  і  $\psi$  змінюються як керуючі параметри. Критерієм оптимальності було обрано аеродинамічну досконалість.

В ході математичного експерименту було виявлено наступне оптимальне положення КАП:  $x = 0,75$ ,  $\varphi = 2$ ;  $\psi = 15$ .

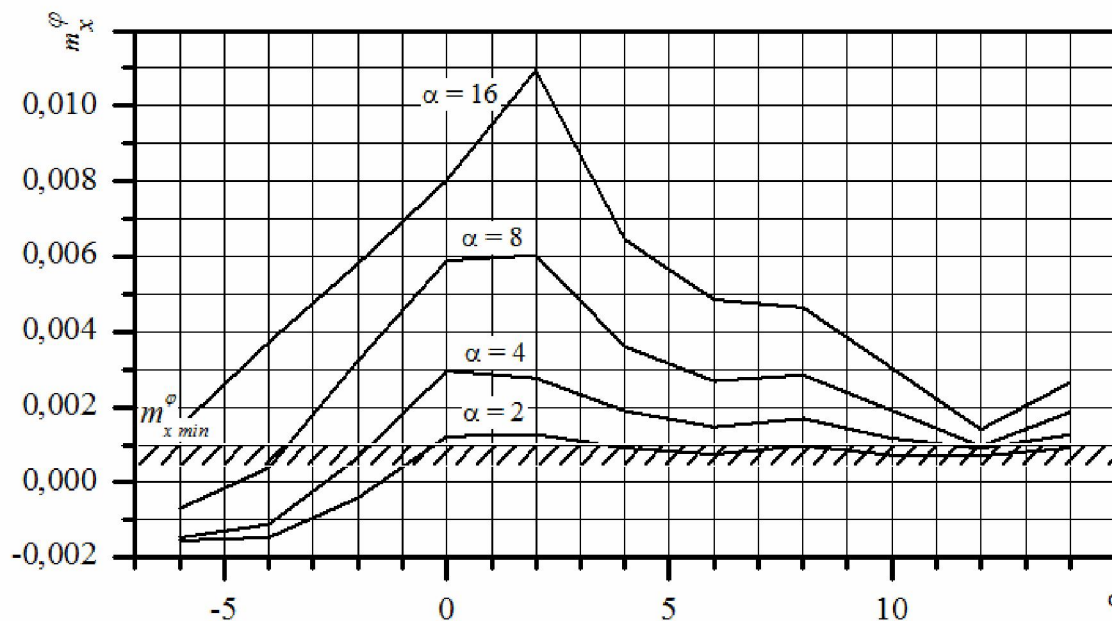


Рис 3. Графік залежності зміни моменту крену  $m_x$  від кута встановлення КАП  $\varphi$  для різних кутів атаки  $\alpha$

## Висновки

Запропонована компоновка органів керування ЛА дозволяє підвищити аеродинамічну досконалість крила при куті встановлення КАП  $\varphi \geq 2$  град без втрат у ефективності керування по крену в порівнянні із класичною компоновкою, де використано елерони.

## Список використаної літератури

1. Аббас Фадиль Махмуд. Оценка влияния геометрии генераторов вихрей на аэродинамические характеристики профиля крыла./ Махмуд Аббас Фадиль; Диссертация на соискание степени кандидата технических наук, Министерство образования и науки Украины, Киев – 2007. –101 с.
2. AIAA 2001-2406. The design of winglets for high-performance silplanes. Mark D. Maughmer
3. AIAA 2001 – 2407. Performance analysis of a wing with multiple winglets. M. J. Smith, N. Komerath, R. Ames, O. Wong.

4. "Patent Application 0326228.4: Wing tip device." Irving, J.; Davies, R. United States Patent and Trademark Office. June 23, 2005
5. Hess, J.L. and Smith, A.M.O., "Calculation of Potential Flow about Arbitrary Bodies", Progress in Aeronautical Sciences, Vol. 8, Oxford, 1966.
6. Maskew B., Woodward F.A. "Symmetrical singularity model for lifting potential flow analysis." J. Aircraft, N9, 1976

УДК 681.3.06

## АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДІВ ШТУЧНОГО ІНТЕЛЕКТУ В ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЯХ ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКІВ

Зінченко В.П. , Конотоп Д.І.

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут»

### **Вступ**

Проектування літака представляє собою розвинену ієрархічну структуру з великим числом елементів та внутрішніх зв'язків [1 – 3]. Крім того, при проектуванні літака враховуються результати нових наукових досліджень та інженерно-виробничого досвіду, а також застосовуються можливості системного підходу та методи оптимізації проектувальних та конструкторських рішень. У процесі проектування літака приймають участь багато конструкторів, які працюють паралельно.

Застосування систем Product Data Management (PDM) спрощує процес проектування, дозволяє вирішити ряд важливих завдань на ранніх етапах проектування літака, узгоджувати паралельну роботу конструкторів над проектом та досягти задані характеристики та якість літака [3].

При цьому виникають такі недоліки, які пов'язані з обміном даних між програмними продуктами PDM, вирішенням ряду специфічних проблем (наприклад, прогнозування вагових характеристик), організації проектних даних.

### **Постановка задачі**

Аналіз впровадження нових інтелектуальних технологій, які розглядаються як нові парадигми при проектуванні літака. Зокрема, це такі інтелектуальні засоби, як: онтологічні бази знань та мультиагентні системи, які дозволяють в перспективі вирішити проблеми, які пов'язані з обміном даних між програмними продуктами PDM та організації проектних даних.

### **Аналіз існуючих методів проектування літака**

Процес проектування літака із застосуванням інформаційних технологій (ІТ) включає основні етапи, які представлені на рис. 1 [4].

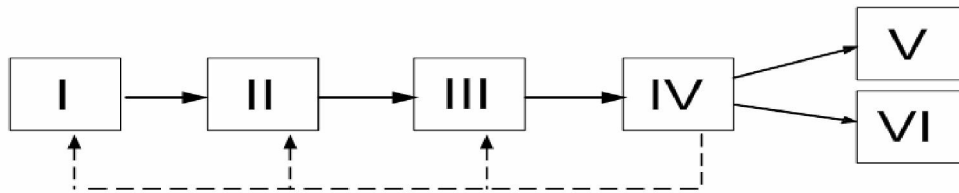


Рис. 1. Етапи проектування літака з використанням сучасних КІТ

Перший етап – розробка технічного завдання (ТЗ), яке включає вимоги до основних технічних даних літака.

Другий етап – майстер-геометрія (МГ), яка призначена для розробки моделей складових літака на підставі вимог, визначених у ТЗ. МГ однозначно визначає теоретичні поверхні і положення основних силових елементів конструкції планера літака.

Третій етап – основний етап проектування, сполучна ланка між ТЗ, МГ та ПЕВВ.

Основним завданням цього етапу є розробка моделі розподілу простору (МРП). Структура проекту МРП літака подається у вигляді дерева проекту. Результатом проектування етапу МРП є віртуальний макет літака з ув'язкою компонентів конструкції планера, силової установки, систем і обладнання. Моделювання і візуалізація віртуального макету літака здійснюється засобами програмного продукту CAD/CAM/CAE CATIA. МРП включає стадії ескізного (ЕП) та технічного проектування (ТП).

Четвертий етап – розробка моделі повного електронного визначення виробу (ПЕВВ) літака, що відповідає рівню робочого проекту (РП).

При проектуванні етапів МГ, МРП і ПЕВВ застосовується технологія паралельного проектування, яка забезпечує прямий і зворотний зв'язок поточних і попередніх етапів.

Кінцевим результатом проектування моделі ПЕВВ літака є автоматизована підготовка робочої документації (РД) (п'ятий етап) і формування програм для виробничого обладнання, наприклад для верстатів із числовим програмним керуванням (ЧПК) (шостий етап).

### **Аналіз застосування онтологій у проектуванні літака**

Сучасна практика проектування літака основана на застосуванні ряду функціональних принципів і співвідношень потребує злагодженої співпраці профільних відділів та спеціалістів у різних галузях, одночасному вирішенні великої кількості техніко-економічних задач, обробки значних обсягів проектних даних, які тісно пов'язані між собою, можливості в будь-який момент часу повернутися на попередній етап проектування для уточнення його результатів.

Все це робить неможливим повну автоматизацію цього процесу, проте багато задач проектування літака можна вирішити, залучивши такі інтелектуальні технології, як бази знань та мультиагентні системи.

Онтологічні бази знань дозволять представити дані процесу проектування у вигляді впорядкованої структури з чітко вираженими зв'язками між різними складовими частинами процесу проектування, пов'язати між собою різноманітні проектні дані, організувати зв'язок між різними етапами проектування, містити у собі як реальні проектні дані так і умови застосування різних методів їх обчислення, тісно пов'язав їх.

У даній роботі створення онтології проектування літака було вирішено розпочати з розробки спеціалізованого тезаурусу, який також є одним із способів представлення та накопичення знань про предметну область.

Тезаурусне представлення області проектування літака можна використовувати у якості інструменту стандартизації та формалізації знань, а також для забезпечення доступу користувачів, які вирішують завдання проектування літака, до знань з проектування літака.

Базова версія тезаурусу з проектування літака відображає сучасний стан в області життєвого циклу літака. Базова версія тезаурусу проектування літака включає в себе такі основні розділи:

- розділ «Літаки», всередині якого терміни описують основні існуючі типи літаків;
- розділ «Проектування літака», всередині якого терміни описують основні частини процесу проектування літака;
- розділ «Виробництво літака», всередині якого терміни описують основні частини процесу виробництва літака;
- розділ «Експлуатація літака», всередині якого терміни описують основні частини процесу експлуатування літака;
- розділ «Прикладні задачі»;
- розділ «Математичний апарат».

Тезаурус проектування літака призначений для вирішення наступних завдань: класифікація та уніфікація понять предметної області; класифікація методів та задач проектування, виробництва та експлуатації літаків; побудова описів методів та задач проектування та виробництва літака в базах знань для підтримки проектування літака; класифікація та пошук справочної інформації по даній тематиці.

Онтологію проектування певної області можна представити у вигляді

$$O = \langle X, R, F \rangle,$$

де  $X$  – множина понять, термінів, одиниць знання,

$R$  – множина відношень між одиницями знань,

$F$  – множина функцій інтерпретації. [6]

Онтологія проектування літака використовує тезаурус проектування літака та необхідна для того, щоб: виробити та зафіксувати загальне розуміння області знань, які розглядаються; представити знання у вигляді, який зручний для їхньої обробки автоматизованими системами проектування літака; забезпечити можливість отримання та накопичення нових знань, а

також можливість отримання та накопичення нових знань, а також можливість багаторазового використання знань.

Схема онтології проектування літака показана на рис. 2. [7]

Вона описує основні зв'язки та співвідношення між частинами процесу проектування. Процес проектування включає в себе чотири основних частин, підкласи проектування: документація, обладнання, геометрична модель і характеристики файлу. Кожен з цих класів має власні підкласи.

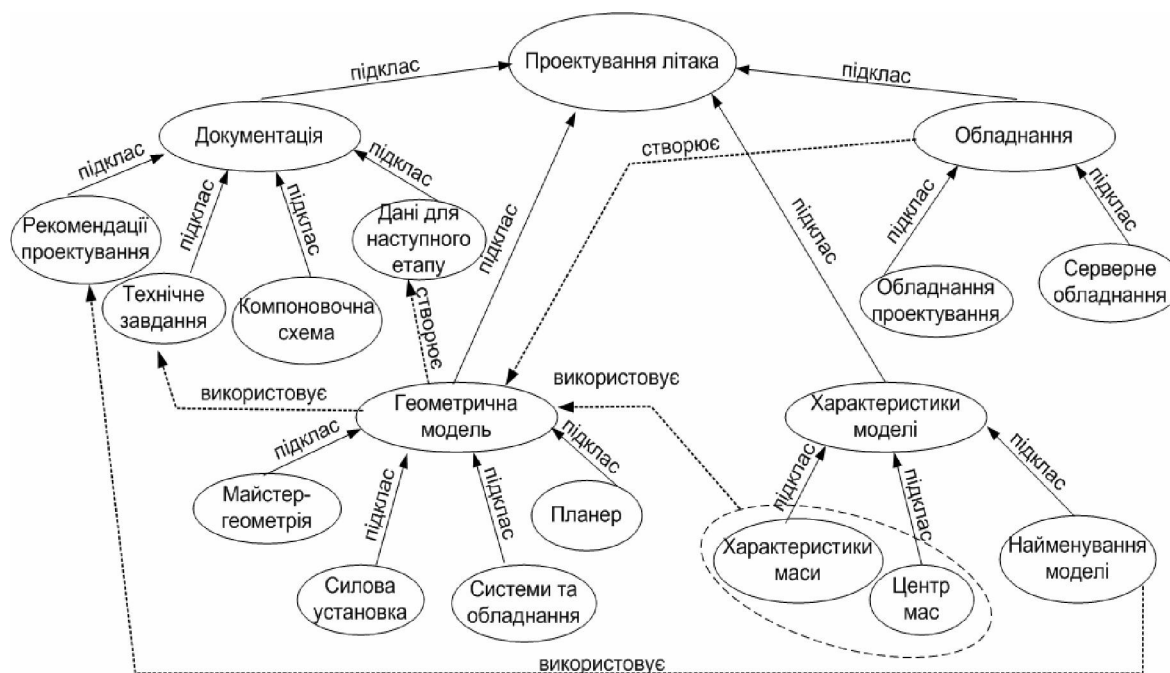


Рис. 2. Онтологія проектування літака

Документація – частина, яка включає в себе основні відомості про документи на цій стадії МРП і після цього моделювання. Обладнання включає програми, які використовуються в процесі проектування. Характеристики моделі описують основні характеристики кожного реального файлу 3D-моделі. Кожен TXT-файл з цими характеристиками моделі перебуває з реальними 3D-файл моделі. Геометрична модель містить 3D-моделі відповідно до етапу МРП.

Онтологія проектування літака є концептуальною онтологією, для автоматизації окремих задач процесу проектування літака створені прикладні онтології. Для представлення онтології проектування літака була обрана мова опису онтологій OWL (Ontology Web Language), яка складається з наступних компонентів: класи, властивості класів та індивіди (представники класів або властивостей).

### Аналіз застосування мультиагентних систем у проектуванні літака

Проектування літака являє собою складну задачу, для вирішення якої необхідно знайти рішення багатьох підзадач, деякі з цих під задач повинні

вирішуватися одночасно. Для спрощення рішення цього процесу було запропоновано застосувати методику мультиагентних систем для автоматизації процесу проектування літака.

Агентом є об'єкт, який може сприймати оточуючу середу за допомогою датчиків і здійснювати на неї вплив за допомогою маніпуляторів [8]. Мультиагентна система застосовує для вирішення окремих завдань інтелектуальних агентів, які отримують вхідну інформацію і можуть здійснювати вплив на процес вирішення поставленої задачі. При цьому головна задача розбивається на підзадачі, а її рішення здійснюється як композиційна поведінка агентів реалізуючих вибір і виконання послідовності доступних їм дій, направлених на досягнення їх власних цілей. При цьому передбачається наявність механізмів адаптації агентів, а також алгоритмів їх навчання.[9]

Концепція проектування літальних апаратів на основі мультиагентів і онтології була розроблена (рис. 3) і здійснюється за допомогою середовища JADE, використовуючи інформацію про характеристики файлу та геометрії 3D-моделі з CAD-програми Catia V.5. Архітектура мультиагентної системи (MAC) проектування літальних апаратів показана на рис. 4.

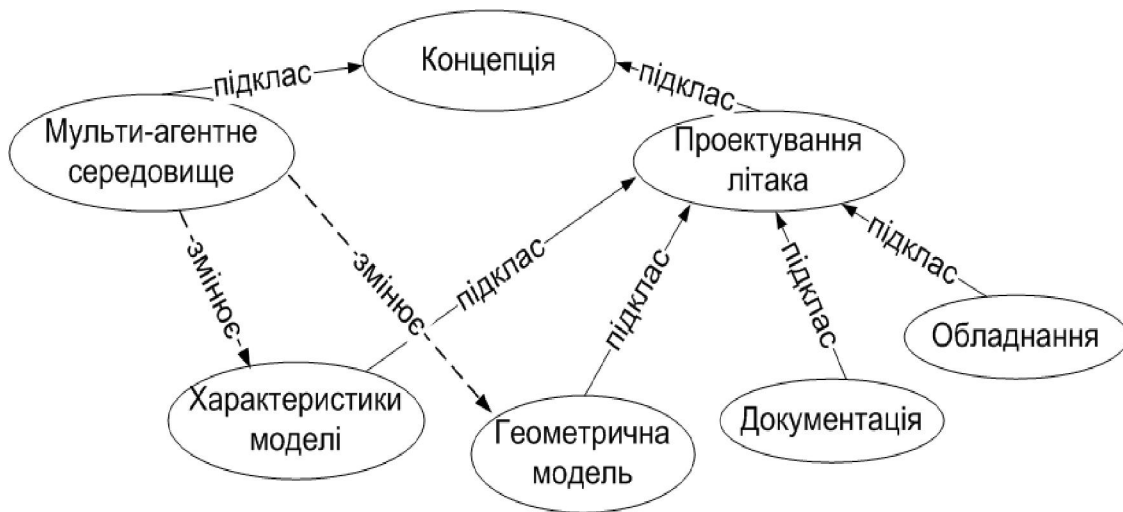


Рис. 3. Концепція мультиагентів в проектуванні літака

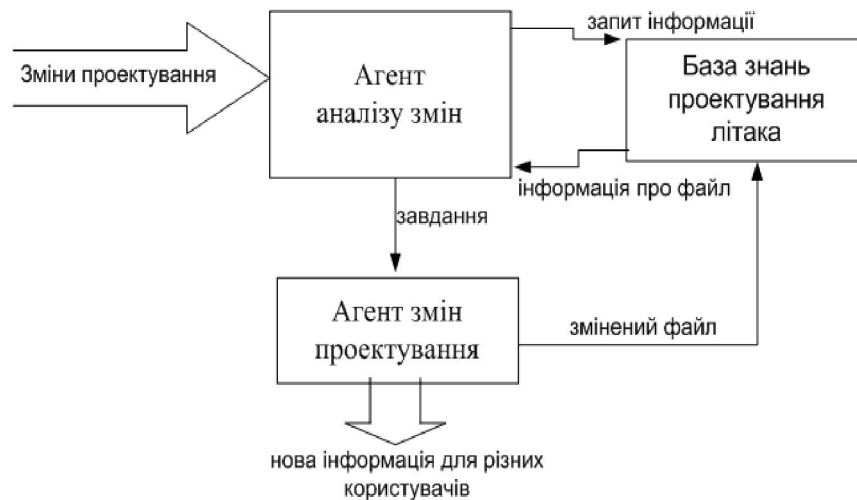


Рис. 4. Архітектура MAC проектування літальних апаратів

Агент Аналізу Змін отримує нові 3D-файл від дизайнерів, запитує інформацію з інформаційної бази проектування літака про ситуацію з цією системою, отримує старий файл, аналізує відмінності і відправляє завдань агенту конструктивних змін, де відбувається робота в файл у відповідності з завданнями. Інформація зі зміненим файлом повертається до інформаційної бази проектування літака. Агент конструктивних змін містить у собі інформацію про ці зміни для різних користувачів.

Для прикладу було обрано складання літаків гідравлічної системи, що моделювалася в Catia V.5; структура була перевірена в Protégé 3.4.4 і була реалізована в JADE-середовищі відповідно до описаної схеми.

## Висновки

Дана методика дозволяє оперативно реагувати на зміни в структурі проекту, швидко перевіряти прийняті в ході проекту рішення на всіх етапах проектування виробу, використовуючи для цього віртуальні моделі макету літака. Метод обробки проектних даних може бути успішно застосований для вирішення низки інших задач.

## Список літератури

1. Шейнин В.М., Козловський В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: Справочник. – 2-е изд., М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
2. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. Проектирование самолетов: Учебник для вузов. Под ред. С.М. Егера., М.: Машиностроение, 1983. – 648с.
3. Зинченко В.П. Проектные исследования сложных технических объектов как система управления // Засоби комп'ютерної техніки з віртуальними функціями і нові інформаційні технології. - К.: НАН України Ін-т кібернетики ім. В.М. Глушкова, 2002. – Т. 2. - С. 28 – 36.

4. Зінченко В. П., Конотон Д. І. “Використання сучасних комп’ютерних інформаційних технологій при проектуванні складного технічного об’єкту // 36. тез конф. “Інформаційні технології та комп’ютерна інженерія”, 2010, м. Вінниця, - С. 50–51.
5. Техническая документация CATIA V5R17 help.
6. Nicola Guarino “Formal Ontology and Information Systems”
7. Dmytro Konotop, Ivana Budinska, Valeriy Zinchenko, Emil Gatia “Multi-agent-based conception of modern aircraft design” // 5<sup>th</sup> Workshop on Intelligent and Knowledge oriented Technologies. Book of abstract. November 11 – 12, 2010, Bratislava, Slovakia, p. 125–128.
8. Stuart J. Russel and Peter Norvig «Artificial Intelligence», Prentice-Hall Inc, New Jersey, 1995, p 947
9. Yingguang Li, Ruijie Yan, Jianbang Jian “A semantics-based approach for collaborative aircraft tooling design”

УДК 629.735

## АЛГОРИТМ ВИБОРУ АЕРОДИНАМІЧНОГО ПРОФІЛЮ З МАЛИМ ЗМІЩЕННЯМ ЦЕНТРУ ТИСКУ

Кривохатько І.С., Сухов В.В.

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут»

### **Вступ**

При створенні будь-якого літального апарату важливим є правильний вибір профілю крила. Для безпілотних літальних апаратів (БЛА) деяких нетрадиційних аеродинамічних схем (літаюче крило, тандем тощо) необхідним є профіль з нульовим або дуже малим зміщенням центру тиску при зміні кута атаки. В більшості профілів при збільшенні кута атаки центр тиску зміщується вперед за хордою. Для літальних апаратів традиційної схеми це не становить проблеми, але для інших схем може бути неприпустимим [1; С. 36]. Особливістю малих «безпілотників» є політ при малих числах Рейнольдса, що розглядається фактично окремим розділом аеродинаміки.

### **Постановка задачі**

Необхідно для нетрадиційної аеродинамічної схеми при крейсерській швидкості польоту до 120 км/год та числі Рейнольдса до 250 000 з великої кількості профілів обрати оптимальні та визначити їх геометричні параметри.

### **Програмне забезпечення**

Використано програмне забезпечення Profili 2.27с [2], вибір якого обумвлений великою базою профілів, зручним інтерфейсом, можливостями створення нових профілів, їх розрахунку при різних числах Рейнольдса,

порівняння характеристик профілів в одній системі координат, імпорту/експорту геометрії профілів в різних форматах. Окрім того, є можливість використання безкоштовної версії без реєстрації (Unregistered Mode) з мінімальним скороченням доступних функцій програми. Проведене порівняння аеродинамічних характеристик профілю НАСА 4412 при малих числах Рейнольдса за розрахунком програми та за атласом профілів [3; С. 45] показує гарне узгодження результатів в межах льотних кутів атаки.

### Метод визначення зміщення центру тиску

В більшості атласів та баз даних аеродинамічних профілів не вказується положення центру тиску при різних кутах атаки. Визначити це можна за графіком залежності коефіцієнту поздовжнього моменту від коефіцієнту підйомної сили  $m_z(C_y)$  або від кута атаки  $m_z(\alpha)$ . Якщо центр тиску стаціонарний, то пікіруючий момент збільшується лише від приросту підйомної сили, і тоді графік  $m_z(C_y)$  буде лінійним (а також проходити через початок координат, але це зміщення графіку на ЛА компенсується вибором положення центру мас). Якщо центр тиску зі збільшенням кута атаки зміщується назад (координата  $x_d$  росте,  $\frac{\partial x_d}{\partial \alpha} > 0$ ), то пікіруючий момент зростатиме також від збільшення плеча сили, тобто графік має вигляд параболи, вигнутої вниз (зауважимо, що на пострадянському просторі додатним, як правило, вважають момент на кабрування [4; С. 178]; його графік має бути вигнутим вгору). В певних межах це є прийнятним для літака нетрадиційної схеми, хоча велике зміщення центру тиску збільшує необхідний момент керуючих поверхонь і втрати на балансування. Натомість, якщо центр тиску зміщується вперед ( $\frac{\partial x_d}{\partial \alpha} < 0$ , а крива  $m_z(\alpha)$  вигнута вгору), то для схеми «тандем» це призведе до втрати стійкості. Математично це має вигляд

$$m_z = C_y \cdot \bar{x}_T,$$

де  $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b}$  – відносне положення центру тиску;

$b$  – хорда профілю.

