

doi: 10.32620/oikit.2024.101.02

УДК 629 73 0012

О. Г. Гребеніков, В. Є. Василевський, Д. М. Устюгов

Аналіз конструктивно-технологічних особливостей закрилків крил літаків транспортної категорії

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»

У роботі проведено аналіз методів проектування механізації крила літаків транспортної категорії. Розглянуто конструктивно-технологічні рішення конструкцій закрилків крила. При аналізі враховано особливості конструкцій закрилків літаків на прикладі літаків фірми "Антонов". Розглянуто закрилки крил літаків Ан-74, Ан-140, Ан-148. Проаналізовано матеріали, з яких виготовляються закрилки літаків. Відзначається, що основна частка застосовуваних матеріалів в закрилках – це алюмінієві сплави. Спостерігається тенденція збільшення частки застосування композиційних матеріалів. Тому слід шукати композиційні матеріали з більш досконалішими властивостями, які матимуть високу міцність, стійкість до пошкоджень, корозійну стійкість і стабільність характеристик. Розглянуто методи проектування інтегрованого проектування і моделювання закрилків, які постійно удосконалюються. Розроблені конструкції за цими методами є більш оптимізованими, більш досконалішими та більш технологічними, мають суттєво кращі характеристики. Тому при розробленні конструкцій впровадження нових розробок та технологій інтегрованого проектування і моделювання є насущною необхідністю.

Ключові слова: літак; крило; механізація; закрилок; конструкція; проектування; матеріали.

Механізація крила літака є однією з найважливіших складових конструкції літака транспортної категорії. Засоби механізації задньої кромки крила і насамперед закрилків являють собою значно різноманітнішу групу пристроїв порівняно з передньою кромкою крила і в конструктивному, і, особливо, в кінематичному відношеннях. Насамперед це відбивається на істотному ускладненні кінематики. Ця різноманітність пояснюється бажанням досягти максимальної ефективності в широкому діапазоні режимів.

Розглянемо конструктивно-технологічні рішення і методики проектування закрилків літаків транспортної категорії. Зазвичай закрилки мають конструкцію, що містить типовий набір конструктивних елементів – поздовжні балочки, стінки, стрингери та обшивку. Конструктивне різноманіття схем збільшується завдяки застосуванню стільникових, пінопластових та інших заповнювачів і створенню багатощарових конструкцій з використанням композиційних матеріалів [1].

Способи підвіски закрилків тісно пов'язані з розробленням кінематичної схеми. Найпоширенішими способами стали встановлення закрилків на кронштейнах (закрилки, що відхиляються) і на рейках (висувні або відкотні закрилки).

Найпоширенішою схемою навішування стала двохопорна (рідше трьохопорна) для одиначної секції закрилка (рис. 1). У першому випадку доцільно конструювати закрилок прагнучи забезпечити шляхом вибору відстані між опорами рівність згинальних моментів у прольоті і над опорами. Відомо, за наявності звуження закрилка і необхідності з'єднання з приводним механізмом, положення якого залежить від компонування крила і систем керування, важко повністю задовольнити цю умову. Однак її можна розглядати як рекомендацію, що дає змогу отримати рівножорсткий закрилок мінімальної маси.