Диференціюючи за кутом атаки, і розглядаючи лінійну ділянку залежності  $C_y(\alpha)$  (тобто льотні кути атаки), отримаємо:

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = C_y \frac{\partial \bar{x}_T}{\partial \alpha} + \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \cdot \bar{x}_T.$$

На крейсерському режимі польоту  $C_y = 0,4 \dots 0,6$  [5; С. 53], а теоретичне значення  $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = 6,28$  [6]. Тому, якщо центр тиску не має різких зміщень,  $\bar{x}_T$  і

$\frac{\partial \bar{x}_T}{\partial \alpha}$  одного порядку, першим доданком можна знехтувати, тобто

$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \cdot \bar{x}_T$ . Після ще одного диференціювання отримаємо

$$\frac{\partial^2 m_z}{\partial \alpha^2} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \bar{x}_T}{\partial \alpha} = C_y^\alpha \cdot \frac{\partial \bar{x}_T}{\partial \alpha};$$

$$\frac{\partial \bar{x}_T}{\partial \alpha} \geq 0 \Leftrightarrow \frac{\partial^2 m_z}{\partial \alpha^2} \geq 0,$$

тобто зміщення центру тиску визначається другою похідною моменту за кутом атаки – вигнутістю графіку  $m_z(\alpha)$ . Звичайно, дані викладки є наближеними і надалі потребують уточнення.

### **Вимоги до аеродинамічних профілів з квазістаціонарним центром тиску**

Таким чином, для БЛА нетрадиційних аеродинамічних схем поєднуються відомі вимоги до профілів (великий максимальний коефіцієнт підйомної сили  $C_{y\max}$ , малий мінімальний коефіцієнт опору  $C_{x\min}$ , плавні характеристики звалювання) з вимогою малого зміщення центру тиску на льотних кутах атаки. Як показує аналіз бази аеродинамічних профілів, нульове зміщення центру тиску в усьому діапазоні є практично неможливим. Тому вимогою встановлюємо близьке до нульового і недодатне зміщення центру тиску при  $C_y = 0,3 \dots 0,8$ , тобто близьку до лінійної залежність  $m_z(\alpha)$ . Строго кажучи, порівняння потрібно проводити при крейсерському числі Рейнольдса для  $C_{x\min}$ , злітно-посадковому числі Рейнольдса – для  $C_{y\max}$  та обох числах Рейнольдса – для  $m_z(\alpha)$ . Згідно нашого технічного завдання мінімальна розрахункова швидкість польоту  $V_{\min} = 80 \text{ км/год}$  відповідає числу Рейнольдса  $Re_{\min} = 170000$ , а крейсерська швидкість  $V_{\max} = 120 \text{ км/год}$  –  $Re_{\max} = 250000$ . Як показав аналіз наявних профілів, при зміні числа Рейнольдса в даному діапазоні  $C_{y\max}$  та характеристики повздовжнього моменту  $m_z(\alpha)$  можна вважати сталими (що узгоджується з іншими дослідженнями для тонких профілів [7; С. 626]). Тому порівнюються лише аеродинамічні характеристики профілів при  $Re = 250000$ .

### **Алгоритм вибору профілів**

**1-й етап.** Фільтр профілів за товщиною та кривизною. Діапазон відносних товщин встановлено від 8 % до 10 %. Менше значення може призвести до проблем міцності та менших величин  $C_{y\max}$  (раннього звалювання), так як максимум  $C_{y\max}$  спостерігається при товщині (9...14) %, більша – до підвищення опору  $C_{x\min}$  [4; С. 54]. Відносна кривизна профілю знаходиться в діапазоні від 1 % до 4 %. Менше значення призводить до раннього звалювання, більше – до значного опору. Програма дозволяє автоматизувати 1-й етап вибору профілів (рис. 1). Застосування даного фільтру дозволяє залишити з 2200 профілів 349 (рис. 2).

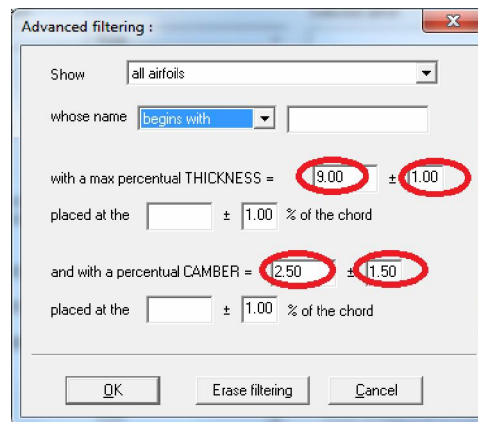


Рис. 1. Фільтр бази профілів за товщиною та кривизною

**2-й етап.** Відсіювання профілів зі значним ( $\frac{\partial \bar{x}_r}{\partial \alpha} \gg 0$ ,  $\frac{\partial^2 m_z}{\partial \alpha^2} \gg 0$ , графік значно вигнутий вниз) або від'ємним ( $\frac{\partial \bar{x}_r}{\partial \alpha} < 0$ ,  $\frac{\partial^2 m_z}{\partial \alpha^2} < 0$ , графік вигнуто вгору) зміщенням центру тиску при  $C_y = 0,3 \dots 0,8$ , а також з неприйнятними характеристиками звалювання (на рис. 3 таким є профіль №3 – DU868418, що має різкий перегин графіку при критичному куті атаки  $\alpha_{кр}$ ). За графіком  $C_y(\alpha)$  визначаємо інтервал кутів атаки від  $C_y = 0,3$  до  $C_y = 0,8$ , потім розглядаємо залежність  $m_z(\alpha)$  в цьому інтервалі (рис. 4). Профіль

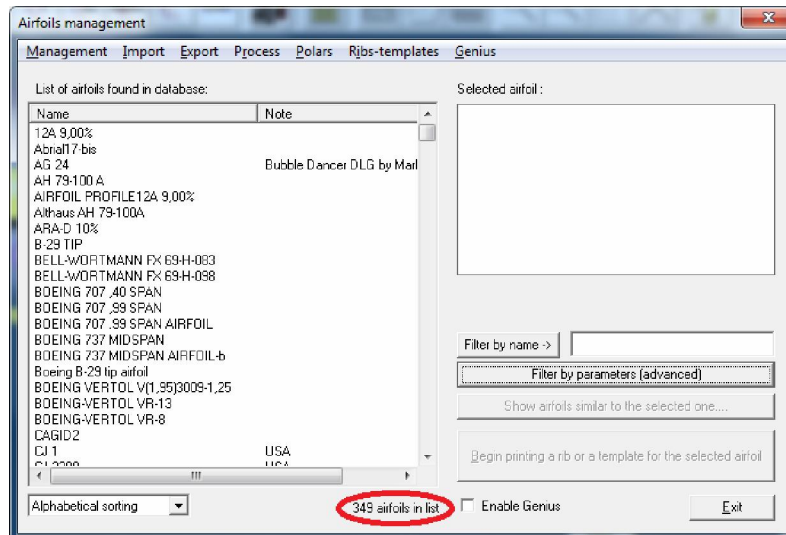


Рис. 2. Список аеродинамічних профілів після першого етапу

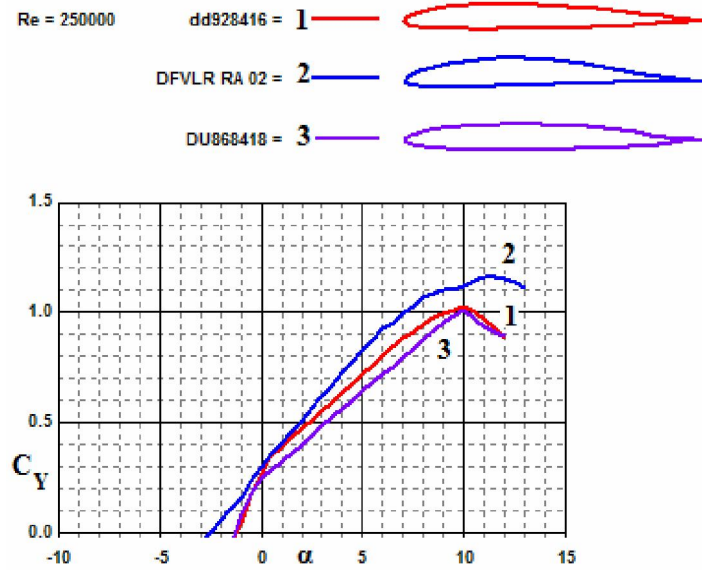


Рис. 3. Порівняння профілів за характеристиками звалювання

GIII BL126 при  $\alpha = (1...3)^\circ$  має значний вигин графіку  $m_Z(\alpha)$  вниз, тобто  $\frac{\partial \bar{x}_r}{\partial \alpha} \gg 0$ , а при  $\alpha = 5^\circ$  – вигин вгору, тобто  $\frac{\partial \bar{x}_r}{\partial \alpha} < 0$ . Профіль GIII BL288 у розглядуваному діапазоні кутів атаки має характер залежності  $m_Z(\alpha)$  близький до лінійного. Тому GIII BL126 відкидаємо, а GIII BL288 залишаємо в списку.

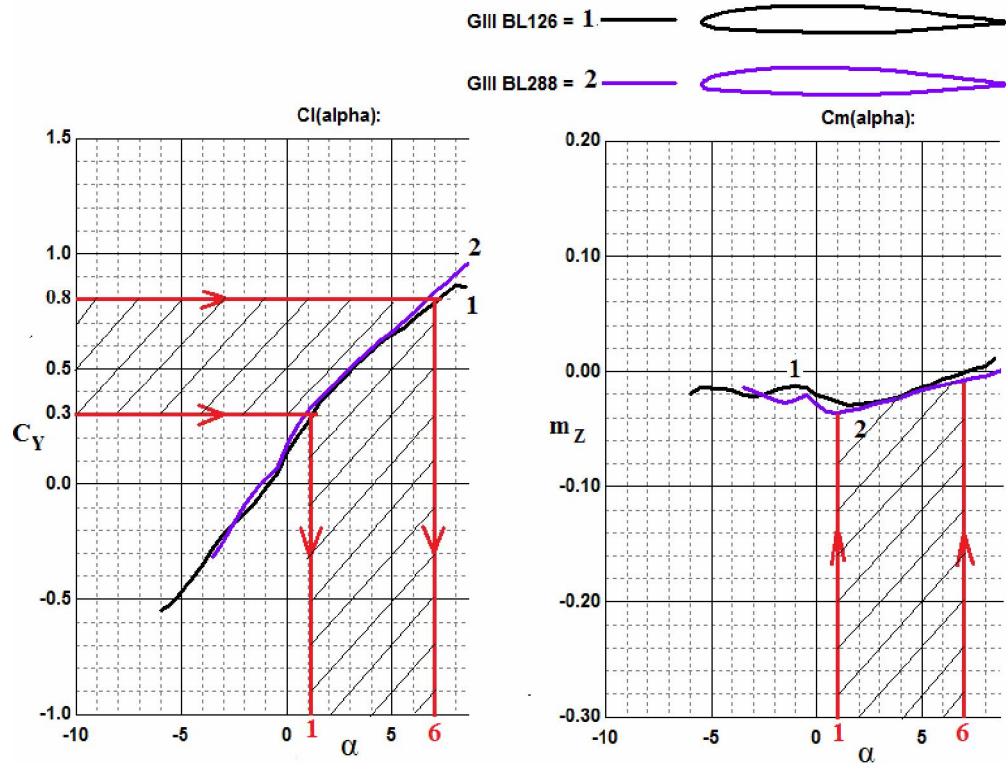


Рис. 4. Графічне зображення другого етапу

Для прискорення роботи можна відразу відсіювати вертольотні, суперкритичні та ламінаризовані профілі як такі, що заздалегідь мають великий опір при розрахункових числах Рейнольдса. Залишилось 138 профілів.

**3-й етап.** Відсіювання профілів за їх полярами, тобто за параметрами  $C_{X_{кр}}$  (опір в крейсерському режимі, тобто при  $C_y = 0,4 \dots 0,6$ ) та  $C_{Y_{max}}$  (на рис. 5 жодний профіль не має  $C_{X_{кр}}$  менший, ніж у HN-417, при цьому HN-417 має найбільше значення  $C_{Y_{max}}$ , тому всі інші профілі викреслюємо). При цьому не вводиться інтегральний показник на зразок  $C_{Y_{max}} / C_{X_{кр}}$ , так як за ним можливе відсіювання профілів з малим (але достатнім для безпечного польоту!)  $C_{Y_{max}}$  і малим (що забезпечує максимальну тривалість польоту)  $C_{X_{кр}}$ . Зі списку викреслюються лише профілі, які при попарному порівнянні не мають переваги в жодному з двох параметрів. Для урахування можливих похибок профіль визнається кращим за опором в крейсерському режимі польоту, якщо значення  $C_{X_{кр}}$  менше щонайменше в  $\frac{3}{4}$  діапазону  $C_y = 0,4 \dots 0,6$ . Якщо кращого профілю з двох даних не виявлено, залишаються обидва. Профілі для попарного порівняння можна обирати в довільному порядку або методом бульбашки – порівнюючи профілі з обома високими характеристиками почергово з усіма іншими (на рис. 5 – HN-417). Залишився 21 профіль. Їх зручно розбити на три групи: з великими  $C_{Y_{max}}$  та  $C_{X_{кр}}$ , з низькими  $C_{Y_{max}}$  та  $C_{X_{кр}}$  та із середніми значеннями характеристик. При подальшому порівнянні залишається лише 5 профілів: HN-239, HN-417, SD7037, S4110-084-84,61, FX-60-100-10,0% (рис. 6), при порівнянні яких жодний не можна відкинути (більший  $C_{Y_{max}}$  відповідає більшому  $C_{X_{кр}}$ ).

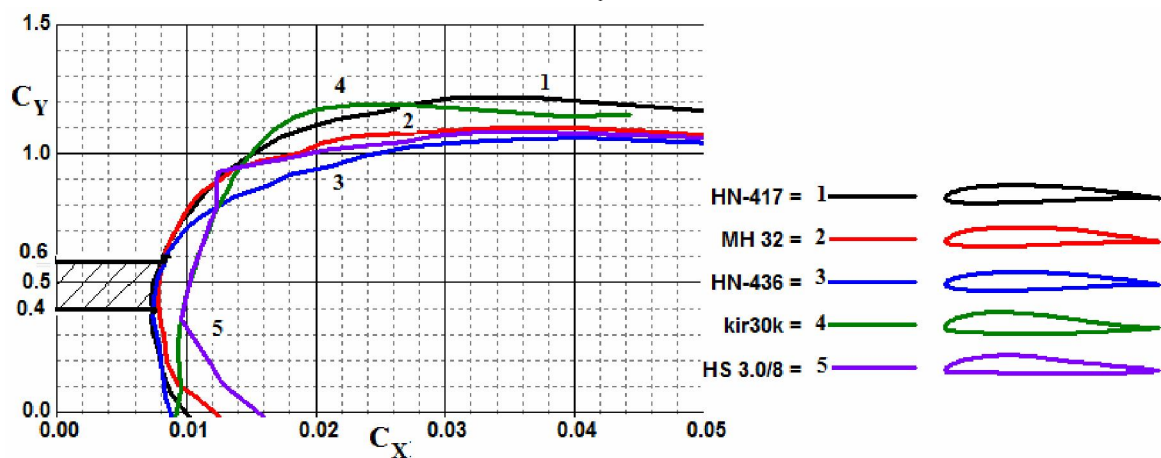


Рис. 5. Порівняння поляр п'яти профілів (третій етап)

**4-й етап.** Отримані 5 профілів вже є найліпшими існуючими варіантами. В залежності від технічного завдання (максимальна тривалість польоту, тобто мінімальний опір, або максимальна стійкість при мінімальній швидкості, тобто максимальний коефіцієнт підйомної сили) можна обирати один з них. Скоротити список можна ще більше, якщо скористатись відомим

критерієм  $C_{Y\max} / C_{X\text{кр}}$  [3; С. 10], що характеризує діапазон швидкостей польоту літального апарату. Потім приберемо профілі з істотно меншим (як мінімум, на 10%) значенням цього показника порівняно з кращими (табл. 1). Для більш точної оцінки в програмі є функція табличного зображення результатів розрахунку. Залишається лише три профілі: HN-417, SD7037, S4110-084-84,61. Зазначимо, що умова квазістаціонарності центру тиску виконується у них навіть в більш широкому інтервалі  $C_Y$ , ніж було встановлено на 2-му етапі, а саме від 0,3 до 1,0.

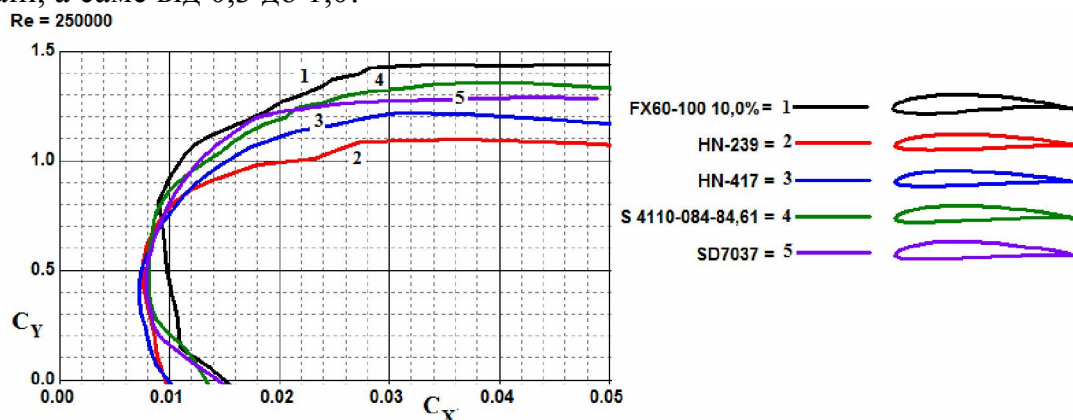


Рис. 6. Список аеродинамічних профілів після третього етапу та зображення їх поляр

Таблиця 1. Аеродинамічні характеристики профілів після третього етапу

| Назва профілю   | Значення $C_{Y\max}$ | Значення $C_{X\text{кр}}$<br>( $C_Y = 0,5$ ) | Відношення $C_{Y\max} / C_{X\text{кр}}$ |
|-----------------|----------------------|----------------------------------------------|-----------------------------------------|
| HN-239          | 1,10                 | 0,0076                                       | 144,7                                   |
| HN-417          | 1,22                 | 0,0075                                       | 162,7                                   |
| SD7037          | 1,24                 | 0,0079                                       | 163,3                                   |
| S4110-084-84,61 | 1,36                 | 0,0081                                       | 167,9                                   |
| FX-60-100-10,0% | 1,44                 | 0,0098                                       | 146,9                                   |

Таблиця 2. Геометричні характеристики профілів після четвертого етапу

| Назва профілю   | Відносна товщина $\bar{c}$ , % | Відносне положення максимальної товщини $\bar{x}_c$ , % | Відносна кривизна $\bar{f}$ , % | Відносне положення максимальної кривизни $\bar{x}_f$ , % |
|-----------------|--------------------------------|---------------------------------------------------------|---------------------------------|----------------------------------------------------------|
| HN-417          | 8,04                           | 25,9                                                    | 2,28                            | 43,7                                                     |
| SD7037          | 9,20                           | 29,1                                                    | 3,01                            | 39,3                                                     |
| S4110-084-84,61 | 8,37                           | 28,5                                                    | 3,12                            | 49,6                                                     |

## Висновки

В даній роботі проведено апробацію методу вибору аеродинамічних профілів квазістаціонарним центру тиску для безпілотних літальних апаратів малого класу із застосуванням програмного забезпечення Profili 2.27с. Застосування запропонованого алгоритму для числа Рейнольдса 250000 дало можливість скоротити вибір до трьох найкращих профілів з квазістаціонарним центру тиску в широкому діапазоні льотних кутів атаки. Подальше дослідження аеродинаміки безпілотних літальних апаратів нетрадиційних схем вимагає проведення повного факторного експерименту, при чому одним з геометричних параметрів є профіль крила. Маючи в розпорядженні три найкращі профілі, ми значно скоротили обсяг повного факторного експерименту.

На основі аналізу отриманих результатів можна зробити висновок, що оптимальні профілі мають подібний розподіл товщини  $\bar{c} = (8,0...9,2)\%$ ,  $\bar{x}_c = (25,9...29,1)\%$  та характер середньої лінії  $\bar{f} = (2,2...3,2)\%$ ,  $\bar{x}_f = (37,2...49,6)\%$ . Найважливішим є положення максимальної товщини  $\bar{x}_c$ , величина  $\bar{f}$  та положення  $\bar{x}_f$  максимальної кривизни, що змінюються у відносно вузьких діапазонах. Саме ці параметри дозволяють отримати високі льотні характеристики при зміщенні центру тиску близькому до нульового. Зауважимо також, що найбільш опір і підйомну силу має не найбільш товстий профіль SD7037, а профіль найбільшої кривизни та координати максимальної кривизни S4110-084-84,61. Наведені висновки можуть бути використані для проектування нових профілів з квазістаціонарним центром тиску.

### Список використаних джерел

1. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем: пер. с англ. Б. Б. Рыбака. – М. : Мир, 1991. – 320 с.
2. <http://www.profil2.com/eng/lastversion.htm>
3. Кашафутдинов С. Т., Лушин В. Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей / С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лушин. – Новосибирск, Сибирский НИИ авиации им. С. А. Чаплыгина, 1994. – 76 с.
4. Вотяков А. А., Каюнов. Н. Т. Аэродинамика и динамика полета самолета / А. А. Вотяков. – М. : Издательство ДОСААФ, 1975. – 296 с.
5. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / под общ. ред. Г. С. Бюшгенса. – М. : Машиностроение, 1995. – 772 с.
6. <http://aero.moy.su/index/0-13>
7. Мхитарян А. М. Аэродинамика / А. М. Мхитарян. – М. : Машиностроение, 1976. – 448 с.

УДК 629.733, 504.8

# СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ БПЛА СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» РАЗЛИЧНОГО УДЛИНЕНИЯ

Лемко О.Л., Козырь О.В.

Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»

## Введение

Дальность и продолжительность полета являются одними из основных показателей, входящих в перечень летно-технических характеристик ЛА. Они должны определяться интегрально, для полета в целом. Полет в этом случае рассматривается как последовательность типовых этапов – взлет, набор высоты и разгон, крейсерский полет, снижение, заход на посадку, посадка и другие возможные этапы полета.

Цель работы – анализ зависимости дальности и продолжительности полета семейства БПЛА «летающее крыло» с винтоколовым двигателем от удлинения для различной высоты полета.

Новизна результатов исследования: с помощью методологий, использующих математические модели и основанные на них методики расчета, предложено новая аэродинамическая компоновка БПЛА «летающее крыло» и установлено влияние удлинения на дальности и продолжительности полета данной модели.

Дальность и продолжительность полета являются важнейшими летно-тактическими характеристиками самолета. Под дальностью полета понимают расстояние от места вылета до места посадки вдоль маршрута полета по земной поверхности (Рис. 1).

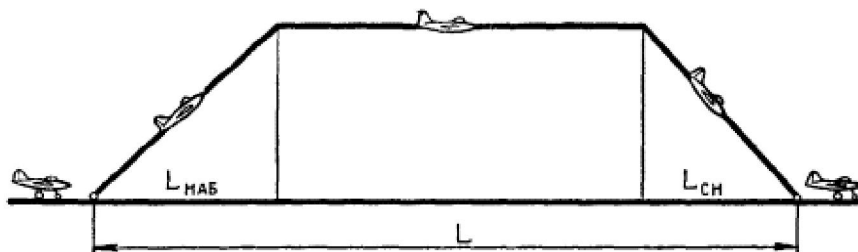


Рис. 1. Траектория полета самолета на дальность

Продолжительность полета - время пребывания самолета в воздухе с момента вылета до момента посадки.

Дальность и продолжительность полета определяются прежде всего запасом топлива и режимом полета (высотой и скоростью). Каждому режиму полета соответствует определенный расход топлива на один километр пути и за один час полета.

Удлинение крыла оказывает влияние на аэродинамические характеристики. От удлинения очень сильно зависят скос потока,

индуктивное сопротивления, и как следствие максимальное аэродинамическое качество самолета ( $K_{\max}$ ). Воздух, перетекающий через концы крыла, отбрасывает набегающий поток вниз – снос потока. Увеличение сноса потока при уменьшении удлинения должно привести и к соответствующему возрастанию индуктивного сопротивления и соответственно к увеличению общего сопротивления крыла (1):

$$C_x = C_{xpr} + \frac{C_y^2}{\pi\lambda} \quad (1)$$

где  $C_x$  - общее сопротивление крыла;

$C_{xpr}$  - профильное сопротивление;

$\frac{C_y^2}{\pi\lambda}$  - индуктивное сопротивление.

Качество определяется по формуле (2)

$$K = \frac{C_y}{C_x} \quad (2)$$

Увеличение индуктивного сопротивления приводит к более резкому искривлению вправо поляры крыла меньшего удлинения и уменьшению  $K_{\max}$ . Чем больше удлинение крыла, тем выше  $K_{\max}$ .

Согласно формулам (3) и (4) качество является одним из определяющих параметров дальности и продолжительности .

Расчет геометрических характеристик семейства БПЛА «летающее крыло» проводился в соответствии с предложенным в работе [1] принципом построения сложных в плане крыльев. При заданной удельной нагрузке на крыло и известной взлетной массе БПЛА разработаны аэродинамические компоновки БЛА «летающее крыло» для трех выбранных удлинений и определены геометрические характеристики выбранных компоновочных схем.

Аэродинамическая компоновка семейства БПЛА различного удлинения показана на рис. 2, а геометрические характеристики «летающих крыльев» с удлинением  $\lambda = 2.0, 3.0, 5.0$  приведены в табл. 1.

Максимальная высота полета принималась равной  $H = 3$  км, этапы набора высоты и снижения не рассматриваются. На взлет, набор высоты, снижение, посадку, а также 5% аэронавигационный запас отводится 40 кг топлива. Масса топлива на горизонтальный полет составила 160 кг.

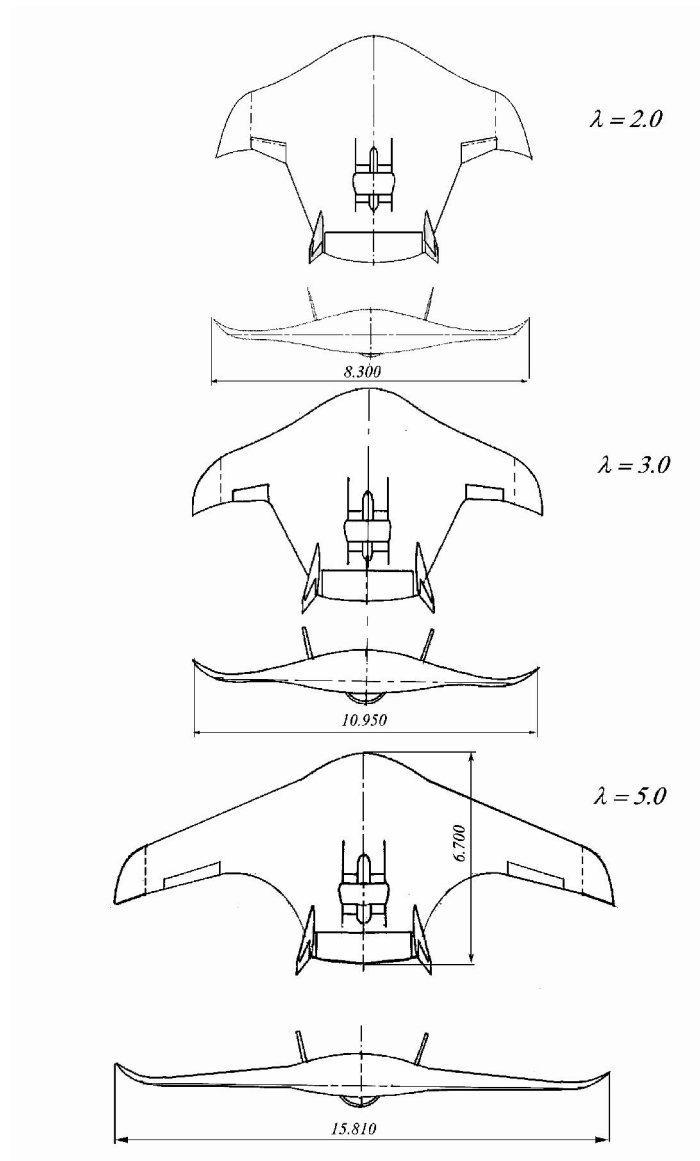


Рис. 2. Аэродинамическая компоновка семейства БЛА различного удлинения

Дальность и продолжительность горизонтального крейсерского полета в зависимости от высоты полета и удлинения крыла определялись по методике, приведенной в [2]:

$$t = -\frac{g}{\sqrt{\Delta}} \int_{m_H}^{m_K} \frac{3600}{P_B \cdot c_e} d(m), \quad (3)$$

$$L = -\frac{g}{\sqrt{\Delta}} \int_{m_H}^{m_K} \frac{3600}{P_B \cdot c_e} V_{ГП} d(m). \quad (4)$$

где:

- $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_o}$  – относительная плотность воздуха;
- $P_{B_{\Gamma\Pi}} = \frac{mg}{K_{opt}(V_{\Gamma\Pi})}$ ;
- $K_{opt}$  – аэродинамическое качество БЛА в крейсерском режиме;
- $c_e$  – удельный часовой расход топлива в кг/л.с.·ч;
- $m$  – масса ЛА.

По вышеизложенной методике был проведен расчет оптимальных скоростей для достижения максимальной дальности и максимальной продолжительности полета семейства многоцелевых БпЛА в зависимости от высоты полета и удлинения крыла.

Исходные данные для расчета максимальной дальности и продолжительности полета БпЛА для высот  $H = 0$  км, 1.0 км, 2.0 км и 3.0 км:

- масса взлетная  $m_0$  654, 640, 656 кг;
- удлинение крыла  $\lambda$  2.0, 3.0, 5.0;
- масса топлива на горизонтальный полет  $m_{Трасх}$  ..... 160 кг;
- аэродинамические характеристики БЛА с различным удлинением.

Результаты расчетов представлены в виде графических зависимостей  $L$ ,  $t = f(V_{\Gamma\Pi}, \lambda, H)$  на рис. 3...4.

Таблица 1. Дальность и продолжительность в зависимости от удлинения и высоты полета БпЛА

| Параметры                              | Значения |      |      |      |
|----------------------------------------|----------|------|------|------|
| Крыло $\lambda = 2.0$ ; $m_0 = 654$ кг |          |      |      |      |
| $H$ , м                                | 0.000    | 1000 | 2000 | 3000 |
| $V_{opt. L}$                           | 144      | 153  | 162  | 173  |
| $L_{max}$ , км                         | 1690     | 1798 | 1909 | 2037 |
| $V_{opt. t}$                           | 108      | 115  | 121  | 130  |
| $t_{max}$ , час                        | 17.2     | 18.1 | 19.2 | 20.1 |
| Крыло $\lambda = 3.0$ ; $m_0 = 640$ кг |          |      |      |      |
| $V_{opt. L}$                           | 126      | 134  | 142  | 152  |
| $L_{max}$ , км                         | 1875     | 1990 | 2117 | 2260 |
| $V_{opt. t}$                           | 92       | 96   | 101  | 109  |
| $t_{max}$ , час                        | 20.5     | 21.7 | 23.0 | 24.2 |
| Крыло $\lambda = 5.0$ ; $m_0 = 656$ кг |          |      |      |      |
| $V_{opt. L}$                           | 108      | 115  | 122  | 130  |

|                        |      |      |      |      |
|------------------------|------|------|------|------|
| $L_{max}, \text{ км}$  | 2176 | 2309 | 2456 | 2622 |
| $V_{opt. t}$           | 95   | 98   | 102  | 108  |
| $t_{max}, \text{ час}$ | 25.5 | 26.7 | 28.1 | 29.2 |

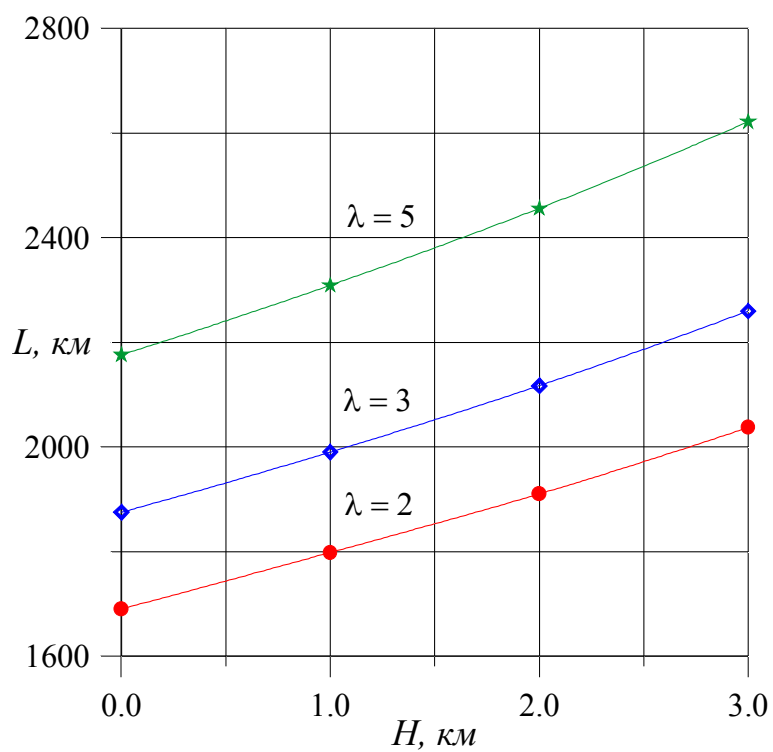


Рис. 3. Зависимости  $L = f(H)$

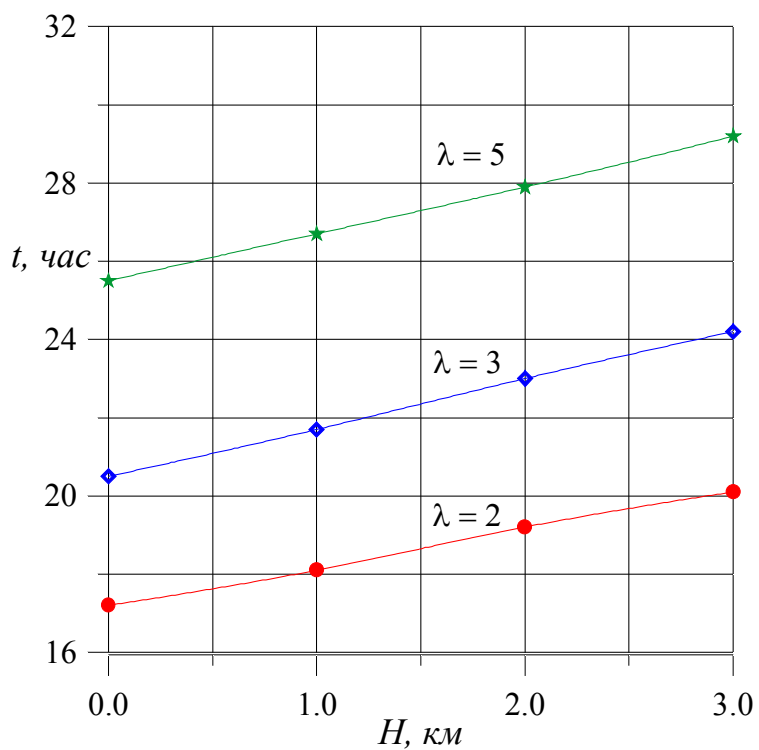


Рис. 4. Зависимости  $t = f(H)$

## Выводы

При увеличении удлинения и высоты горизонтального полета величина оптимальных скоростей  $V_{opt}$ , на которых достигается максимальная дальность (продолжительность) полета, возрастает. Для БпЛА с удлинением  $\lambda = 5.0$ , эти скорости наименьшие, а дальность и продолжительность полета наибольшие. Установлено, что при одинаковой массе и мощности силовой установки увеличение удлинения крыла от  $\lambda = 2.0$  до  $\lambda = 5.0$  приводит к возрастанию крейсерского аэродинамического качества на  $\approx 30\%$ , и, несмотря на меньший относительный запас топлива, существенно (до 29 часов) увеличивается продолжительность полета ЛА.

## Литература

1. Лемко О. Л. Оценка возможности снижения балансировочных потерь аэродинамического качества на летательных аппаратах схемы «летающее крыло» // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ, 2006. – № 1 (27). – С. 49 – 57.
2. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1978.–208с.

УДК 629. 7.014.16.001.2

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНОГО САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Лемко О. Л. , Силка Н. В.

Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»

## Вступление

При аэродинамическом проектировании самолетов вертикального взлета и посадки (далее – СВВП) одной из основных задач является определение их аэродинамических характеристик на всех режимах полета. Как правило, эта задача решается совместно теоретическими и экспериментальными методами [1, 2]. Ниже приведены некоторые результаты экспериментальных исследований модели перспективного самолета вертикального взлета и посадки (далее – СВВП) в аэродинамической трубе АТ-1 ГосНИИ авиации.

## Цель работы

Экспериментально оценить и проанализировать аэродинамические характеристики СВВП на режимах горизонтального полета в

аэродинамической трубе.

### **Аэродинамическая модель**

Масштабная модель (рис. 1) изготовлена из твердого полистирола и окрашена в белый цвет, в соответствии с требованиями к моделям для аэродинамических труб [3]

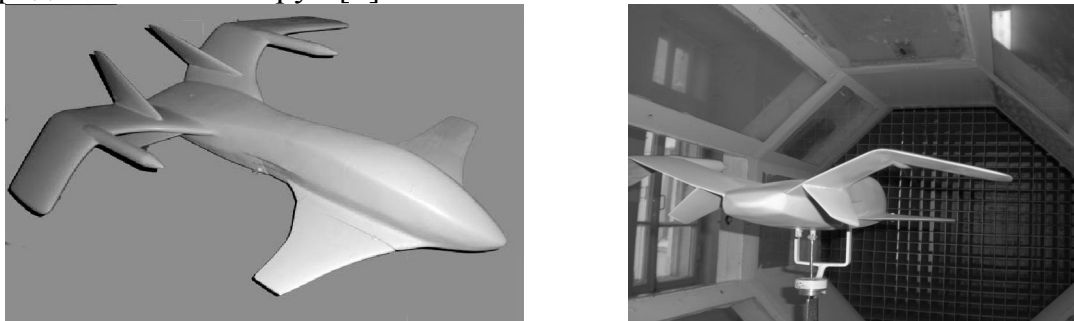


Рис. 1. Аэродинамическая модель СВВП

### **Методика и программа экспериментов**

Испытания проводились в аэродинамической трубе при скорости потока в рабочей части  $V_\infty = 25$  м/с. Этой скорости соответствует число  $Re = 2.45 \cdot 10^5$ , определенное по САХ модели СВВП.

Модель устанавливалась на аэродинамические весы в рабочей части, затем аэродинамическая труба выводилась на рабочий режим в соответствии с программой исследований. В процессе эксперимента изменялись углы атаки  $\alpha$  и углы скольжения  $\beta$  модели. Максимальные углы атаки задавались в пределах, указанных в программе испытаний. В процессе проведения испытаний на аэродинамических весах измерялись действующие на модель аэродинамические силы  $X_a$  и  $Y_a$ , а также аэродинамические моменты  $M_z$  и  $M_y$ .

Каждый эксперимент проводился пятикратно, показания весов усреднялись и обрабатывались на ЭВМ с выдачей рассчитанных аэродинамических параметров.

### **Определение диапазона скоростей автомоделного режима**

Перед началом экспериментальных исследований были проведены тестовые испытания модели, в которых определялась зависимость коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе  $C_{x0}$  от скорости потока (числа Рейнольдса) и определение диапазона скоростей автомоделного режима, при которых коэффициент сопротивления  $C_{x0}$  изменяется незначительно. Скорость потока в рабочей части трубы в этом эксперименте устанавливалась в диапазоне  $V_\infty = 5 \div 30$  м/с. Заданному диапазону скоростей соответствовал диапазон чисел  $Re = 0.04 \div 0.22 \cdot 10^6$  (число Рейнольдса определялось по САХ модели). На рис. 2 показана зависимость изменения коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе модели от скорости потока в рабочей части.

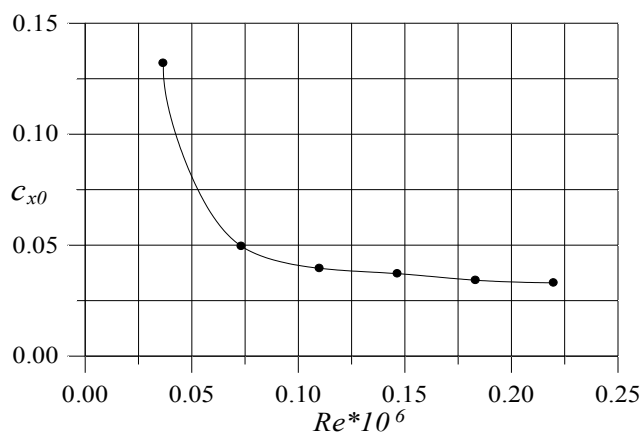


Рис. 2. Зависимость коэффициента  $c_{x0} = f(Re)$

Как видно из графика, при скоростях более 25 м/с (число  $Re = 0.2 \cdot 10^6$ ), дальнейшее увеличение скорости практически не влияет на величину коэффициента сопротивления. Исходя из этого все аэродинамические характеристики определялись при скорости потока в рабочей части  $V_\infty = 25$  м/с.

### Результаты экспериментальных исследований и их анализ

По полученным в ходе экспериментов данным проводился расчет зависимостей аэродинамических коэффициентов сил и моментов от угла атаки и скольжения, а также их анализ. Результаты исследований приведены в виде графических зависимостей.

### Коэффициент подъемной силы

На рис. 3 приведена экспериментальная зависимость коэффициента подъемной силы  $c_{ya} = f(\alpha)$  модели СВВП.

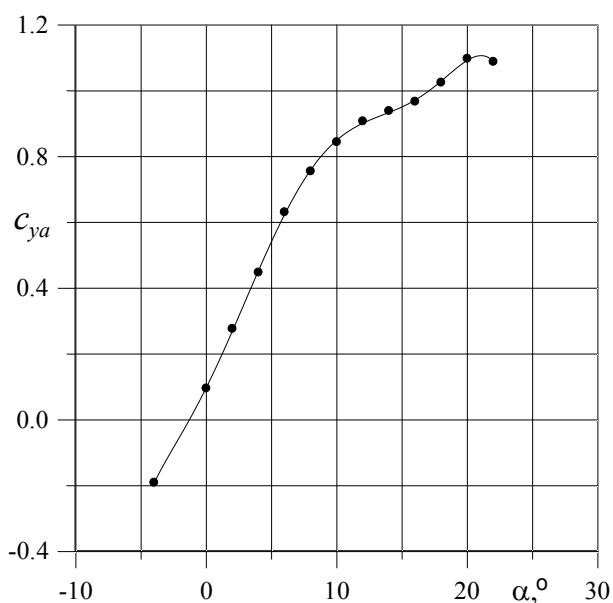


Рис. 3. Зависимость  $c_{ya} = f(\alpha)$  модели СВВП

Из графика видно, что производная коэффициента подъемной силы по углу атаки на линейном участке кривой составляет  $c_y^\alpha \approx 0.077$ . Коэффициент максимальной подъемной силы, достигнутый в эксперименте  $c_{ya \text{ макс}} \approx 1.15$  при угле атаки  $\alpha_{кр} \approx 22^\circ$ . Угол атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0 \approx -1.0^\circ$ .

#### Коэффициент лобового сопротивления

Характер изменения коэффициента сопротивления модели  $c_{xa} = f(\alpha)$ ,  $c_{xa} = f(c_{ya})$ , который пересчитывался на натурное число Рейнольдса показан на рис. 4...5.

Для модели проектируемого СВВП коэффициент лобового сопротивления  $c_{x0}$  равен 0.0265, а поляра крыла до значения коэффициента  $c_{ya} \approx 0.35 \dots 0.40$  имеет классический вид. Дальнейшее изменение течения кривой  $c_{xa} = f(c_{ya})$  связано с перестройкой пространственного обтекания саблевидного крыла обратной стреловидности.

#### Коэффициент аэродинамического качества.

Аэродинамическое качество ЛА является одним из основных показателей совершенства аэродинамической компоновки. Максимального значения аэродинамическое качество достигает на угле атаки  $\alpha_{нв} = 4.8^\circ$  (рис. 6).

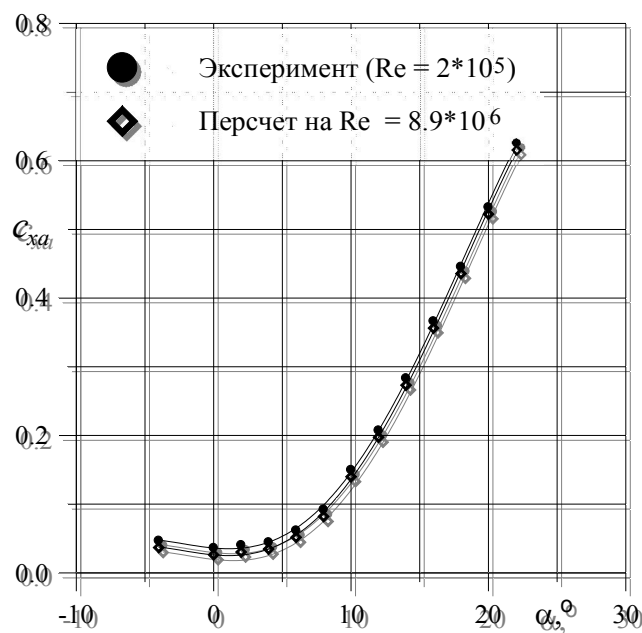


Рис. 4. Зависимости  $c_{xa} = f(\alpha)$  модели СВВП

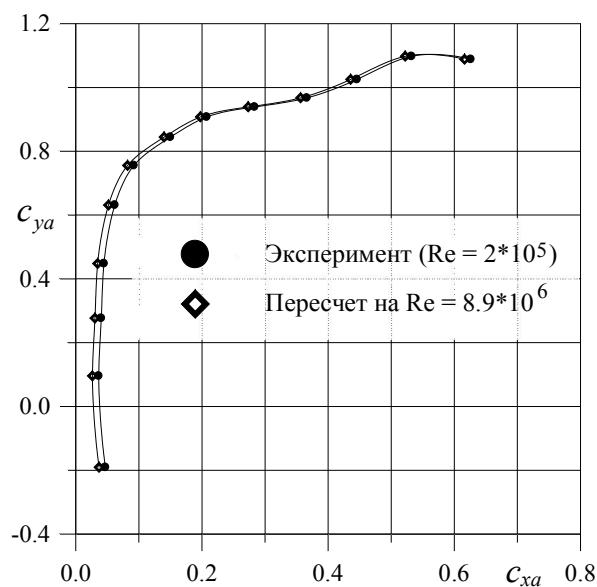


Рис. 5. Зависимость  $c_{xa} = f(c_{ya})$  модели СВВП

Максимальное аэродинамическое качество СВВП при натуральных числах  $Re \approx 8.9 \times 10^6$  будет иметь величину  $K_{\text{макс}} \approx 13.0$  при значении коэффициента подъемной силы  $c_{y_{\text{нв}}} \approx 0.57$ .