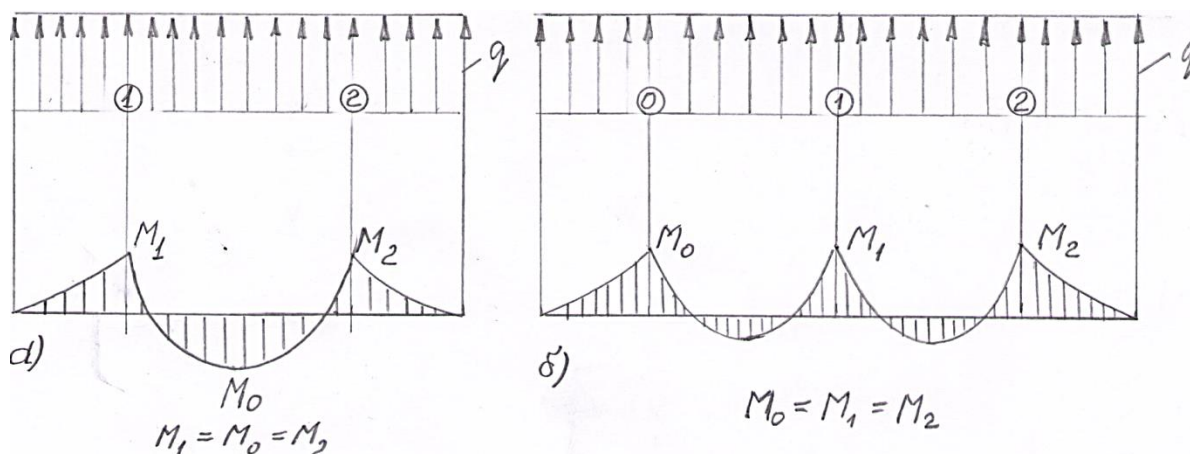


Рис. 1. Розрахункові схеми закрилків: а – двохопорна, б – трьохопорна.

У другому випадку завдання істотно ускладнюється внаслідок властивих схемі технологічних і експлуатаційних труднощів. Незважаючи на те, що в обох випадках для однієї з опор слід розглядати можливість компенсування під час складання виробничих неточностей, у трьохопорній схемі це досягається з великими труднощами, особливо для стрілоподібних закрилків. До цього слід додати і складність проектування самих опор, у яких необхідно дотримуватися обмежень за допустимими кутами перекосу (не більше 7°) внутрішніх кілець підшипників відносно зовнішніх.

Відомими труднощами є визначення розрахункового навантаження на закрилок, оскільки коефіцієнти, які входять у формули, зазвичай виражають залежність від аеродинамічних характеристик крила і кутів відхилення закрилка. Ці залежності для ізольованих закрилків без урахування всіх наявних засобів механізації на дійсному крилі дають неточну картину. Тому на стадії проектувальних розрахунків рекомендується користуватися емпіричними формулами під час визначення розподіленого навантаження

$$P_3 = c_3 f b_3 q, \quad (1)$$

де c_3 – коефіцієнт, що залежить від аеродинамічних характеристик закрилка, кутів його відхилення й атаки крила. Для простих закрилків, що відхиляються, $c_3 = 3,2-3,8$ при відхиленні закрилка на $40...50^\circ$ і кута атаки крила $\alpha = 10^\circ$; f – коефіцієнт безпеки, $f = 2$; q – розрахункове значення швидкісного напору, які вибирають за умови відхилення закрилків на швидкостях, що відповідають швидкостям заходу на посадку $V_3 = 400$ км/год. Мінімально допустимим значенням швидкісного напору вважається $q = 1,8...2,0$ кПа.

Найбільшого поширення із засобів механізації задньої кромки набули висувні (відкотні) закрилки – однощільні, двощільні і навіть трищільні. Останні два мають зазвичай дефлектор і хвостик (який зазвичай самостійно відхиляється). Кінематичні схеми цих закрилків досить складні і по суті є самостійним проектувальним завданням, яке органічно вирішується тільки в сукупності з розробленням самого закрилка і схеми навішування.

Конструкція висувного однощільного закрилка подібна до конструкції закрилка, що відхиляється. Відмінність становлять вузли навішування, що являють собою комбінацію рейок (напрямних), тяг і кареток (роликів механізмів).

Двощілинний закрилок складається з закрилка, за конструкцією аналогічного однощілинному закрилку, і дефлектора. Дефлектор у мініатюрі повторює конструкцію закрилка.

Кінематичні схеми закрилків можна поділити на дві великі групи за принципом утворення щілини (щілин). Незалежно від кінематичного зв'язку з дефлектором (для двощілинних закрилків) утворення щілин може досягатися або поступальним рухом закрилка (висування, відкочування), або поворотом закрилка відносно крила з виходом за його задню кромку.