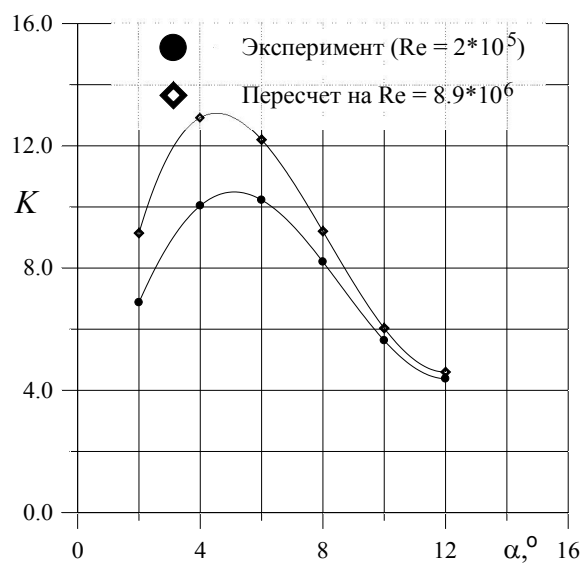


Рис. 6. Зависимость  $K = f(\alpha)$  модели СВВП

### Характеристики продольного момента модели СВВП.

Как видно из рис. 7, графическая зависимость  $m_z(\alpha)$ , близка к линейной на участке кривой  $\alpha = -10^\circ \dots +15^\circ$ . При дальнейшем увеличении угла атаки, в результате усиления эффекта пространственного обтекания крыла наклон кривой  $m_z(\alpha)$  уменьшается. Коэффициент продольного момента  $m_{z0} = -$

0.018, а степень продольной статической устойчивости модели при заданной центровке ( $\bar{x}_T = 0.278$ ) составляет  $m_z^{c_y} = -0.074$ .

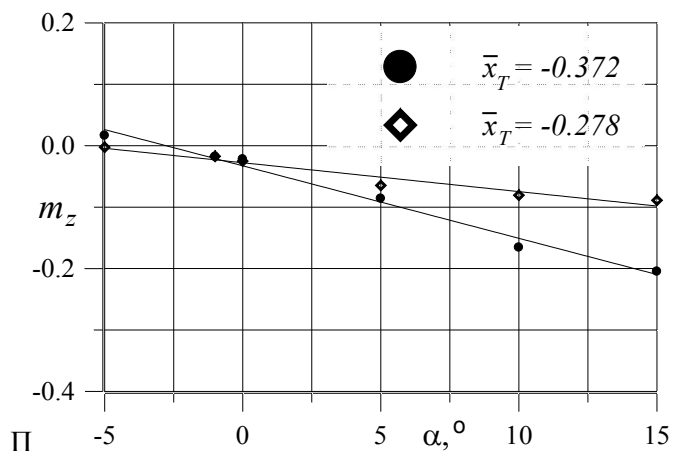


Рис. 7. Зависимости  $m_z = f(\alpha)$  модели СВВП

#### Определение эффективности органов продольного управления модели.

Эффективность цельноповоротного переднего крыла модели СВВП определялась следующим образом. Модель помещалась в аэродинамическую трубу, затем определялись величина подъемной силы ( $c_{ya}$ ) и продольного момента ( $m_z$ ) в зависимости от угла атаки  $\alpha$  и угла отклонения  $\varphi_{ПК}$ .

По результатам экспериментальных исследований были построены зависимости  $m_z = f(\alpha, \varphi_{ПК})$ , которые приведены на рис. 8.

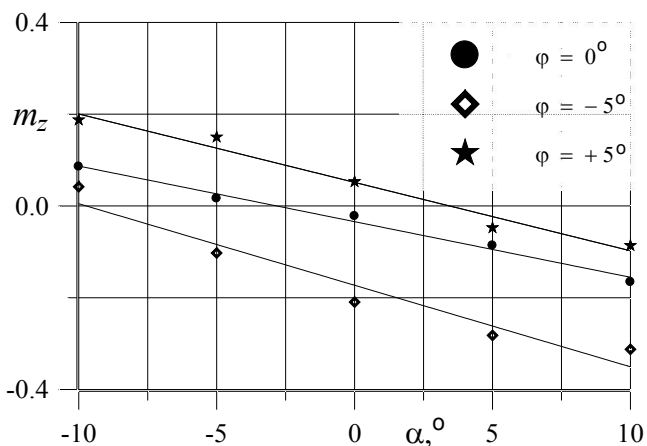


Рис. 8. Зависимости  $m_z = f(\alpha)$  модели СВВП при отклонении цельноповоротного переднего горизонтального оперения

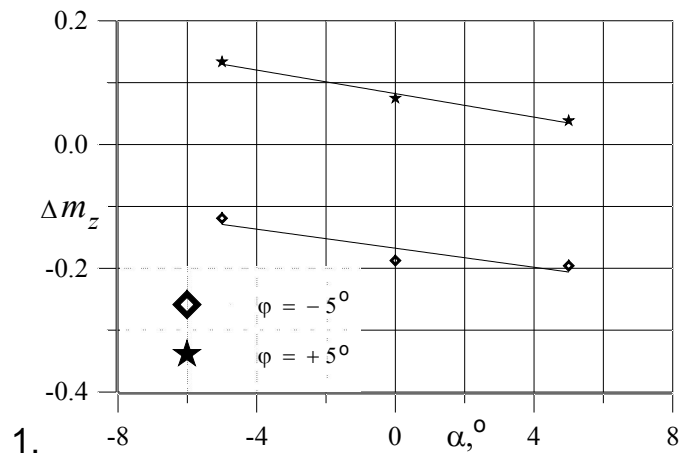


Рис. 9. Зависимости  $\Delta m_z = f(\alpha)$  модели СВВП при отклонении цельноповоротного переднего горизонтального оперения

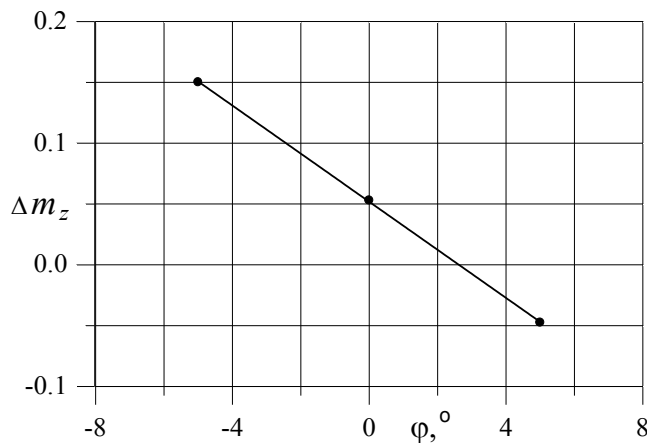


Рис. 10. Зависимости  $\Delta m_z = f(\varphi_{ПК})$  модели СВВП при отклонении цельноповоротного переднего горизонтального оперения

### Характеристики путевого момента модели СВВП

Для СВВП заданной аэродинамической компоновки, получение приемлемых характеристик путевой статической устойчивости являются достаточно сложной задачей. Это объясняется большой площадью проекции поверхности носовой части фюзеляжа модели проектируемого СВВП на плоскость симметрии и наличие крыла обратной стреловидности. Как следствие, эти факторы существенным образом повлияли на путевую статическую устойчивость ЛА в целом.

На рис. 11...12 приведены зависимости коэффициента путевого момента  $m_y$ , по углу скольжения  $\beta$  на углах атаки модели  $\alpha = \pm 10^\circ$  и их производные. Как видно из графических зависимостей модель устойчива в путевом отношении (рис. 11). Зависимости  $m_y = f(\beta, \alpha)$  близки к линейным в диапазоне углов скольжения  $\beta = \pm 15^\circ$ . В то же время зависимость  $m_y^\beta = f(\alpha)$  нелинейна (рис. 12).

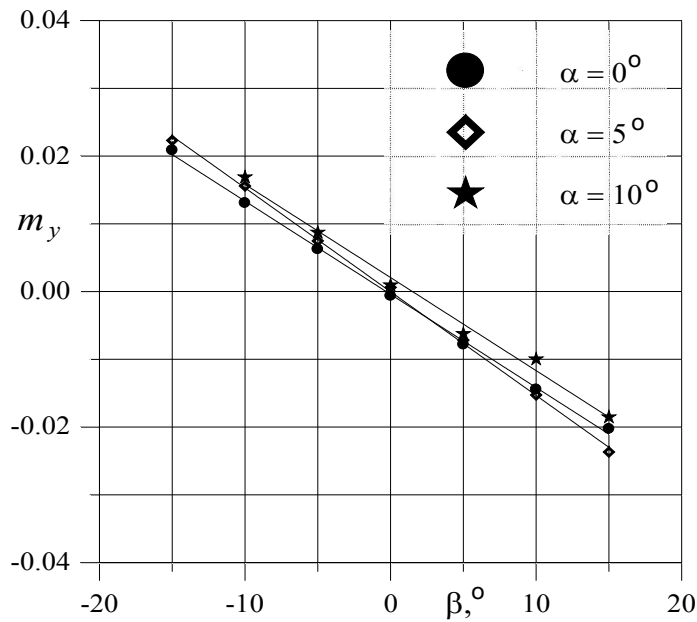


Рис. 11. Зависимости  $m_y = f(\beta, \alpha)$  модели СВВП

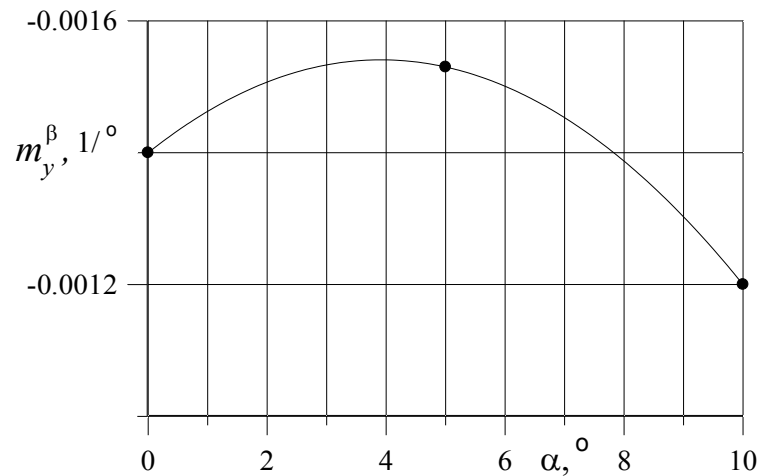


Рис. 12. Зависимость производной  $m_y^\beta = f(\alpha)$  модели СВВП

По мере увеличения угла атаки до  $\alpha = 4^\circ \dots 5^\circ$  степень путевой статической устойчивости модели сначала увеличивается, а затем начинает уменьшаться вследствие затенения верхнерасположенного вертикального оперения развитой головной частью фюзеляжа.

Как показал анализ, установка верхних килей внесла небольшие изменения в зависимость  $c_{ya} = f(\alpha)$  на углах атаки  $\alpha > 10^\circ$  и несущественные изменения в зависимость  $c_{xa} = f(\alpha)$ . Характеристики аэродинамического качества и продольного момента практически не изменились.

Наиболее важные результаты, полученные в результате экспериментальных исследований по определению несущих свойств, характеристик сопротивления, продольной и путевой устойчивости модели СВВП приведены в табл. 1.

Таблица 1.Аэродинамические характеристики модели СВВП

| Параметры              |              |                       |                    |            |          |                              |                       |
|------------------------|--------------|-----------------------|--------------------|------------|----------|------------------------------|-----------------------|
| $C_y^\alpha, 1/^\circ$ | $C_{y \max}$ | $\alpha_{кр}, ^\circ$ | $\alpha_0, ^\circ$ | $K_{\max}$ | $C_{x0}$ | $m_z^{\phi_{ПГО}}, 1/^\circ$ | $m_y^\beta, 1/^\circ$ |
| 0.0772                 | 1.15         | 22                    | 4.5                | 12.95      | 0.026    | -0.01                        | -0.0013               |

## Выводы

1. Анализ проведенных исследований показал, что зависимости  $C_{ya} = f(\alpha)$  модели СВВП близки к линейным. Производная  $C_y^\alpha$ , характеризующая несущие свойства крыла, имеет достаточно большую величину и составляет  $\approx 0.077 \text{ 1/}^\circ$ .
2. Максимальное аэродинамическое качество СВВП соответствует  $K_{\max} \approx 13.0$  (при пересчете на натурные условия при числах  $Re = 9 \cdot 10^6$ ).
3. В эксперименте на модели получены удовлетворительные характеристики продольной статической устойчивости. Коэффициент продольного момента  $m_{z0} = -0.018$ , степень продольной статической устойчивости модели при заданной центровке ( $\bar{x}_T = 0.278\%$ ) составляет  $m_z^{C_y} = -0.074$ .
4. Как показал эксперимент, модель статически устойчива в путевом отношении. Зависимости  $m_y = f(\beta, \alpha)$  близки к линейным в диапазоне углов скольжения  $\beta = \pm 15^\circ$ .
5. Результаты экспериментальных исследований в целом подтвердили правильность основных подходов по созданию аэродинамической компоновки легкого СВВП.

## Список использованных источников

1. Авиация общего назначения. Руководство для конструкторов / Под редакцией В. Г. Микеладзе - М.: ЦАГИ, 1996. - 298 с.
2. Горлин С. М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. Методы и приборы. - М.: Наука, 1964. - 720 с.
3. Пэнкхерст Р. Холдер Д. Техника эксперимента в аэродинамических трубах: Пер. с англ. - М.: Иностранная литература, 1955. - 657с.

УДК 629.7.021

## ОПТИМІЗАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Мариношенко О.П., Молодчик О.Д., Сидоренко О.І.

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут»

## **Вступ**

На даному етапі розвитку сучасного проектування, оптимізація є однією з найважливіших задач.

В основі вирішення оптимізаційних задач лежить принцип прямого проектування, тобто принцип пошуку оптимальної конструктивної форми, її геометричних і фізичних характеристик безпосередньо по вихідним даним. Основна відмінність прямого підходу до проектування від традиційного складається в тому, що зазвичай проектувальник, тим або іншим чином попередньо назначає параметри об'єкту а потім проводить його розрахунок, по результатам якого попереднє рішення уточнюється або замінюється новим. Пряме ж проектування передбачає вибір з множини можливих рішень об'єктивно найкращого.

Існуючі методи оптимізації конструкцій можна розділити на три рівні, в порядку зростання їх складності:

- 1 рівень: варіантне проектування, яке полягає в розгляді певного числа варіантів, без явно вираженої моделі задачі вибору.
- 2 рівень: оптимізація в рамках автоматизованого проектування. Тут використовується статичний розрахунок, що реалізований на ЕОМ, з додаванням блоків конструювання та варіювання геометричними і фізичними параметрами. Алгоритми і програми розрахунку базуються на класичних методах механіки, тобто на перевірочному підході до розглядуваної конструкції, дані до якої задаються проектувальником. Застосування комп'ютерної техніки дозволяє в значній мірі відмовитись від спрощень, що характерні для ручного розрахунку, загалом від вибору розрахункової схеми, визначення механічних властивостей матеріалу, врахування взаємодії при роботі окремих елементів тощо.
- 3 рівень: заснований на теоретичному аналізі функції маси, вартості або енергії конструкції. Задача вибору найкращих параметрів розв'язується аналітично з врахуванням діючих навантажень, теорії розрахунку, умов міцності матеріалу, жорсткісних і конструктивних вимог. Такий підхід є найбільш ідеальним, так як в деякій мірі наближається до рішення задачі синтезу найкращого варіанту конструкції [6].

## **Постановка задачі**

Розглядається задача покращення характеристик крила літака. В якості можливих параметрів оптимізації обираються його жорсткість та аеродинамічні характеристики.

В даній роботі пропонується користуватися третім рівнем методу оптимізації конструкції крила літака. В якості цільової функції було обрано коефіцієнт підйомної сили та жорсткість при обмеженні максимальної маси.

Робота націлена на визначення перспективних методів оптимізації. Для цього задачу пропонується розбити на дві підзадачі:

- задача оптимізації жорсткості;
- задача оптимізації аеродинамічних характеристик.

## Оптимізація

Загальна схема оптимізації має вигляд:

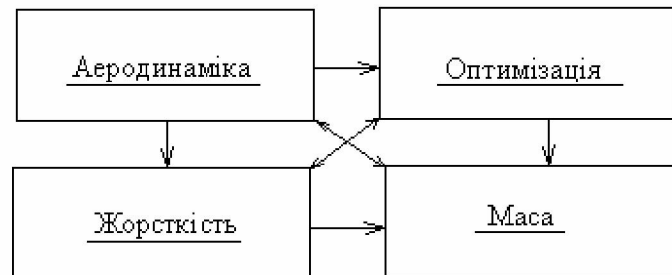


Рис. 1. Схема оптимізації

Схема на рис.1 демонструє головне протиріччя проектування - неможливість одночасного покращення всіх необхідних параметрів: збільшення жорсткості (так само і оптимізація аеродинаміки) практично однозначно приводить до збільшення маси конструкції, і навпаки. Аналогічно і у випадку з іншими параметрами.

## Оптимізація жорсткості

Визначимо математичні функції маси і жорсткості в залежності від внутрішньої конфігурації силових елементів (обшивка, стрингери, лонжерони).

Необхідно відзначити, що зниження маси повинно відбуватись без зменшення міцності, жорсткості і надійності (довговічності) об'єкту.

Пропонується крило літака розглядати як деяку пустотілу просторову конструкцію зі змінними характеристиками. Вздовж розмаху профілі крила вважаємо подібними, розміри яких можуть змінюватися за певним законом. В дослідженні здійснюється зведення задачі про динаміку крила літального апарату до задачі деформування консольної балки з подібними до крила характеристикам. Вирішення поставленої в роботі задачі дозволить отримати характеристики крила в залежності від деякої величини, яка характеризує розміщення силових елементів [1].

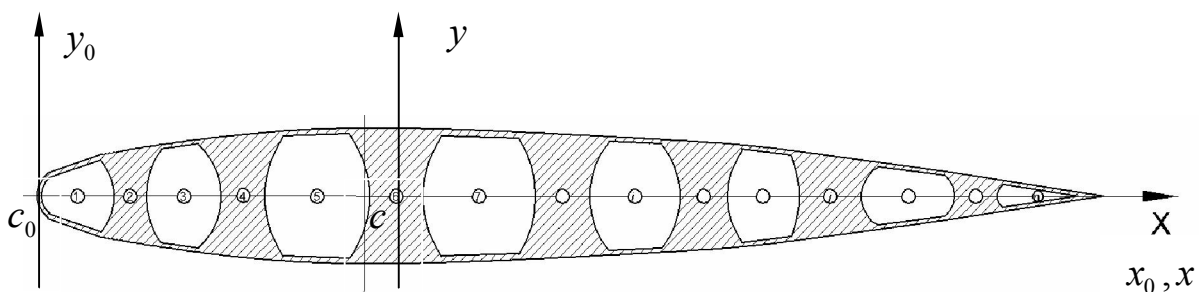


Рис. 2. Поперечний переріз крила

Будемо вважати, що заштриховані області на рис.2 є областями розміщення підкріплюючих силових елементів.

Система координат  $c_0x_0y_0$  має своїм початком передню кромку поперечного перерізу, її вісь  $c_0x_0$  направлена по довжині хорди поперечного перерізу крила літального апарату, початок системи координат  $cxy$  збігається з центром мас вище розглядуваного поперечного перерізу[2].

В першому наближенні вважаємо, що центри мас стрингерів лежать на нейтральній площині обшивки крила.

Опишемо профіль крила як функцію координат  $x_0, y_0$ . В загальному випадку аеродинамічний профіль не є симетричним, отже нам необхідно описати дві поверхні:

$$f(x) = \begin{cases} f_1(x) \\ f_2(x) \end{cases} \quad (1)$$

В першому наближенні будемо вважати, що силові елементи розміщені симетрично (рис.3), тоді розміщення стрингерів та лонжеронів можна визначити за формулою:

$$\varphi_j(x) = x_i + \frac{j}{n+1} \left[ (x_{i+1} - x_i) - \left| \frac{x_{i+1} - x_i}{2} - C \right| \right], \quad (2)$$

де  $\varphi_j(x)$  – абсциса  $j$ -го силового елементу;

$x_i$  – координата початку розміщення силових елементів;

$x_{i+1}$  – координата закінчення розміщення силових елементів;

$n$  – кількість силових елементів на заданій поверхні;

$C$  – центр відносно якого будуть розміщення силові елементи.

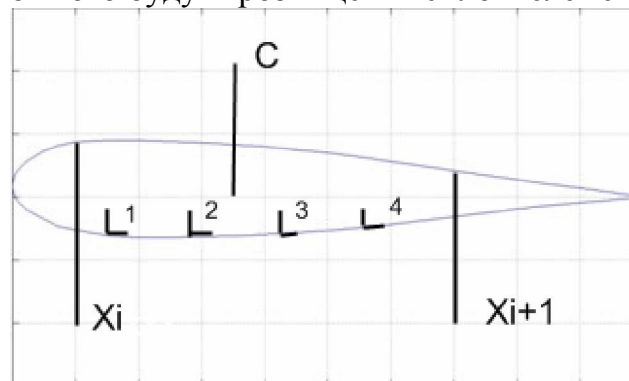


Рис. 3. Схема розміщення силових елементів

Ординату центру мас кожного стрингеру можна визначити знаючи аналітичну функцію  $f(x)$ , що описує контур аеродинамічного профілю.

Після цього отримаємо функцію, яка показує залежність жорсткості від внутрішнього розміщення силових елементів. Знаходячи екстремуми

функції знаємо максимальне значення жорсткості, а в подальшому проаналізуємо кінематичні характеристики коливання крила, та отримати залежність прогинів та кутів крутки від розміщення силових елементів.

### Оптимізація аеродинамічних характеристик

Розглянемо питання аеродинамічного проектування хвилеподібного крила та оптимізації його геометричних характеристик.

На даний момент широко використовуються такі способи зменшення індуктивного опору: використання V-подібності, геометричної та аеродинамічної крутки, використання кінцевих аеродинамічних поверхонь, вихорогенераторів та вихорогенераторів-дефлекторів [5].

На відміну від вищезазначених широкоживаних способів, в даній роботі пропонується використовувати крило із хвильовою формою передньої кромки з метою перевести негативу складову роботи індуктивних вихорів на підвищення підйомної сили.

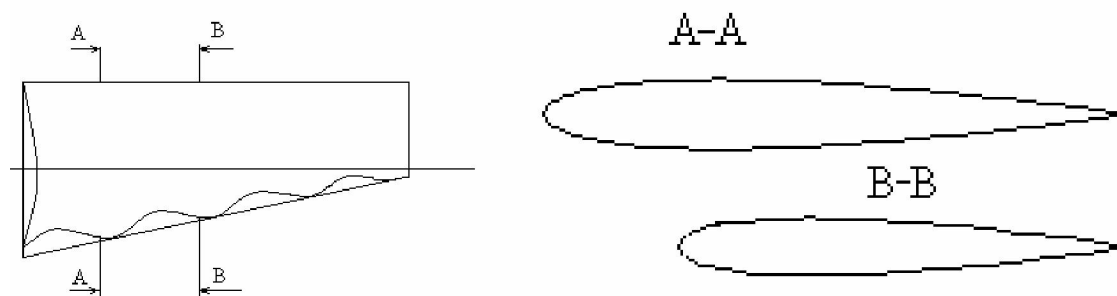


Рис. 4. Крило з хвилеподібним профілем

Попередній аеродинамічний розрахунок, проведений в програмному комплексі «Leonov», що реалізує панельно-вихоровий метод показав, що з використанням форми крила, що складається з двох хвилеподібних секцій, приріст  $C_p$  складає 6,5%. З дослідження геометрії запропонованого крила і розподілу швидкостей повітряного потоку, впливає, що приріст  $C_p$  пов'язаний зі згасанням індуктивної складової швидкості, яка наявна при обтіканні повітряним потоком крила скінченного розмаху, та використання циркуляції для покращення аеродинамічних характеристик.

### Висновки

В роботі наведено підходи до оптимізації жорсткісних та аеродинамічних характеристик крила літального апарату.

В подальшому планується отримати математичну модель, що дозволить на основі головних параметрів крила визначити його оптимальні характеристики.

### Список літератури

1. 1. Інформаційні системи, механіка та керування. К.: НТУУ “КПІ”, випуск №4 – 2009. – С.89-98 (Оптимізація внутрішньої структури видовженої балкової системи)
2. *Келдыш М. В.* Избранные труды. Механика - Москва.: «Наука», 1985.- 567.стр.
3. *Петров К.П.* Аэродинамика элементов летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1985. - 272 с., ил.
4. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика. Ч. 1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. Учебник для втузов. Изд. 2-е, перераб. и доп. - М.: "Высшая школа", 1976. - 384 с., ил.
5. *Караfoли.* Аэродинамика крыла самолета. Е.: Изд-во АН СССР 1956: 480.
6. *Трофимович В.В.* Оптимальное проектирование металлических конструкций. Будівельник 1981, 136 стр.

## ВИЗНАЧЕННЯ БАЗОВИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЕКТУВАННЯ

Масько О.М., Сухов В.В.

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут»

### Вступ

Отримання достовірної інформації про стан та тенденцію розвитку будь якого явища, техногенного чи військового характеру є актуальною задачею. Для виконання задач такого характеру широко використовуються безпілотні літальні апарати (БЛА). До переваг використання БЛА в порівнянні з традиційними засобами отримання інформації (повітряна та космічна розвідка, групи спостереження і т.д.) слід віднести: відносна простота в використанні, висока економічна ефективність, безпека роботи для пілота-оператора [1]. Виконання перерахованих факторів досягається за рахунок оптимальних параметрів БЛА основними з яких є: конструкторсько-технологічні та експлуатаційні [2].

Конструкторсько-технологічні параметри обираються на етапі попереднього та ескізного проектування. Обґрунтований вибір області існування основних проектних параметрів БЛА дає можливість обмежити область пошуку оптимальних проектних параметрів проектного БЛА.

Метою даної статті є розробка методу визначення базових проектних параметрів БЛА контейнерного старту на основі статистично-аналітичного методу.

Завданням роботи є: аналіз залежності базових параметрів БЛА від стартової маси; на основі базових залежностей між характеристиками БЛА введення обмежуючих критеріїв.

### Постановка задачі

Визначити область існування основних проектних параметрів БЛА контейнерного старту:

- питома навантаження на крило  $P_o = \frac{m_o}{S_{кр}}$ , де  $m_o$  - максимальна злітна маса, кг;  $S_{кр}$  - площа крила, м<sup>2</sup>;
- питома навантаження на силову установку  $\bar{N} = \frac{N}{m_o}$ , де  $N$  - потужність силової установки, Вт;

В відповідності з міжнародною класифікацією UVS International [3] розроблюваний БЛА з дальністю дії до 10 км, максимальною злітною масою – до 5 кг відноситься до класу «мікро-БЛА» (μ). Змінні параметри що характеризують БЛА:  $l_k$  – довжина контейнеру;  $l_f$  – довжина фюзеляжу;  $l_{кр.с.}$  - габарит крила в складеному положенні;  $l_{к.н.}$  - довжина відсіку під корисне навантаження, R – радіус контейнеру.

## Основна частина

Для розрахунку базових параметрів на етапі ескізного проектування застосовується аналітичний метод, що базується на теоретико-статистичних залежностях [4-5], тобто вивід базового формульного виразу дає відповідна теорія, а статистична інформація дозволяє уточнити значення коефіцієнтів, що входять до виразу. В результаті обираються параметри: питоме навантаження на крило  $P_0$  (кг/м<sup>2</sup>), енергоозброєність  $\bar{N}$  (Вт/кг.). *Питоме навантаження на крило.* Основним критерієм при визначенні площі крила є питоме навантаження на крило  $P_0$ . Основні характеристики прототипів наведено в табл.1. Результати аналізу статистичних даних по аналогах (табл.1.) та їх обробки з використанням методу найменших квадратів представлені на рис.1.

Таблиця 1. Основні характеристики БЛА-аналогів

| Характеристика                                         | Poiner | Raven | Puma  | Dragon eye | Desert Hawk | Orbiter | Dragonfly Tango | Coyote | Cutlass |
|--------------------------------------------------------|--------|-------|-------|------------|-------------|---------|-----------------|--------|---------|
| 1                                                      | 2      | 3     | 4     | 5          | 6           | 7       | 8               | 9      | 10      |
| Розмах крила $l$ , м                                   | 2,7    | 1,4   | 2,6   | 1,1        | 1,32        | 2,2     | 1,5             | 1,47   | 1,402   |
| Довжина фюзеляжу $l_f$ , м                             | 1,8    | 1,1   | 1,8   | 0,9        | 0,86        | 1       | 1,2             | 0,79   | 0,828   |
| Злітна маса $m_0$ , кг                                 | 4,095  | 1,9   | 5,5   | 2,3        | 3,2         | 5,5     | 3,94            | 5,4    | 6,8     |
| Маса корисного навантаження $m_{к.н.}$ , кг.           | 1      | 0,5   | 0,9   | 0,5        | 0,5         | 1,2     | 1,5             | 1,36   | 1,36    |
| Площа крила $S_{кр}$ , м <sup>2</sup>                  | 0,75   | 0,3   | 0,83  | 0,363      | 0,28        | 0,611   | 0,5625          | 0,2352 | 0,154   |
| Потужність двигуна $N$ , вт                            | 300    | 250   | 600   | 400        | 300         | 400     | 500             | 900    | 1000    |
| Швидкість звалювання $V_{зр}$ , км/год                 | 30,2   | 31,2  | 33,2  | 30,6       | 41,1        | 45,9    | 35,0            | 70,0   | 79,2    |
| Аеродинамічна якість, К                                | 10     | 6,7   | 9     | 3,33       | 6,28        | 7,6     | 10              | 9,5    | 9       |
| Час польоту $t$ , год                                  | 90     | 80    | 120   | 45         | 60          | 150     | 50              | 60     | 60      |
| Питоме навантаження на крило $P_0$ , кг/м <sup>2</sup> | 5,46   | 6,33  | 6,61  | 6,34       | 11,43       | 9,00    | 7,00            | 22,96  | 44,16   |
| Питоме навантаження на двигун $\bar{N}$ , Вт/кг        | 73,3   | 131,6 | 109,1 | 173,9      | 93,8        | 72,7    | 126,9           | 166,7  | 147,1   |

Енергоозброєність. Для визначення потужності двигуна користуються статистичним критерієм  $\bar{N}$ . Результати обробки статистики зображено на рис. 2.

## Аналітичні залежності параметрів БЛА

Обмеження по посадочній швидкості. Посадочна швидкість визначається згідно виразу [4]

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2m_0}{S \cdot \rho \cdot C_{y \max пос}}} \quad (1)$$

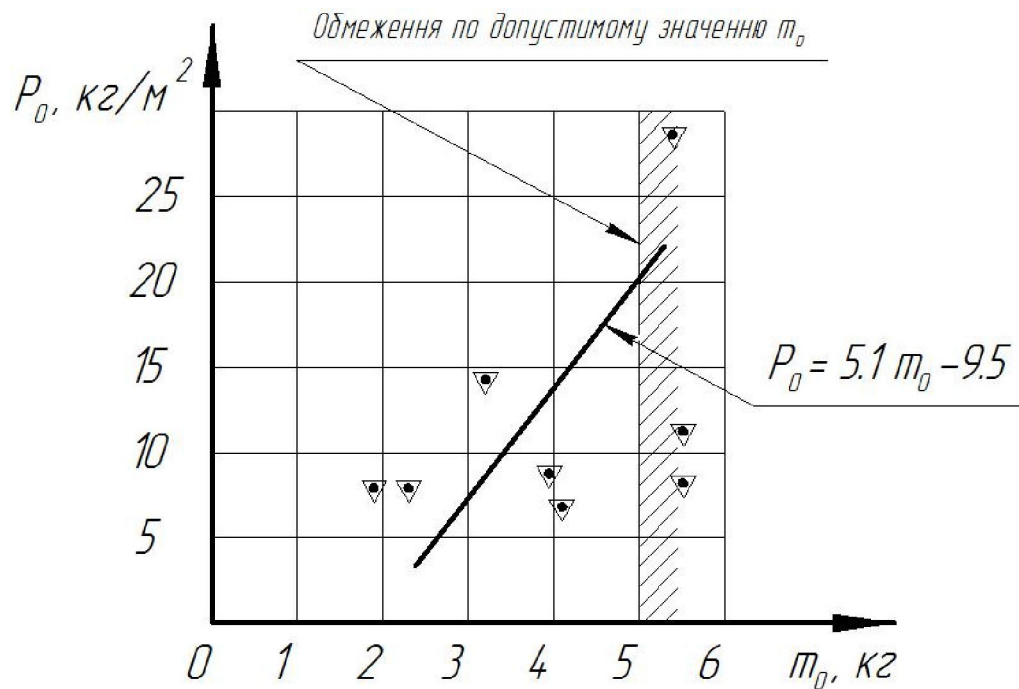


Рис. 1. Залежність між питомим навантаженням на крило та злітною масою:

▼ - статистичні дані;  $P_0 = 5.1 m_0 - 9.5$  – залежність питомого навантаження від злітної маси БЛА

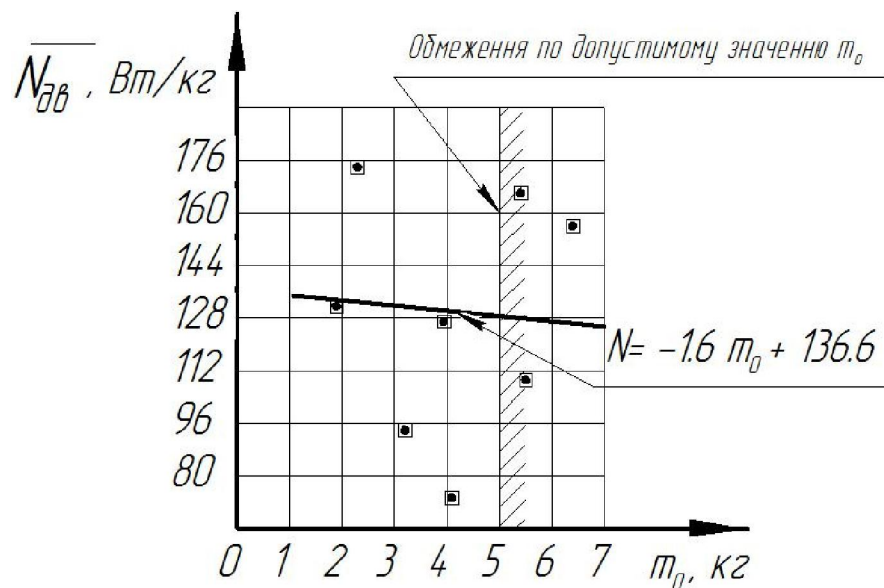


Рис. 2. Залежність між енергоозброєністю та масою БЛА:

■ - статистичні дані;  $\overline{N} = -1.6 m_0 + 136.6$  залежність енергоозброєності від злітної маси БЛА

Після перетворення, питоме навантаження на крило в залежності від посадочної швидкості розраховується

$$P_o = \frac{V_{\text{пос}}^2 \cdot \rho \cdot C_{y \text{ max пос}}}{2} \quad (2)$$

Враховуючи вираз 2, доцільно розглянути декілька варіантів конструктивного виконання крила, що забезпечують різні значення  $C_{y \text{ max пос}}$ . Можливі варіанти механізації крила та наближені числові значення параметра  $C_y$  наведено у табл. 2.

Таблиця 2. Значення коефіцієнту  $C_{y \text{ max пос}}$  в залежності від типу механізації

| Вид механізації  | $C_y$     | $C_y^c$ |
|------------------|-----------|---------|
| Чисте крило      | 1,1 – 1,3 | 1,2     |
| Простий закрилок | 1,5 – 1,7 | 1,6     |
| Щілевий закрилок | 1,8 - 2   | 1,9     |

Для розрахунку приймаються середні значення параметру  $C_{y \text{ max пос}}^c$ .

Обмеження по крейсерській швидкості. Усталений режим горизонтального польоту, відбувається за умови рівності потрібної і наявної тяги. Тяга двигуна, необхідна для горизонтального польоту на заданому режимі визначається [4]

$$P_{кр} = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S, \quad (3)$$

де  $\rho$  - масова густина повітря ( $\text{кг с}^2/\text{м}^4$ ),

$C_x$  – сумарний коефіцієнт опору всього БЛА, на етапі ескізного проектування приймається рівним 0,105 [5]

Наявна тяга силової установки розраховується [6]

$$P_{кр} = \frac{10 \cdot N_{дв} \cdot \eta_{н.г}}{V_{кр}}, \quad (4)$$

де  $N_{дв}$  – наявна потужність двигуна на заданому режимі, Вт;

$\eta_{н.г}$  – коефіцієнт корисної дії гвинта на крейсерському режимі польоту.

Прирівнюючи вирази 4 та 3 отримаємо вираз

$$\overline{N_{дв}} = \frac{C_x}{\eta_{н.г}} \cdot \frac{\rho \cdot V_{кр}^3}{150} \cdot P_o = k \cdot \frac{\rho \cdot V_{кр}^3}{20} \cdot P_o, \quad (5)$$

де  $P_o$  – питоме навантаження на крило;

$\overline{N_{дв}}$  - енергоозброєність літака на заданому режимі;

$k = \frac{C_x}{\eta_{н.г}}$  - узагальнюючий енергетичний параметр, для БЛА даного класу

на етапі попереднього проектування можна прийняти рівним  $k = 0,1168$  [5].

Геометричні обмеження. Умови старту та транспортування БЛА вносять суттєві обмеження в гранично - допустимі розміри основних елементів. В даному випадку, за рахунок того, що підймальна сила створюється крилом, враховується вплив габаритів контейнеру на максимальну площу крила. В подальшому приймається: крило не може

займати більше ніж 50% від об'єму контейнеру під БЛА; довжина фюзеляжу та контейнеру однакова. Можлива зона розміщення крила, з врахуванням наявності контейнеру під корисне навантаження, зображена на рис.3..

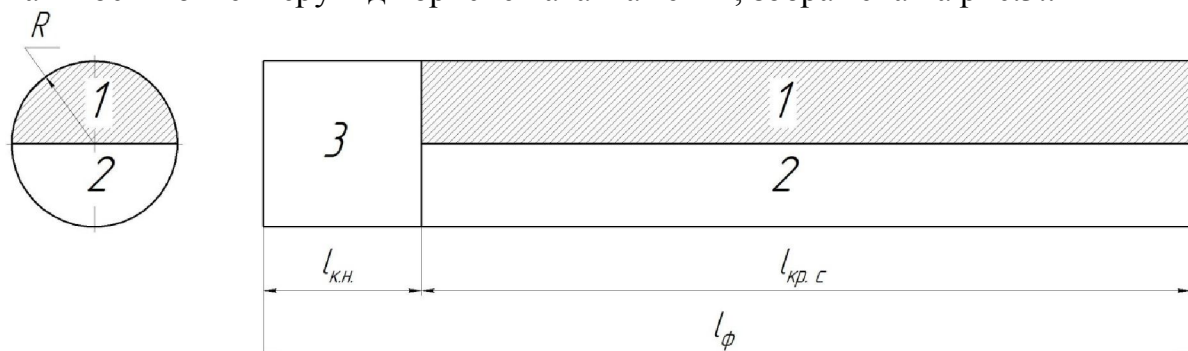


Рис. 3. Зона можливого розташування крила в перерізі:

1 – проектний об'єм крила; 2 – проектний об'єм фюзеляжу; 3 – проектний об'єм корисного навантаження

При подальшому розрахунку, приймається, що для максимізації площі крила, його форма в плані прямокутна. Для даної компоновки, визначимо площу крила через змінні параметри

$$S_{кр} = a \cdot \frac{l}{2} \cdot b,$$

де  $l$  – розмах крила;

$b$  – хорда крила;

$a$  – параметр, що характеризує кількість консолей крила (2 чи 4)

Таким чином, приймаючи граничні значення змінних параметрів отримується граничні лінії, що обмежую область існування площі крила з врахуванням граничних обмежень.

Враховуючи статистично-аналітичні залежності проектних параметрів БПЛА будується область існування шуканих параметрів в системі координат  $\overline{N}_{об}(P_o)$  (рис. 4).

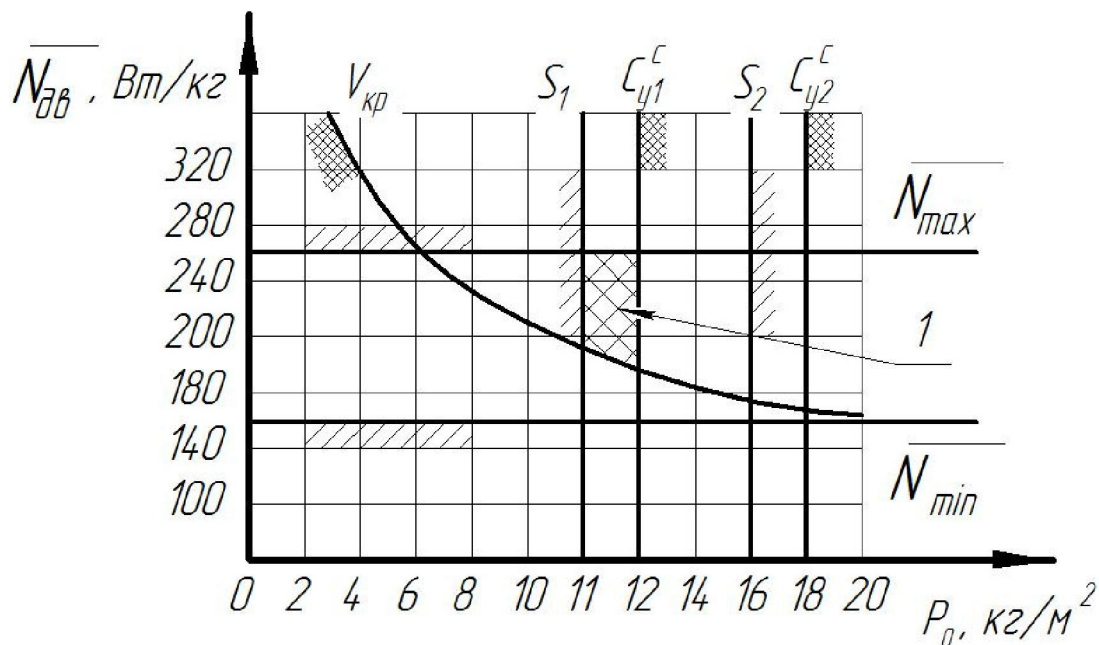


Рис. 4. Область існування проектних параметрів.

1 – область існування проектних параметрів;  $S_1$  та  $S_2$  – мінімальні та максимальні площі крил за різних компоновочних рішень;  $C_{y1}^c$  та  $C_{y2}^c$  – посадочні коефіцієнти  $C_y$  в залежності від механізації крил (див табл.2) а;  $\overline{N}_{max}$  та  $\overline{N}_{min}$  максимальні та мінімальні значення енергоозброєності;  $V_{кр}$  крейсерська швидкість польоту

Враховуючи проведені дослідження можна рекомендувати наступну методику обрання базових проектних параметрів:

- на основі виразів 2 та 5 будують область значень параметрів в залежності від крейсерської та посадочної швидкості;
- з врахуванням геометричних обмежень розраховують максимальні та мінімальні значення площі крила;
- з врахуванням статистики визначають об область існування значень  $\overline{N}_{stat} 0.5 < \overline{N} < 1.5 \overline{N}_{stat}$  ;
- на основі введених обмежень визначають область допустимих значень питомого навантаження  $P_0$ .

## Висновки

У процесі дослідження були отримані наступні результати:

1. Проаналізовано основні льотно-технічні залежності БЛА-аналогів. Сформульовано аналітичні залежності базових параметрів від злітної маси.
2. Запропонована методика пошуку області існування базових проектних параметрів БЛА, з врахуванням проектних обмежень.

## Література

1. Гребеников А.Г., Мялица А.К., Парфенюк В.В., Парфенюк О.И., Удовиченко С.В. Проблемы создания беспилотных авиационных комплексов в Украине// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии, - 2009.- № 42 - С. 111-119.
2. Амброжевич А. В. Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобия / А. В. Амброжевич, С. А. Яшин, А. С. Карташев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 3. – С. 25 - 29.
3. <http://www.uvs-info.com/>
4. Арепьев А.Н. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и параметров. – М., 2001. – 137 с.
5. Raymer, D *Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, - 2006
6. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/ С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. Гребеников А.Г. Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов/ А.Г. Гребеников, А.К. Мялица, В.В. Парфенюк - Х.: Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», 2008. - 377с.
8. Харченко О.В. Погляди на термінологію сфери безпілотних авіаційних комплексів військового призначення / О.В. Харченко, С.О. Богославець, Ю.В. Коцуренко// Наука і оборона. – 2008. - №4. – С.57-60.
9. Цепляева Т.П., Лохов А.Н. Исследование влияния различных параметров беспилотного летательного аппарата на его взлетную массу, 2009 / Т.П. Цепляева, А.Н. Лохов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии, - 2009.- № 42 - С. 34-38.
10. Карташев А. С. Критериальный метод выбора тактико-технических характеристик и формирование облика малоразмерного летательного аппарата / А. С. Карташев // Автомобильный транспорт. – 2007. – № 21. – С. 82 - 86.

УДК 629.733, 504.3

## МАЛООБЪЕМНЫЙ АВТОМАТИЧЕСКИЙ СТРАТОСТАТ

Миронов Н.И.

Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»

УНИЦА «ЗОНД»

### Аннотация

Рассматривается проект малогабаритного аэростатического комплекса для высотных атмосферных исследований. Особенность аппарата в применении серийных латексных оболочек, а также бытовых малогабаритных компьютерных систем в качестве бортового радиоэлектронного оборудования. Отличные высотные характеристики, а также относительно низкая стоимость создают предпосылки для применения данного комплекса в разных областях науки, а также установления новых рекордов по высоте полёта в данном классе летательных аппаратов.

Периодически возникает необходимость исследований земной атмосферы, в частности получения проб воздуха, на больших высотах. При этом ситуация значительно осложняется, если высоты превышают 15000 метров. Между тем, нередко возникает потребность в аппаратном комплексе с такими и еще более высотными характеристиками. Мы можем прочитать сообщения об исследованиях, проводимых Европейским Космическим Агентством ([www.cass-e.com](http://www.cass-e.com)), научными организациями Индии. Извержение вулкана и последовавшие за ним загрязнение атмосферы продемонстрировали, что потребность в исследовании такого рода возникает в непредсказуемые моменты и требует оперативного реагирования.

Рынок на сегодня может предложить для решения поставленной задачи весьма дорогие и ограниченные средства. «Летающих лабораторий», способных работать на высотах более 15000 метров единицы, и даже они реально не способны выполнять задачи на рубеже 30000 метров. Геофизические ракеты применимы лишь в определённых районах, кроме того, это крайне затратно и имеет смысл лишь при необходимости достичь высот более 50000 метров. Стратостаты с полиэтиленовой оболочкой целесообразно использовать при значительных массо-габаритных характеристиках, что в нашем случае чрезмерно. Их габариты и газопотребление накладывают значительные ограничения на применение.

В то же время, доступные и недорогие латексные оболочки позволяют конструировать малогабаритные аэростатические аппараты. Простота применения, безопасность, экономичность и транспортабельность универсализируют такие средства. Составим описание Малообъёмного Автоматического Стратостата (МАС), опишем его конструкцию и основные характеристики.

## Компоновка

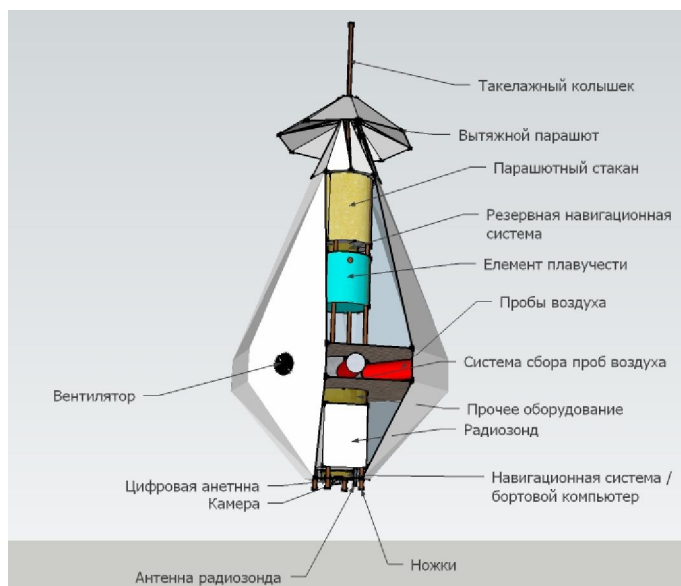


Рис. 1. Компоновка контейнера

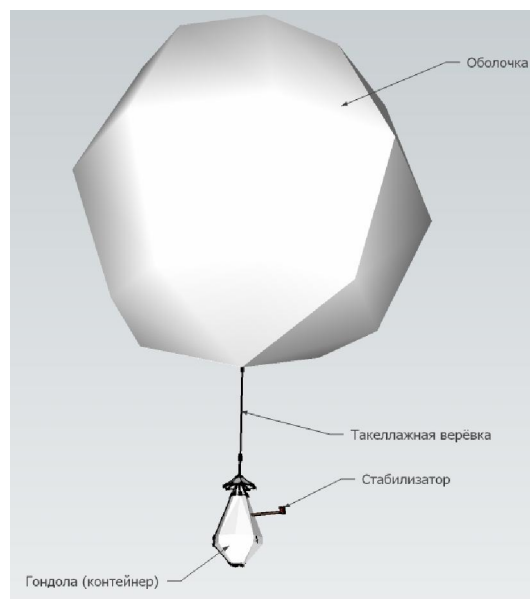


Рис. 2. Общий вид

Как видно из рисунка, основными конструкционными элементами есть четыре вертикальные рейки на которые «нанизаны» контейнеры с системами аппарата; два жёстких диска (над и под системой сбора проб воздуха) образуют поперечные элементы каркаса. В качестве обшивки может применяться ткань (например «дакрон»), либо тонкий пластик.

Алгоритм применения:

1. Предполётная подготовка:

- 1.1. Оценка ситуации, прогнозирование полёта, проведение расчётов;
- 1.2. Запуск аппаратуры, проверка систем;
- 1.3. Наполнение оболочки, монтаж контейнера, повторная проверка систем.

2. Лётная эксплуатация:

- 2.1. Выпуск в свободный полёт;
- 2.2. Аппаратное сопровождение, приём данных;
- 2.3. Взятие проб воздуха на заданных высотах;
- 2.4. Достижение предельной высоты и разрыв оболочки;
- 2.5. Падение под стабилизирующим (вытяжным) парашютом;
- 2.6. Раскрытие основного парашюта, снижение;
- 2.7. Определение места посадки.

3. Послеполётная эксплуатация:

- 3.1. Выезд команды подбора, поиск контейнера;
- 3.2. Доставка контейнера в лабораторию обслуживания;
- 3.3. Передача проб воздуха и сопутствующих материалов заказчику;
- 3.4. Техническое обслуживание контейнера и подготовка его к дальнейшей эксплуатации.

Таким образом, программа полёта и методика эксплуатации соответствует в целом применению радиозондов, что упрощает подготовку персонала. Наиболее трудоёмким является поиск контейнера. Поэтому дальнейшее развитие системы должно идти, с одной стороны, в направлении рационализации этой операции (от специальной подготовки команды поиска до применения управляемых планирующих систем). С другой стороны – по пути автоматизации исследовательских операций и бесконтактного съёма исследовательских данных с целью минимизации возвращаемых миссий.

## **Бортовые системы**

Основа нашей концепции, помимо применения латексных оболочек – использование доступных/бытовых мобильных компьютеров для управления бортовыми системами: смартфоны, мобильные телефоны, КПК.

Эксперименты компании google (<http://www.allandroids.net/news/nexus-s-in-space/>), проект STRaND-1 (<http://android.com.ua>), подтверждают такую возможность.

Мы же планируем провести испытания при некоторых режимах полёта с применением Малообъёмного Теплого Аэростата (МТА). Его дешевизна и простота не только позволят отработать некоторые аспекты работы приборов, но и провести определённые этапы подготовки персонала.

Базовые компоненты исследовательского комплекса

1. Система сбора и хранения проб воздуха, возможно в дальнейшем также анализа. Основной модуль. Вес и габариты его определяющие для компоновки контейнера. Система состоит из трёх компонентов:

А. Механическая система; Б. Ёмкости хранения проб; В. Система управления.

2. Система навигации. Её задача – передать данные о месте посадки контейнера. Создана будет предположительно на основе смартфона с модулем GPS. Хотелось бы, чтобы системой забора проб воздуха и навигационной управляли разные мини-ЭВМ, это повысит надёжность. Однако, возможно объединение функций управления в Едином Бортовом Компьютере (ЕБК), на основе того же смартфона.

3. Система спасения. Состоит из основного и вытяжного парашютов, такелажной системы и парашютного стакана. Приводится в действие набегающим потоком воздуха. После разрыва оболочки, контейнер падает, вытяжной парашют устремляется вверх вдоль такелажного кольца, извлекая из стакана основной парашют.

4. Элемент плавучести. Герметичная ёмкость, либо блок пористого материала, удерживающий систему на плаву в случае приводнения.

5. Резервная навигационная система. Призвана передавать ориентировочные координаты аппарата в случае выхода из строя основной.



Может быть сконструирована на основе мобильного телефона с активацией соответствующей услуги оператора мобильной связи (например, GSM «Киевстар Маячок»).

### **Дополнительные компоненты исследовательского комплекса**

1. Радиозонд. В случае работы совместно с аэрологической обсерваторией возможно получение по ходу полёта данных о состоянии атмосферы. Кроме того, полученные данные могут дать возможность найти контейнер в случае отказа всех навигационных систем.

2. Фото-видео аппаратура. Также может дать дополнительный научный материал, а также эффектные кадры, которые могут использоваться для рекламы научной программы, популяризации исследований и т. д. Поскольку смартфоны оборудованы, как правило, камерами, возможно включить эти функции в ЕБК (именно поэтому он расположен внизу), хотя желательно, безусловно, выделить это в отдельную систему.

3. Другое оборудование. Например, прибор замера процентного содержания озона (для контроля озонового слоя). Разработка таких систем может стать второй главой применения МАС.

Таблица 1. Варианты весовой компоновки (г)

| Система                         | Вариант 1 | Вариант 2 | Вариант 3 | Вариант 4 |
|---------------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| Система сбора и хранения проб   | 1500      | 1400      | 1000      | 900       |
| Навигационная система           | 110       | -         | 110       | -         |
| Резервная навигационная система | 100       | 100       | 100       | 100       |
| Радиозонд                       | 350       | -         | 350       | -         |
| Фото/видео                      | 150       | -         | 150       | -         |
| Спас. система                   | 200       | 200       | 200       | 200       |
| Конструкция                     | 1000      | 500       | 500       | 300       |
| Всего                           | 3410      | 2200      | 2410      | 1500      |

### **Оболочка. Высота полёта**

Предполагается применение латексной оболочки, учитывая их хорошие высотные характеристики, низкую стоимость и отсутствие потребности управления в воздухе.

Приведём теоретически достижимые высоты (в метрах) для контейнеров, весом: 3410, 2200, 1500 грамм. При классификации оболочек, воспользуемся западной системой (в зависимости от веса). Вначале применим расчет, опираясь на показатели прочности, полученные на отечественных аэрологических обсерваториях.

| Тип оболочки | Вес контейнера |       |       |
|--------------|----------------|-------|-------|
|              | 3410           | 2200  | 1500  |
| 500          | 19000          | 22000 | 23000 |

|      |       |       |       |
|------|-------|-------|-------|
| 1000 | 25000 | 28000 | 29000 |
| 2000 | 30000 | 31000 | 32000 |
| 3000 | 33000 | 35000 | 36000 |

Однако, некоторые производители утверждают наличие гораздо большего коэффициента растяжения у их изделий, приводят также некоторые вероятностные характеристики достижения заданных высот. Приведём таблицу высот для вероятности успеха 80 % (снизив высоту на пару км., получим вероятность 50 %, дальше соответственно).

| Тип оболочки | Вес контейнера |       |       |
|--------------|----------------|-------|-------|
|              | 3410           | 2200  | 1500  |
| 1600         | 35000          | 37000 | 38000 |
| 2000         | 39000          | 40000 | 40500 |
| 3000         | 40000          | 41000 | 42000 |

Известно, что рекорд высоты для такого класса оболочек 51820 м (<http://ru.wikipedia.org/wiki/Метеозонд>). По всей видимости, для рекордного пуска применялась оболочка 3000 г, как самая большая серийно выпускаемая. Вычислим показатели, достижимые в исключительном случае (таких высот достигнет лишь порядка 2 % оболочек).

| Тип оболочки | Вес контейнера |       |       |
|--------------|----------------|-------|-------|
|              | 3410           | 2200  | 1500  |
| 3000 Рекорд  | 42000          | 44000 | 49000 |

Следует отметить, что в случае регулярных запусков МАС, возможно предпринимать рекордные попытки: сконструировать мини-навигатор, регистрирующий и транслирующий на Землю информацию о высоте полёта оболочки, после отстыковки основного контейнера.

Стартовый объем газа в оболочке есть важнейший параметр и является как фактором высоты подъема, так и своевременного перехода аппарата в режим снижения. Следует учитывать фактор газопотерь при стоянке, а также в полёте. Этот параметр следует определить экспериментально во время регулярной эксплуатации МАС.

Приведём объёмы для некоторых режимов работы.

| Тип оболочки | Вес контейнера |      |      | Объем<br>(м <sup>3</sup> ) |
|--------------|----------------|------|------|----------------------------|
|              | 3410           | 2200 | 1500 |                            |
| 500          | 6              | 5    | 4    |                            |
| 1600         | 7              | 6    | 5    |                            |
| 3000         | 10             | 9    | 8    |                            |

После отработки технологии, с целью приближения к теоретическому потолку оболочек, объём газа может быть уменьшен.

## Список литературы

1. *Полозов Н.П., Сорокин С.А.* «Воздухоплавание», Военное издательство народного комиссариата обороны Союза ССР, Москва, 1940 г;
2. *Хахалин В.С.* «Современные радиозонды», Госэнергоиздат, Москва, 1959 г;
3. *Лосик С.А., Козлов И.А.* «Оборудование дирижаблей», Оборонгиз, Москва, 1939 г;
4. *Фридзон М.Б.* «О возможности повышения высоты радиозондирования атмосферы на аэрологической сети Росгидромета»

УДК 629.07.017.3

## АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ЗАПУСКА И ПОСАДКИ: КОНЦЕПЦИИ, ПРЕИМУЩЕСТВА И ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Небылов А.В.

Международный институт передовых аэрокосмических технологий  
Государственного университета аэрокосмического приборостроения, Россия

Сокращение расходов на вывод полезной нагрузки на околоземную орбиту, расширение функциональных возможностей космических транспортных систем в смысле вариантов формируемых орбит и временных циклов запуска и повышение требований экологической безопасности являются одними из основных проблем космической техники. Полностью многоразовый одноступенчатый (single stage to orbit - SSTO) воздушно-космический самолет (ВКС) с горизонтальным запуском и посадкой может быть идеально применен для удовлетворения таких требований. Тем не менее, другие требования и ограничения, которые связаны с современным состоянием необходимых технологий и прогнозирования будущих технологических достижений, прежде всего в области многорежимных воздушно-реактивных двигателей, заставляют рассматривать SSTO ВКС только как цель, которая может быть достигнута поэтапно. В ближайшем будущем методы совершенствования ВКС необходимо рассматривать в рамках комплексной космической транспортной системы с максимальным использованием уже имеющегося опыта.

Среди двух способов выведения ВКС на орбиту - вертикального запуска (vertical launch - VL) и горизонтального запуска (horizontal launch - HL) на современном уровне развития космических технологий VL имеет преимущество перед HL и реально используется. Принятые решения о закрытии проекта ВКС X-33 в программе НАСА, проекта HOTOL в British Aerospace, проекта МАКС в РКА также свидетельствуют о том, что сейчас предпочтение отдано VL. Можно констатировать, что и в прошлом, и в настоящее время почти все ракеты-носители осуществляли VL, главным

образом потому, VL позволяет решить проблему быстрого выхода из атмосферы в космос. Большое количество уже созданных ракет могут быть по конверсии использованы для VL различных спутников. Тем не менее расширение спектра потребностей для космических транспортных систем на коммерческие направления, от беспилотных к пилотируемым, а также логика развития техники с учетом ожидаемого прогресса в двигателях, конструкционных материалах и других ключевых технологиях обуславливает необходимость развития HL, по крайней мере на уровне концептуального проектирования. Примеры успешно реализованных американских проектов SpaceShip One и SpaceShip Two также придают оптимизм сторонникам HL.

В докладе обсуждаются особенности и возможности HL по сравнению с VL. Рассматривается российский, украинский и мировой опыт в разработке транспортных средств HL, в том числе ранних экспериментальных проектов и результатов программы «Орел» РКА. В качестве критериев для сравнения используются функциональная эффективность в смысле возможностей формирования требуемых орбит и выполнения временных графиков запуска, стоимость разработки, стоимости аппарата, топлива и инфраструктуры, отказобезопасность и общая безопасность эксплуатации, экологическая чистота.

Приводятся существенные тенденции в развитии аэрокосмических технологий: быстрое совершенствование конструкционных материалов, создание эффективных двигателей, широкое применение методов и средств автоматического управления, высокоточной навигации, микроминиатюризация и интеллектуализация бортовой аппаратуры, развитие интегрированных транспортных систем, применение мощных компьютерных средств проектирования и моделирования.

Описывается комплексная двух- или трехступенчатая система горизонтального запуска, которая включает ВКС и большой самолет или же экраноплан в качестве разгонщика. Идея запуска ВКС с использованием тяжелого самолета известна и глубоко проанализировано со всеми преимуществами и недостатками. В то же время проект МАКС, базирующийся на использовании самолета АН-225 «Мрия» (в другом «облегченном» варианте - Ан-124 «Руслан») для запуска ВКС, является наиболее проработанным среди проектов с самолетным разгонщиком и наиболее активно популяризовавшимся, причем с использованием авторитета легендарного создателя «Бурана» Г.Е.Лозино-Лозинского.

Основные ограничения проекта МАКС состоят в ограниченной массе ВКС, небольшом возможном параллаксе, невозможности разместить на борту самолета громоздкое криогенное оборудование и емкости для заполнения ASP компонентами топлива непосредственно до его старта, необходимость в специально подготовленной взлетно-посадочной полосе.

В настоящее время вероятность и целесообразность возрождения проекта МАКС нельзя считать высокой из-за ряда пока неразрешимых технических трудностей и проблематичной окупаемости. Многовариантность

применения самолета-разгонщика является важнейшим условием экономической эффективности, но реальное число транспортных операций с крупногабаритными грузами, позволяющими «Мрии» выгодно продемонстрировать свою уникальность, даже в расчете на мировой рынок не обеспечивает коммерчески эффективную эксплуатацию самолета. Целесообразность тиражирования «Мрии» не доказана и даже второй самолет пока не построен. Но опыт создания тяжелого самолета с двухкилевым хвостовым оперением в принципе важен для реализации идеи авиационного разгонщика. В этом смысле однокилевой «Руслан» конечно менее приспособлен для такой роли, хотя как перевозчик крупногабаритных грузов он эффективен и вопрос о его новом тиражировании, в том числе на ульяновском «АВИАСТАРе», вполне может быть решен. Заметим, что привлекательность «Мрии» как многоцелевого перевозчика крупногабаритных грузов несколько снизилась в связи с появлением на авиационном рынке А-380 с предельно низким удельным топливным потреблением.

В докладе рассматривается альтернативный вариант построения тяжелого разгонщика для горизонтального запуска ВКС – экраноплан-катамаран с собственной массой 1500 тонн. Он способен выполнять запуск ВКС с начальной массой 500 тонн и посадочной массой 60-70 тонн. Он может решить проблемы транспортировки ВКС из базы к точке запуска, которая обычно далека от поселений и выгодна для формирования требуемых параметров орбиты, загрузки ВКС топливом непосредственно перед стартом и обеспечение его первичной скорости 0,6-0,65 Маха в нужном направлении, что позволяет снизить требования к площади крыла ВКС и к двигателям. Такой запуск может быть выполнен в любой точке на поверхности моря. Кроме того, ряд других преимуществ предлагаемой транспортной системы связан с возможностью использования экраноплана при горизонтальной посадке ВКС (Horizontal Landing – HL). Тяжелые экранопланы, по-видимому, является уникальным средством для реализации прогрессивной идеи стыковки приземляющегося ВКС с экранопланом и позволяют расширить возможности его приземления. Обсуждается проблема горизонтальной посадки ВКС без колесного шасси путем стыковки с другим крыльевым транспортным средством на последнем этапе посадки и требования к системам управления. Обсуждаются альтернативные (параллельные) варианты использования созданного экраноплана, повышающие конкурентоспособность проекта.

Описывается опыт участия МИПАКТ ГУАП в международных проектах по развитию систем HLHL многоразового применения. Рассматриваются проблемы построения отдельных датчиков и других устройств, структура систем автоматического управления абсолютным и относительным движением экраноплана и ВКС. Анализируется текущее состояние и перспективы развития нового поколения экранопланов в России и в мире, особенно в связи с разработкой новой концепции российского экранопланостроения.

## Література

1. Nebylov A.V. HTHL RLV: advanced concepts and advantages. 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies RAST 2009, Aeronautics and Space Technologies Institute (ASTIN), Air Force Academy, Istanbul, TURKEY, 2009, pp.1-10.
2. Nebylov A.V. Principles and systems of flight control of heavy WIG-Craft. 18th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Proceedings on CD. Nara, Japan, 2010.
3. Tomita N., Nebylov, A.V. *et al.* Performance and Technological Feasibility of Rocket Powered HTHL-SSTO with Take-off Assist. *Acta Astronautica*, **45**, No.10, 1999, pp.629-637.
4. Nebylov A.V. WIG-Craft Flight Control Principles and Systems. 4th European Conference for Aero-Space Sciences (EUCASS), EUCASS Association, 2011, pp.1-12 (in printing).
5. Nebylov, A.V, A.A. Ovodenko, , S. Sharan.. Wing-In-Ground Vehicles: Perspectives & Trends for Development, Modern Concepts of Design, Automatic Control & Applications. In: Proc. of AERO INDIA International Seminar, Bangalore, India. 2009.
6. Nebylov Alexander V, Control Strategies of Spaceplane Docking and Undocking with Other Winged Vehicle, XVIII IFAC World Congress, Milano, Italy. 2011 (included into program).
7. *Небылов А.В.* Проблемы и методы синтеза автопилота тяжелого экраноплана. «Авиакосмическое приборостроение», Научтехлитиздат, Москва, №2, 2011, с.15-22.

УДК 629.07.017.3

## АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З РОТОРНИМ КРИЛОМ

Подолух Ю.М., Зінченко Д.М.

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут»

Актуальність досліджень дипломного проекту визначається потребою розширення експлуатаційних можливостей літальних апаратів, зокрема в реалізації режимів вертикального та короткого зльоту, скороченої посадки.

Отримання таких властивостей невідмінно пов'язано із потребою в суттєвому збільшенні несучих властивостей літального апарату, зокрема в значному збільшенні максимального коефіцієнта підйомної сили крила.

## Постановка проблеми

Проблемою є недосконалість наявного науково-методичного апарату для рішення задачі розрахунку та експериментального дослідження аеродинамічних характеристик літального апарату з роторним крилом.

Наукова новизна дипломного проекту визначається тим, що в роботі розглянуто новий шлях збільшення підйомної сили – роторне крило, планується до виконання параметричне дослідження впливу параметрів компоновки літака з роторним крилом на ґрунті теоретичної моделі.

**Мета.** За допомогою методів обчислюваної та експериментальної аеродинаміки здійснити дослідження впливу параметрів компоновки типу «роторне крило» на його несучі властивості, окреслити рекомендації щодо проектування.

#### **Задачі, які мають бути розглянуті:**

1. Вплив місця встановлення ротору на аеродинамічні характеристики літального апарату;
2. Вплив розмірів ротору на аеродинамічні характеристики літального апарату;
3. Вплив швидкості обертання ротору на аеродинамічні характеристики літального апарату;

#### **Виклад основного матеріалу**

На початку 1930-х рр. були початі спроби створити кругле крило незвичайної форми – у вигляді ротора. Коли на обертовий циліндр впливає повітряний потік у вигляді пориву вітру, на протилежних сторонах циліндра виникає перепад тисків, відомий як ефект Магнуса. У результаті виникає бічна сила, спрямована під прямим кутом до напрямку повітряного потоку.

Технічні особливості літака з роторним крилом такі: дуже короткий розбіг при зльоті й посадці, самостійний зліт і посадка, висока тривалість автономного польоту, висока стабільність при турбулентності, гарна маневреність на низьких швидкостях.

Не дивлячись на різноманітність конструкцій літальних апаратів, найбільше поширення отримали літаки традиційного компонування й вертольоти. Кільцеплани, автожири, екраноплани існують, але є скоріше такими, що за певних обставин не набули подальшого розвитку. Проте роботи по вдосконаленню несучих властивостей і аеродинаміки даних типів апаратів продовжуються.

Принцип примусового обдува верхньої площини крила за допомогою ротору неодноразово впливав в авіаційній промисловості, але так жодного разу й не був втілений у життя. Найбільш близьким до ідеї з примусового обдува літального апарата був літак, спроектований в 1946 році радянським інженером Олександром Болдирєвим.

#### **Історичні відомості**

Болдирєв працював у МАІ, ще в 1930-х і в 1939 році одержав авторське свідоцтво «Розрізне крило з коливним передкрилком» (див. рис. 2). Перед

Чудово літала велика експериментальна модель, прекрасно працював водяний рушій з коливальним передкрилком, встановлений на підвісний човновий мотор. Проте доведення реального апарату конструктору опинилося не під силу. Великі динамічні навантаження приводили до частих поломок трансмісії приводу передкрилка. До льотних випробувань повнорозмірний апарат, побудований на початку 50-х років, довести так і не вдалося.



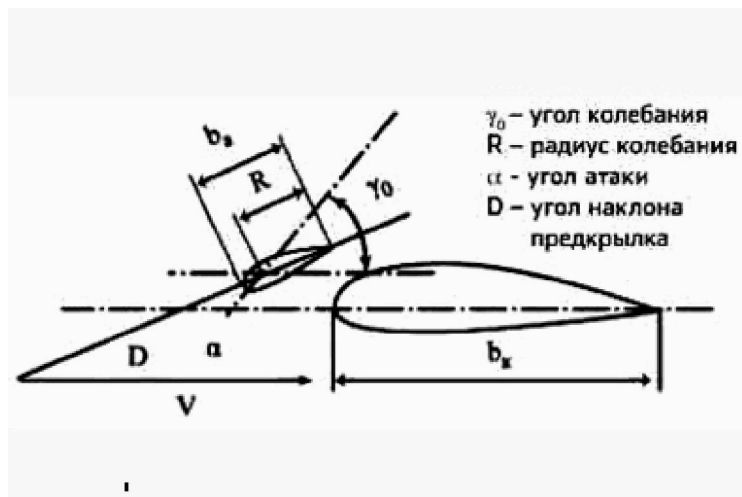


Рис. 2. Коливний передкрилок

### Прототип

За прототип для дослідження ЛА з роторним крилом, візьмемо літак Болдирева з коливним передкрилком, який теж базувався на ефекті рівномірного розподілення примусової циркуляції повітря по крилу, створюючи тим самим додаткову тягу і підйомну силу.

Учений Московського авіаційного інституту – аеродинамік Олександр Іванович Болдирев, для створення сили тяги використовував коливальний передкрилок з приводом від мотоциклетного двигуна. Споруді реального літального апарату передувала ретельна підготовка. Продування в аеродинамічних трубах дали прекрасні результати: передкрилок створював достатньо високу тягу і, крім того, обдуваючи крило, істотно підвищував його несучі здібності. Як показано на експериментальній поліарі, отриманій автором винаходу по продуваннях в трубі, на крилі вдалося реалізувати фантастично високий коефіцієнт підйомної сили  $C_y$ , що перевищив 6,5.

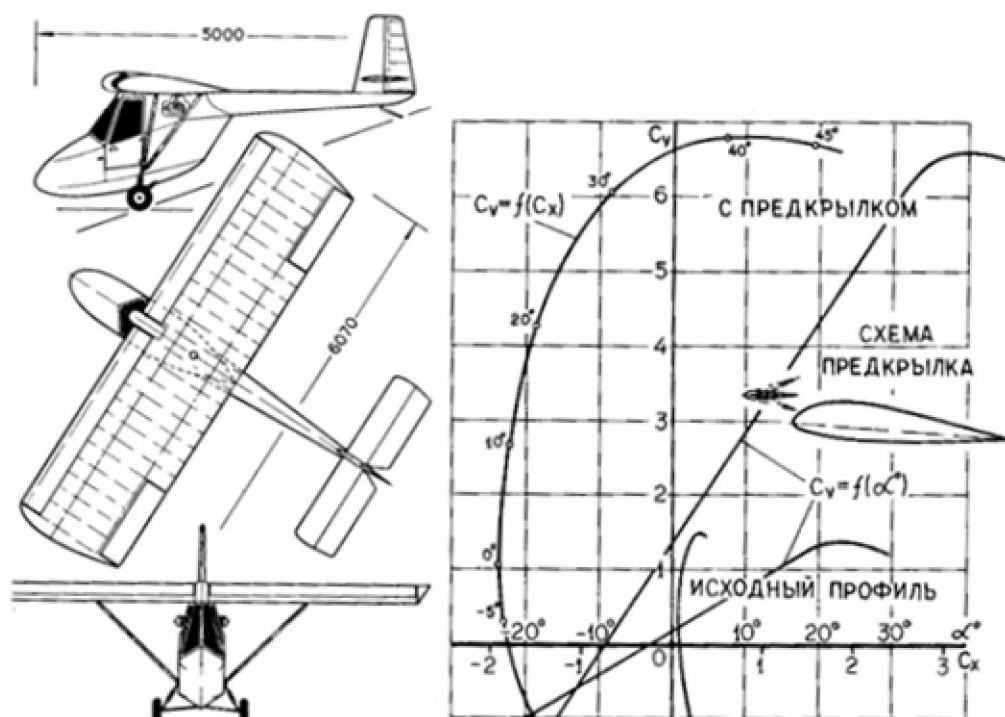


Рис. 3. Літак О. І. Болдирева з коливним передкрилком

На прикладі літака Болдирева, нами були проведені дослідження впливу циркуляції повітря, яка створювалась завдяки коливному передкрилку на аеродинамічні властивості самого літака.

Розглянемо залежність  $C_y(\alpha)$ , поляр  $C_y(\alpha) = f(C_x)$  і квадратична поляр  $C_y^2(\alpha) = f(C_x)$  на прикладі літака Болдирева без коливного передкрилка, які зображені нижче на рис. 4, 5 і 6.

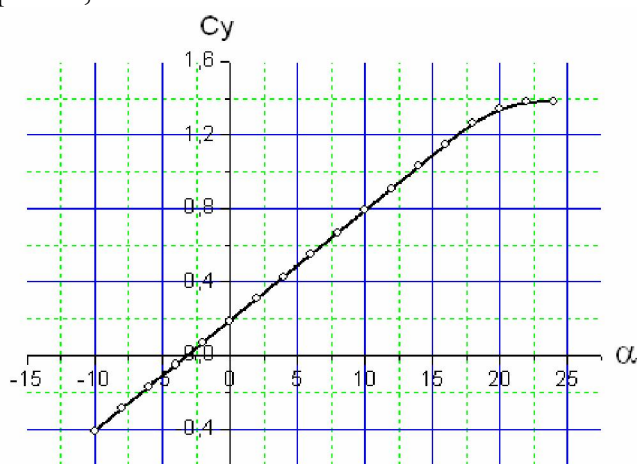


Рис. 4. Залежність  $C_y(\alpha)$ . Літак Болдирева без коливного передкрилка

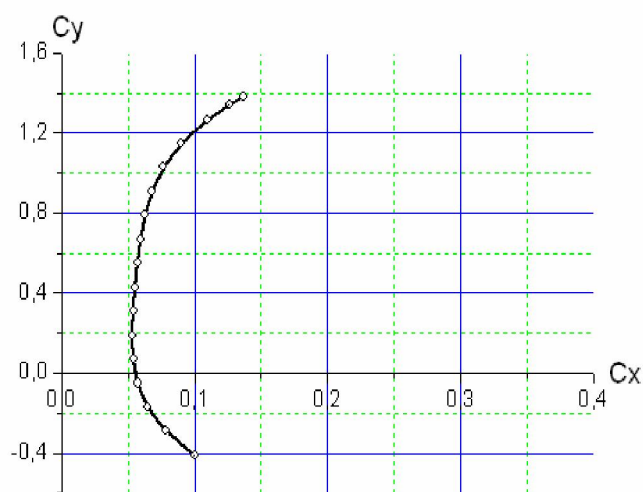


Рис. 5. Поляра  $C_y(\alpha) = f(C_x)$ . Літак Болдирєва без коливного передкрилка

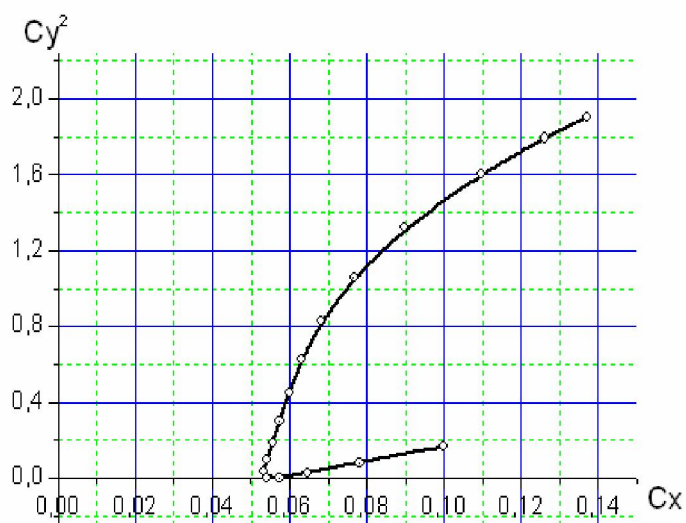


Рис. 6. Квадратична поляра  $C_y^2(\alpha) = f(C_x)$ . Літак Болдирєва без коливного передкрилка

Таблиця 1. Літак Болдирєва. Аеродинамічні характеристики літака без коливного передкрилка

| $\alpha$ | $C_y$    | $C_x$   |
|----------|----------|---------|
| -10      | -0,40946 | 0,09994 |
| -8       | -0,28962 | 0,07822 |
| -6       | -0,16978 | 0,06483 |
| -4       | -0,04994 | 0,05745 |
| -2       | 0,0699   | 0,05416 |
| 0        | 0,18974  | 0,05343 |
| 2        | 0,30958  | 0,05415 |
| 4        | 0,42942  | 0,0556  |
| 6        | 0,54926  | 0,05746 |
| 8        | 0,6691   | 0,05982 |
| 10       | 0,78894  | 0,06315 |

|    |         |         |
|----|---------|---------|
| 12 | 0,90878 | 0,06834 |
| 14 | 1,02862 | 0,07667 |
| 16 | 1,14846 | 0,08982 |
| 18 | 1,26697 | 0,10962 |
| 20 | 1,3395  | 0,12608 |
| 22 | 1,38    | 0,13699 |
| 24 | 1,38    | 0,13699 |

А тепер, розглянемо залежність  $C_y(\alpha)$ , поляр  $C_y(\alpha) = f(Cx)$  і квадратична поляр  $C_y^2(\alpha) = f(Cx)$  на прикладі літака Болдирєва з коливним передкрилком зображені нижче на рис. 7, 8 і 9.

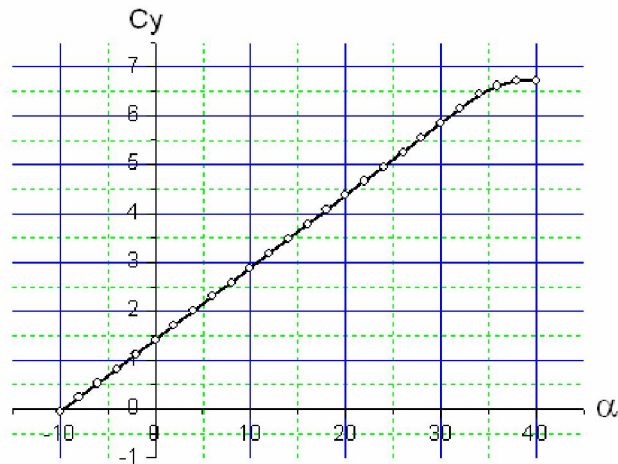


Рис. 7. Залежність  $C_y(\alpha)$ . Літак Болдирєва з коливним передкрилком

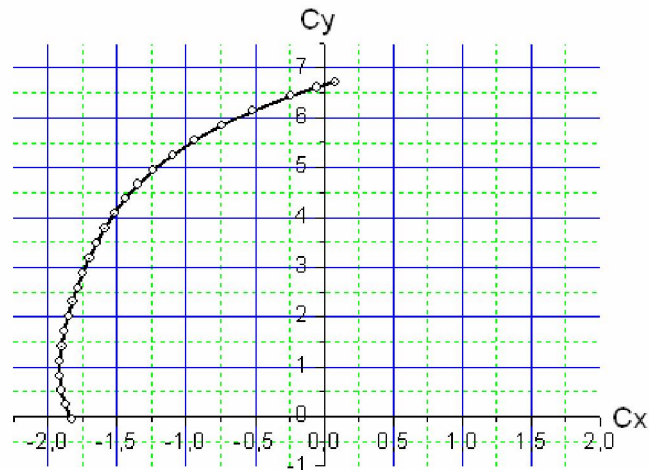


Рис.8. Поляр  $C_y(\alpha) = f(Cx)$ . Літак Болдирєва з коливним передкрилком

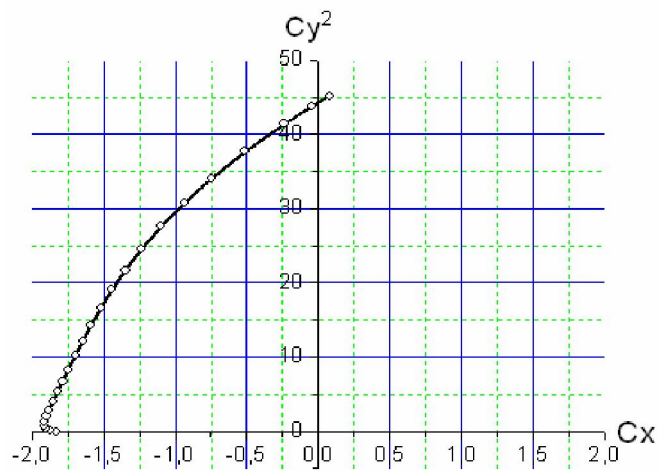


Рис.9. Квадратична поляра  $C_y^2(\alpha) = f(C_x)$ . Літак Болдирєва з коливним передкрилком

Таблиця 2. Літак Болдирєва. Аеродинамічні характеристики літака з коливним передкрилком

| $\alpha_s$ | $C_y$    | $C_x$    |
|------------|----------|----------|
| -10        | -0,06371 | -1,82839 |
| -8         | 0,23157  | -1,87496 |
| -6         | 0,52685  | -1,90184 |
| -4         | 0,82213  | -1,91272 |
| -2         | 1,11741  | -1,91079 |
| 0          | 1,41269  | -1,89873 |
| 2          | 1,70797  | -1,87869 |
| 4          | 2,00325  | -1,85231 |
| 6          | 2,29853  | -1,82072 |
| 8          | 2,59381  | -1,78453 |
| 10         | 2,88909  | -1,74384 |
| 12         | 3,18437  | -1,69824 |
| 14         | 3,47965  | -1,64679 |
| 16         | 3,77493  | -1,58805 |
| 18         | 4,07021  | -1,52006 |
| 20         | 4,36549  | -1,44035 |
| 22         | 4,66077  | -1,34592 |
| 24         | 4,95605  | -1,23327 |
| 26         | 5,25133  | -1,09839 |
| 28         | 5,54661  | -0,93675 |
| 30         | 5,84189  | -0,74329 |
| 32         | 6,13717  | -0,51246 |
| 34         | 6,43245  | -0,23817 |
| 36         | 6,61     | -0,0496  |
| 38         | 6,72     | 0,07697  |
| 40         | 6,72     | 0,07697  |

По результатам досліджень можна зробити висновок, що коливний передкрилок, що створює примусовий обдув крила, значно підвищує коефіцієнт підйомної сили  $C_{y\max} = 6,72$ , збільшує кут звалювання  $\alpha_s = 40^\circ$ .

### Опис дії механізму

Аеродинамічна істина може звучати так: примусовий обдув верхньої площини крила помітно збільшує піднімальну силу й скорочує дистанцію розбігу. Питання полягає в тому, як забезпечити примусовий обдув, не затративши на це всю енергію, яку він дозволить заощадити.

Наприклад, якщо ж розмістити перед крилом літального апарата горизонтальний ротор з лопатками. Повітря, що наганяється ротором, буде надходити на передню кромку верхньої площини крила, створюючи й тягу, і піднімальну силу. Отже, коли ротор створить над верхньою площиною крила необхідне розрідження, піднімальна сила буде зберігатись досить високою навіть на дуже серйозних кутах атаки, аж до вертикального зльоту (див. вище рис. 1). Передбачувана частота обертання ротора повноцінного літака (не моделі) – близько 1000 об/хв, конструкцію лопаток будемо вважати легкою й тому практично не викличе вібрації машини.

*Переваги літального апарата з роторним крилом:*

- він вимагає набагато меншої потужності двигуна, ніж звичайний літак, при такій же масі;
- 400-кілограмовий літак спокійно злітає з 40-сильним двигуном, його суперник традиційного компонування вимагав би як мінімум у три рази могутнішого силового агрегату;
- незважаючи на видиму складність, цей літак набагато простіший у виготовленні й експлуатації, ніж вертоліт;
- у вертольота відношення тяги до потужності джерела енергії (двигуна) у середньому рівний 50 Н/кВт у стані зависання й 75 Н/кВт у польоті, аналогічний показник у літака з роторним крилом рівний 250 Н/кВт.

Не дивлячись на дані переваги роторного крила, його аеродинаміка потребує суттєвого дослідження. Ротор і його обтічний кожух має досить високий лобовий опір, і аеродинамічні якості літака змушують бажати кращого. Він економічний і добре керований, але навряд чи з'являться надшвидкісні літаки цього типу. Правда, для передбачуваних цілей – використання як вантажівок, повітряних таксі або сільськогосподарських машин – крейсерської швидкості в 70 км/год буде цілком достатньо.

Серйозною проблемою літального апарата можуть бути сторонні тіла в повітрі, наприклад птахи. Реактивні літаки літають на висотах, де птахів небагато, та й імовірність влучення птаха в порівняно невеликий отвір турбіни невелика. Інша справа ротор на всю ширину розмаху крил. А от проблемою може стати відмова роторів. Якщо звичайний літак пілот-професіонал може посадити без двигунів, то щоб посадити літак з роторним крилом льотчикові прийдеться викручуватися за рахунок авторотації ротора.

## **Літак з роторним крилом – можливі проблеми**

Треба відзначити, що літак з роторним крилом має приблизно стільки ж недоліків, скільки й переваг.

- ротор має високий лобовий опір, і аеродинамічні якості літака потребують суттєвого дослідження;

- проблемою можуть бути сторонні тіла в повітрі – ротор на всю ширину розмаху крил може засмоктати в себе чимало сторонніх об'єктів;

- відмова ротора становить серйозну небезпеку для всього літального апарата – якщо звичайний літак можна посадити без двигунів, то цей літальний апарат, щоб посадити, льотчикові прийдеться викручуватися за рахунок авторотації ротора.

У першу чергу літак з роторним крилом позиціонується як зручний літак для польотів на невеликі відстані, використання у важкодоступних районах, для сільськогосподарських і промислових потреб.

Одне з основних переваг крила-ротора – підвищена маневреність на низьких швидкостях, а також короткий пробіг при зльоті й посадці. Зокрема, можна стверджувати, що подібний літальний апарат здатний підніматися навіть із даху будинку, подібно вертольоту.

Ще одна позитивна якість – висока стійкість при бічних вітрах і турбулентності. Останній фактор дозволяє сподіватися на використання цього літака в пасажирській авіації, і насправді – багато пасажирів готові проміняти швидкість на надійність. Втім, нова технологія несе цілий ряд ризиків, зокрема, можливе зледеніння лопат ротора при роботі на більших висотах, але до випробувань повнорозмірної моделі стверджувати що-небудь однаково неможливо.

## **Дослідження, які потрібно ще зробити**

Для початку, потрібно проаналізувати створення суперциркуляції швидкості навколо крила та визначити аеродинамічні характеристики такої компоновки. Потім дослідити аеродинамічну ефективність роторного рушія в компоновці несучого крила.

Планується визначити на базі розрахункових та фізичних досліджень оптимальні значення параметрів роторного рушія і видати рекомендації щодо проектування крила з таким рушієм.

## **Література**

1. Бауэрс П. «Летательные аппараты нетрадиционных схем», Москва «Мир» 1991г. – 320с., ил.
2. Кравец А. С. Характеристики авиационных профилей. М., Оборонгиз, 1939.
3. Липшиц А. Развитие, проектирования та конструкция планерів. ОНТИ НКТП СРСР. 1932.
4. Мхитарян А. М. Аэродинамика. М., «Машиностроение», 1976. 448 с. с ил.

5. *Петров К.П.* Аеродинаміка елементів літальних апаратів. Москва, „Машиностроение”, 1985.



Рис. 10. ЛА з роторним крилом.

## Висновки

УДК 65.011.83

### ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ СТРУКТУРИ КОМПОЗИТНОГО МАТЕРІАЛУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ МІЦНОСТІ КРИЛА ВІДНОСНО МАЛОЇ ТОВЩИНИ

Хруневич Д.Г, Масько О. М.

Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»

## Вступ

Крило є найважливішою частиною будь-якого літального апарату, (далі ЛА) і в основному служить для створення підйомної сили, яка потрібна для маневрів та подолання сили маси літака на всіх режимах польоту.

Форма і конструкція крила повинна відповідати ряду загальних і специфічних вимог: достатня міцність і жорсткість конструкції крила при мінімальній його масі, відсутність залишкових деформацій при навантаженнях, що не перевищують експлуатаційні. Профіль крила з відносно малою товщиною характеризується невеликим лобовим опором, використовується для заданого діапазону швидкостей літального апарату.

Сучасні технології дозволяють зберегти необхідні показники запасу міцності та жорсткості при зменшенні маси за рахунок застосування композитних матеріалів. Використання композитів при створенні конструкції вимагає виважених розрахунків з урахуванням їх технологічних властивостей. Цьому процесу присвячені роботи [2,3] .

Проте опису застосування створення крила відносно малої товщини з окремого композитного матеріалу (полімеру на основі епоксидного зв'язуючого), який характеризується високими показниками міцності при невеликій густині, немає.

У зв'язку з цим актуальним є завдання дослідження характеристик міцності крила, створеного з композитного матеріалу на основі епоксидного зв'язуючого. Особливістю даного композитного матеріалу є можливість різного способу укладки армованих тканин, з яких складається композит [5]. Це дає змогу отримувати різні характеристики міцності матеріалу [4].

### **Постановка задачі**

Дана робота передбачає дослідження впливу конструкції композитного матеріалу на міцність конструкції в цілому. Тому необхідним є приведення розрахункових даних застосування композитного матеріалу різної структури.

Отримані результати дозволять встановити оптимальну структуру даного композитного матеріалу при створенні крила відносно малої товщини та необхідну кількість епоксидного зв'язуючого для забезпечення максимальних показників жорсткості та надійності.

### **Вибір методів розв'язку поставленої задачі**

Для вирішення даної задачі запропоновано два методи:

1. Аналітичний спосіб розрахунку крила на міцність [1,6], що передбачає розрахунки навантажень за відомими формулами;
2. Метод скінченних елементів, використовуючи програмний пакет для визначення аеродинамічних навантажень на крило та NASTRAN (для визначення параметрів міцності та жорсткості конструкції).

Основні параметри, які потрібно задати при розрахунках для подальшого розрахунку характеристик міцності, є:

$EI$  [кг·м<sup>2</sup>] – жорсткість крила на згин;  $GI_p$  [кг·м<sup>2</sup>] – жорсткість крила на кручення;  $l$  [см] – довжина консолі крила;  $b$  [см] – довжина хорди крила;  $x_0$  [см] – відстань від центра жорсткості у розглянутому перерізі до передньої кромки крила;  $\rho$  [кг·с<sup>2</sup>/м<sup>4</sup>] – щільність повітря;  $\alpha$  – кут атаки;  $\sigma$  [см] – відстань від осі жорсткості до центра тяжіння у розглянутому перерізі;  $m$  [кг·с<sup>2</sup>/м<sup>2</sup>] – погонна маса крила;  $I_m$  [кг·с<sup>2</sup>] – погонний масовий момент інерції відносно осі жорсткості;  $C_y$  – коефіцієнт підйомної сили.

Характеристики аеродинамічних профілів крила взято з атласу профілів [6]. Для дослідження обрано два профілі NASA 23010 та NASA 23012 з відносною товщиною 0.1 та 0.12. Крило – прямокутне, довжина консолі досліджується з трьома значеннями для визначення оптимальних умов створення крила з композитних матеріалів (500, 600 та 700 мм). Матеріал, з якого створене крило – епоксидний вуглепластик, характеристики міцності якого залежать від типу укладки армуючи волокон [5]. Запропоновані наступні початкові умови: швидкість ЛА: 60 км/год, злітна маса: 5 кг, експлуатаційна перевантаження: 5.

Для отримання аеродинамічних навантажень використовувалась модель крила літака, побудована у пакеті PANSYM. На мал.1 зображена картина розподілу тиску по поверхні крила під дією набігаючого потоку при нульовому куті атаки

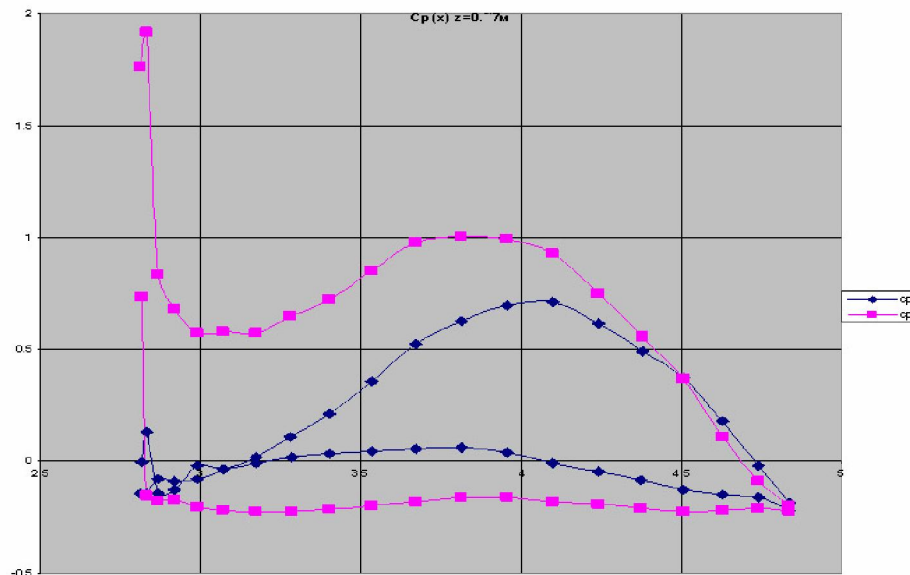


Рис. 1. Розподіл тиску по поверхні крила у програмі на двох кутах атаки (0 та 10 градусів)

Отримані данні використовуються при створенні умов навантажень у програмному пакеті NASTRAN. Для дослідження міцності крила аналізуються три довжини консолі з двома видами профілів. Основним завданням є дослідження міцності крила при різних структури композитного матеріалу. Користуючись джерелом [5], задаються характеристики вуглепластику в залежності від типу армуючи тканин. Кінцевим результатом є епюра напружень у пакеті NASTRAN.

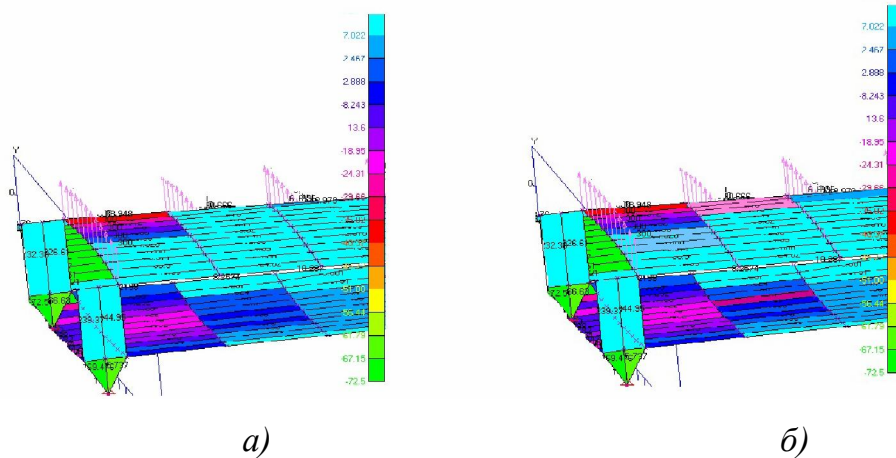


Рис. 2. Епюра дотичних напружень обшивки при: а) однонаправлених армуючих волокнах; б) при перехресних

Для визначення дотичних напружень по всій поверхні крила у пакеті NASTRAN та розподілу тиску модель умовно розбивається на рівні частини по довжині, починаючи з початку консолі ( $B_1$ ,  $B_2$ ,  $B_3$ , кореневий переріз).

Під дією зовнішніх навантажень консоль крила піддається явищу крутки. Це є наслідком крутного моменту. Внаслідок цього явища змінюються аеродинамічні показники крила. Допустимим значенням зміни кута крутки після проведення розрахунків у NASTRAN встановлений діапазон  $+2...-2$  градуси. При цих значеннях не порушується допустима міцність конструкції. Отримані данні  $C_y$  при різних умовах крутки зображено на графіках:

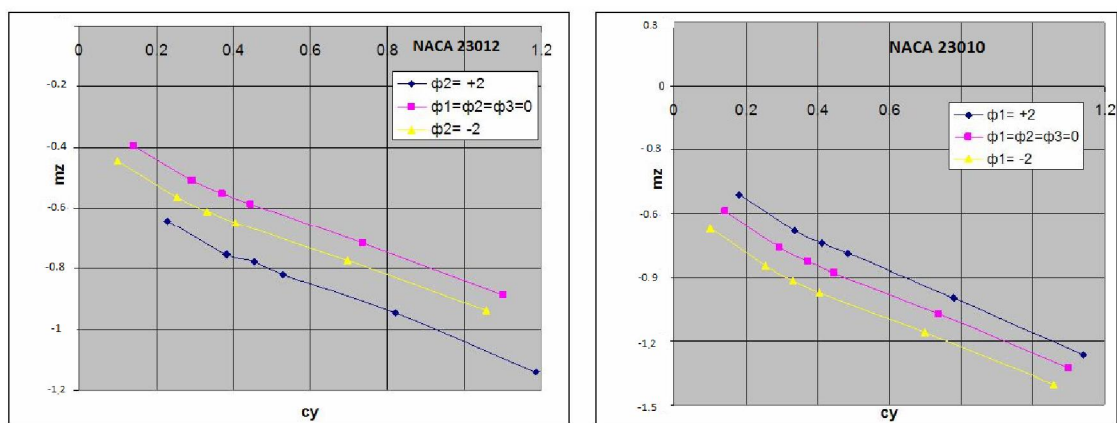


Рис. 3. Залежність характеристик крила від крутки

У всіх розрахунках, де заданий у якомусь перерізі не нульовий кут установки, вважається, що між цими базовими перерізами крутки змінюється лінійно. Як базова модель розглядається крило без крутки, коли все перерізу встановлені паралельно. Розглянуто такі два випадки: крутка  $+2$  градуси, крутка  $-2$  градуси.

### Розв'язок поставленої задачі

Товщина обшивки залежить від матеріалу, з якого створене крило, а точніше від його  $EI$  (жорсткості на згин) та  $GI_p$  (жорсткості на кручення). Враховуючи ці критерії та використовуючи метод скінченних елементів отримані наступні результати (в таблиці вказані данні для профілю NACA 23012)

Таблиця 1. Результати розрахунків у пакеті NASTRAN

| Довжина/<br>характеристика           | 500 мм                           |                             | 600 мм                           |                             | 700 мм                           |                              |
|--------------------------------------|----------------------------------|-----------------------------|----------------------------------|-----------------------------|----------------------------------|------------------------------|
| Необхідна<br>товщина<br>обшивки (мм) | 1,48<br>для одно-<br>направлених | 1,5<br>для пере-<br>хресних | 1,57<br>для одно-<br>направлених | 1,6<br>для пере-<br>хресних | 1,67<br>для одно-<br>направлених | 1,69<br>для пере-<br>хресних |

У таблиці 2 представлені результати, отримані шляхом аналітичним розрахунком. Розбіжність між товщинами обшивок у двох таблицях обумовлена неточністю даних для проведення розрахунків у таблиці 2.

Таблиця 2. Результати аналітичних розрахунків

| Довжина/<br>характеристика                         |                | 500 мм                                |                                   | 600 мм                               |                              | 700 мм                          |                              |
|----------------------------------------------------|----------------|---------------------------------------|-----------------------------------|--------------------------------------|------------------------------|---------------------------------|------------------------------|
| Р, нагрузка<br>на крило<br>кожному<br>перерізі (Н) | Кор            | 7,5                                   |                                   | 9                                    |                              | 9,1                             |                              |
|                                                    | B <sub>1</sub> | 1,875                                 |                                   | 2,25                                 |                              | 2,275                           |                              |
|                                                    | B <sub>2</sub> | 3,75                                  |                                   | 4,4                                  |                              | 4,65                            |                              |
|                                                    | B <sub>3</sub> | 5,625                                 |                                   | 6,75                                 |                              | 6,87                            |                              |
| М <sub>зг</sub> ,<br>Згинний<br>Момент<br>(Н*м)    | Кор            | 21,83                                 |                                   | 26,73                                |                              | 31,53                           |                              |
|                                                    | B <sub>1</sub> | 1,37                                  |                                   | 1,67                                 |                              | 1,97                            |                              |
|                                                    | B <sub>2</sub> | 5,48                                  |                                   | 6,68                                 |                              | 7,88                            |                              |
|                                                    | B <sub>3</sub> | 12,33                                 |                                   | 15,03                                |                              | 17,73                           |                              |
| М <sub>кр</sub><br>Кругний<br>Момент<br>(Н*м)      | Кор            | -1,058                                |                                   | -1,252                               |                              | -1,4778                         |                              |
|                                                    | B <sub>1</sub> | -0,252                                |                                   | -0,285                               |                              | -0,311                          |                              |
|                                                    | B <sub>2</sub> | -0,531                                |                                   | -0,602                               |                              | -0,746                          |                              |
|                                                    | B <sub>3</sub> | -0,785                                |                                   | -0,827                               |                              | -1,112                          |                              |
| Необхідна<br>товщина<br>Обшивки (мм)               |                | 1,52<br>для одно-<br>направле-<br>них | 1,54<br>для пере-<br>хрес-<br>них | 1,6<br>для одно-<br>направле-<br>них | 1,63<br>для пере-<br>хресних | 1,7<br>для одно-<br>направлених | 1,74<br>для пере-<br>хресних |

### Приклади застосування отриманих результатів

Результати роботи дозволяють створити оптимальну конструкцію крила, використовуючи композитний матеріал на основі епоксидного зв'язуючого. Серед врахованих даних є аеродинамічні показники та вплив крутки на конструкцію крила.

### Висновки

Проведення даних розрахунків дозволяє враховувати структуру композиційного матеріалу при створенні крила, змінюючи характеристики міцності матеріалу. За допомогою даного дослідження методом скінченних елементів, як результат, повинні скоротитись терміни та трудомісткість визначення параметрів міцності крила, оскільки головною задачею є введення початкових параметрів, після чого одразу отримується кінцевий результат. Відносна похибка у розрахунках становить менше 5%, що дає змогу швидко та точно проводити розрахунки при створенні крила з необхідного композитного матеріалу.

### Список літератури

1. Тимошенко С.П. (совм. с Дж. Гудьером), Теория упругости, - М.: 1975.
2. Татусь Н.А. Разработка уточненного метода расчета композитных упругих элементов на стадии проектирования – 2005.

3. *Л. Р. Вишняков, О. В. Нешпор, О. В. Мазна, Б. М. Сінайський*, Ударна швидкість при швидкісних ударних навантаженнях склопластиків з епоксидною матрицею, - Інститут проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича НАН України, Київ, -2010.
4. *Царахов Ю.С.* Конструирование соединений элементов ЛА из композиционных материалов (адгезионные соединения): учеб. пособие / Ю. С. Царахов. – М.: МФТИ, 1980.-80с.
5. *Конкин А. А.*, Углеродные и другие жаростойкие волокнистые материалы, М., 1974;
6. *П. И. Чумак, В. Ф. Кривокрысенко* Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. - М.: Патриот, 1991.

УДК: 629.7.021

## МОДУЛЬНА КОНСТРУКЦІЯ ДЛЯ СЕРІЇ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Мариношенко О.П., Карнаушенко Р.В.

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут»

### Вступ

В останні роки спостерігається тенденція до залучення безпілотних літальних апаратів (БПЛА) при вирішенні широкого кола завдань. Але один конкретний тип БПЛА не в змозі виконувати широкий спектр важливих господарських та специфічних задач.

Провідні конструкторські бюро безпілотних літальних апаратів створюють декілька типів БПЛА з різними масо-габаритними характеристиками, що обумовлюється задачами, які вони вирішують та вагою і габаритами корисного навантаження. Однак це призводить до необхідності створення окремої збиральної лінії під кожний тип БПЛА.

Аналіз ринку безпілотних літальних апаратів показує, що не існує єдиного класу БПЛА, що користується найбільшим попитом. Актуальними задачами є створення як малих, так і середніх і великих безпілотних літальних апаратів.

### Постановка задачі

Для вирішення задачі уніфікації використання БПЛА, необхідна наявність невеликого, недорогого, та портативного літака, який би ідеально підходив для військового та цивільного призначення: від ближнього спостереження до екологічного та транспортного моніторингу, пошуково-рятувальних операцій, та потреб сільського господарства.

Колективом співробітників факультету авіаційних та космічних систем НТУУ "КПІ" пропонується, для вирішення задачі проектування та виготовлення найбільш універсальної конструкції БПЛА, концепція створення серії безпілотних літальних апаратів на основі єдиної модульної конструкції.

### Схема складання окремих типів БПЛА

Концепція передбачає створення як мінімум трьох базових типів безпілотних літальних апаратів, що матимуть різні масо-габаритні характеристики, конструкція яких складається з певної кількості уніфікованих вузлів, що є загальними для всіх БПЛА. Уніфікація вузлів стосується консолей крила, горизонтального, вертикального оперення та фюзеляжу.

Наприклад: консоль крила найбільшого літального апарату, що входить до складу розроблюваної серії складається з трьох модулів; Консоль крила наступної модифікації (для середнього за розмірами БПЛА) складається з модулів №2 і3; модуль №3 являє собою консоль крила найменшого БПЛА (див. рис.1).

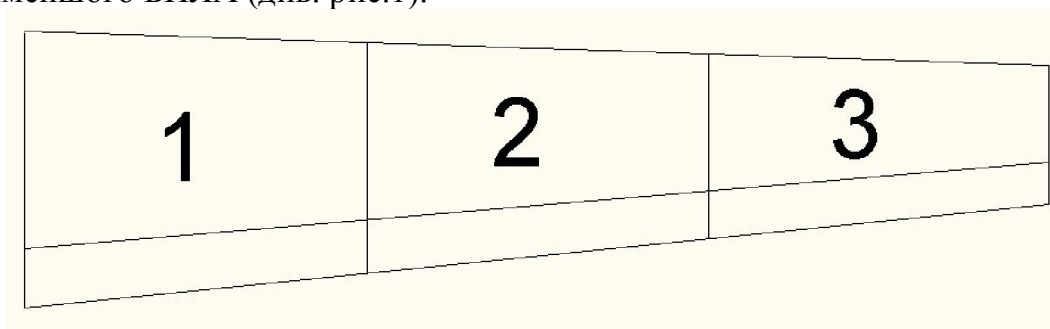


Рис.1 Модульна схема консолю крила

Аналогічним чином горизонтальне та вертикальне оперення (див. рис.2) також складається з відповідних модульних елементів.

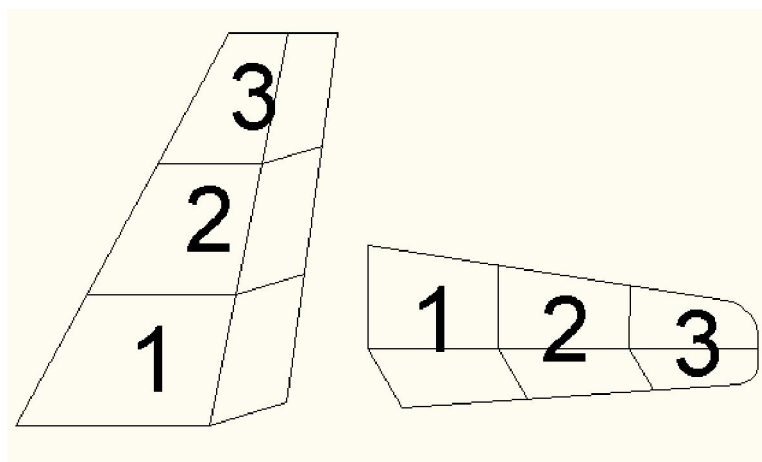


Рис.2. Модульна схема оперення

При складанні кількох модулів, що формують, рулі висоти та напрямку, вони поєднуються між собою та керуються єдиним виконавчим пристроєм, розміщеним у секції №3.

На відміну від рулів оперення, керуючі елементи консолі крила не скріплюються між собою і мають незалежні виконавчі пристрої. Так, наприклад, на найбільшому з серії БПЛА керуючий елемент (руль) секції №3 виконує роль елеронів, а відповідні елементи модулів №1 і №2 – виконують роль закрилків. На середньому, за розмірами БПЛА рулі секції №3 також виконують роль елеронів, а рулі модулів №2 – виконують роль закрилків. На найменшому за розмірами БПЛА рулі модулю №3 виконують роль флапперонів.

Для виготовлення фюзеляжу також використовується 3 типи модулів (Рис.3).

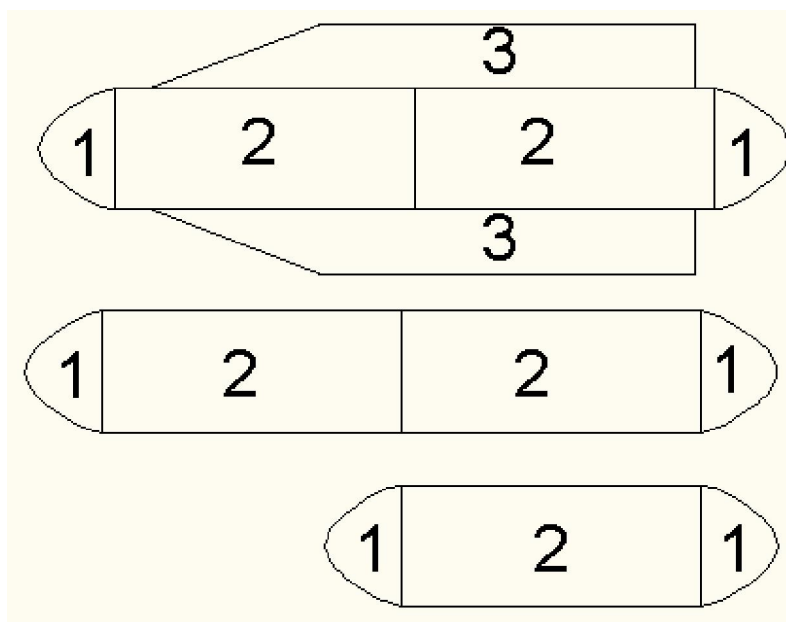


Рис. 3. Модульна схема фюзеляжу

При виготовленні агрегатів БПЛА використання матричної технології, або технології, що застосовує формуючі елементи, дозволяє використовуючи один набір матриць (формуєних елементів для позитивної технології), необхідний для створення найбільшого з серії БПЛА створювати БПЛА середнього та легкого класів, з модулів БПЛА великого класу.

Таким чином можна використовувати одну збиральну лінію для трьох типів БПЛА різного призначення.

Окрім того використовуючи такий підхід можлива подальша модернізація модульної конструкції та складання нових типів БПЛА. Так, наприклад, використання уніфікованого модулю №1 дозволяє використовувати як схеми із тягнучим так і з штовхаючим гвинтом.

Потрібно також зазначити, що використовуючи навіть такий нечисленний набір модулів (елементів конструкції) БПЛА є можливим постійно проводити процес удосконалення конструкції літального апарату,

його оптимізації, покращення тактико-технічних та масо-габаритних характеристик. І що безумовно корисно – здійснення розробки, виробництва та дослідження нових типів БПЛА, але вже з мінімальними затратами на їх проектування та виготовлення.

### Розрахунок льотних характеристик

В рамках проведення роботи для розрахунку аеродинамічних та льотних характеристик безпілотних літальних апаратів широкого класу, було розроблене спеціалізоване програмне забезпечення. Розроблений програмний комплекс «Прогноз-М» дозволяє розрахувати аеродинамічні та льотні характеристики літальних апаратів нормальної схеми при варіюванні геометричними та масовими їх параметрами (див. рис.4). Вказане програмне забезпечення дозволяє із мінімальними витратами часу оптимізувати як процес попереднього проектування, так і підібрати оптимальну конфігурацію БПЛА для вирішення конкретних задач.

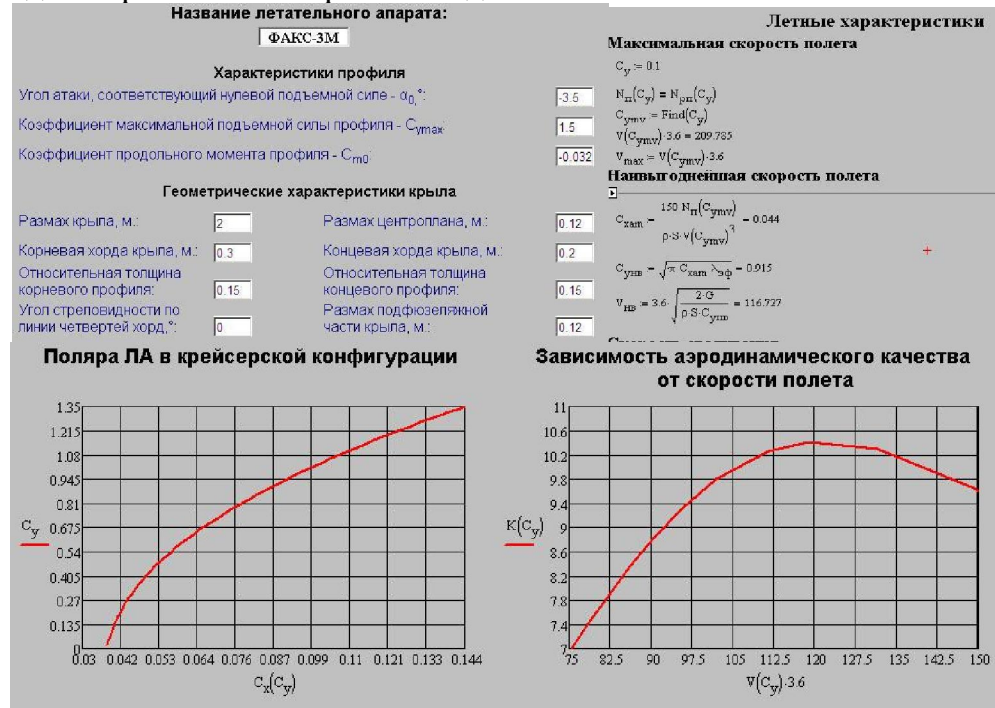


Рис 4. Комплекс розрахунку льотних характеристики «Прогноз-М»

Програмний комплекс «Прогноз-М» реалізує методику розрахунку аеродинамічних характеристики БПЛА, розроблену на кафедрі приладів та систем керування літальними апаратами факультету авіаційних і космічних систем НТУУ «КПІ». Ця методика базується на широко вживаній методиці розрахунку льотних характеристик легких літаків [2-4].

### Технологія виробництва

Для виробництва елементів конструкції БПЛА (модулів) планується використання методів виробництва деталей з вуглепластику або скловолокна [1], [5]. На початковому етапі реалізації пропонується застосування так

званої “позитивної” технології. Такий підхід виправданий при виробництві деталей досить простої форми в відносно невеликій кількості, а на відміну від “негативної” технології виробництва, є більш простим та менш витратним, що доцільно при розробці та виробництві на початковому етапі однотипових деталей невеликої серії.

На першому етапі виробництва виготовляємо формуючий елемент крила оперення або фюзеляжу, до його поверхні можна поставитися не дуже упереджено, при цьому допустимі невеликі неточності, шорсткості.

На другому етапі покриваємо формуючий елемент шаром розділювача, після чого оклеюємо його 2-4 шарами склотканини (загальна товщина обшивки 0.4-1.0 мм), при цьому є можливість попередньо клеювати підсилюючі елементи (шпангоути, стрингери). На даному етапі виробництва може використовуватись склотканина товщиною - від 0.03 до 0.3 мм.

Наступним етапом є використання гумового або поліетиленового мішка та вакуумного насоса, за допомогою яких остаточно формується зовнішня поверхня деталі.

Після повної полімеризації смоли виклеєна деталь розрізається по одній з осей симетрії і знімається з формуючого елемента.

На останньому етапі у виготовлену обшивку клеюються силові елементи; вона заклеюємо по розрізному шву скляною стрічкою шириною 20-30 мм, після чого починається обробка поверхні, її доведення та фарбування.

## **Висновки**

Вказаний підхід до створення літальних апаратів дозволяє ефективно використовувати сучасні технології, виробництва, мінімізувати витрати ресурсів часу і матеріалів при проектуванні, розрахунку, та виготовленні літальних апаратів з оптимальними тактико-технічними характеристиками необхідними для вирішення конкретних задач. Крім того запропонована методика та підхід дозволяє спростити та оптимізувати проведення модернізації і ремонту таких БПЛА.

## **Література**

1. Проектирование корпусов летательных аппаратов из композиционных материалов. (Учебное пособие) / Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Кириченко В.В., Кравец В.Н. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1982- 85 с.
2. *Ильюшко В.М., Митрахович М.М., Самков А.В. и др.* Беспилотные летательные аппараты// Изд. Дом «Аванпост-прим» - Киев – 301 с.

3. *Чумак П. И., Кривокрысенко В. Ф.* Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. – М.: Патриот, 1991 – 238с.
4. *Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А.* Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1978 – 208с.
5. Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодельной постройки. Том 1: Общие технические требования. Аэродинамика. – Новосибирск: СибНИИА, 1989 – 247с.