Зупинимось на рекомендаціях щодо розрахунково-проектувальних схем закрилків. Величина повної аеродинамічної сили, що діє на однощілинний закрилок, визначається формулою

$$P_3 = c_3 f S_3 q, \quad (2)$$

де c_3 – аеродинамічний коефіцієнт, що залежить від типу закрилка, кутів його відхилення та атаки крила; $c_3 = 4,5 \dots 5,5$ для щілинних закрилків, висунутих і відхилених на $50 \dots 60^\circ$, та кута атаки крила $\alpha = 10^\circ$; f – коефіцієнт безпеки, $f = 1,5$; S_3 – площа закрилка (у разі наявності дефлектора $S_3 = S_{3з} + S_{деф}$, тобто сумарна площа системи); q – розрахункове значення швидкісного напору.

У загальному випадку міцність закрилка перевіряється за найважчих умов на зльоті та посадці, але для проектувальних цілей достатньо розглянути режим посадки з кутом відхилення закрилка на $50 \dots 60^\circ$. На етапі початкових розроблень можна вважати припущення, що розподілене навантаження за розмахом, зберігається постійним:

$$q_3 = \frac{P}{S} b_{ср}, \quad (3)$$

Тут $b_{ср} = (b_{корен.} + b_{кінц.})/2$, $b_{корен.}$, $b_{кінц.}$ – відповідно коренева і кінцева хорди. Це допущення не вносить великих неточностей у розрахунки, оскільки закрилки виконуються з малим звуженням або без нього.

Вважаючи інтенсивність розподілу навантаження по закрилку, включно з хордою дефлектора, визначеною, вважаємо, що навантаження по всій хорді розподілено лінійно. Приблизно рекомендується брати розподіл навантаження таким чином, що ординати на передній кромці вчетверо більші за ординати на задній кромці (рис. 2).

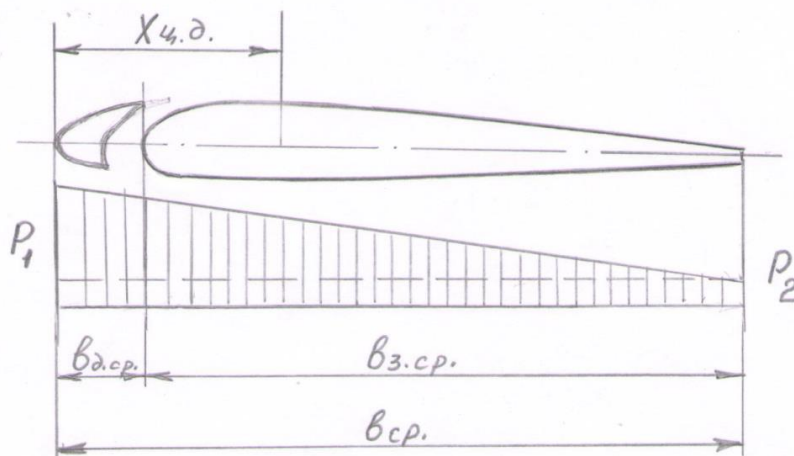


Рис. 2. Розподіл навантаження по хорді закрилка

Це припущення є справедливим для умови, що центр тиску аеродинамічних сил за перерізом закрилка (і дефлектора) перебуває в межах $X_{ц.д.} = 0,38...0,4$.

Тоді розподіл завантаження по середній хорді можна представити в такому вигляді:

$$P_1 = \frac{4q}{b_{сер}}; P_2 = \frac{q}{b_{сер}}. \quad (4)$$

Відповідно розподілене завантаження для дефлектора

$$q_{\partial} = \frac{P_1 + P_2 + \lambda}{2}, \quad (5)$$

де $\lambda = b_{з.сер} \frac{P_1 - P_2}{b_{сер}}$, а для закрилка

$$q_з = b_{з.сер} \frac{2P_2 - \lambda}{b_{сер}} \quad (6)$$

Тут $b_{з.сер}$ визначається аналогічно до виразу (3).

Навішування закрилків, так само як і передкрилків, у переважній більшості випадків здійснюють за схемою балок із кількістю опор дві і більше. Найпоширенішими схемами двохопорні і трьохопорні.

У двохопорних закрилків дефлектори поділяють найчастіше на три секції – дві зовнішні і одна внутрішня (рис. 3). Зовнішні секції дефлектора мають дві опори, а внутрішні – три (рідко – чотири).

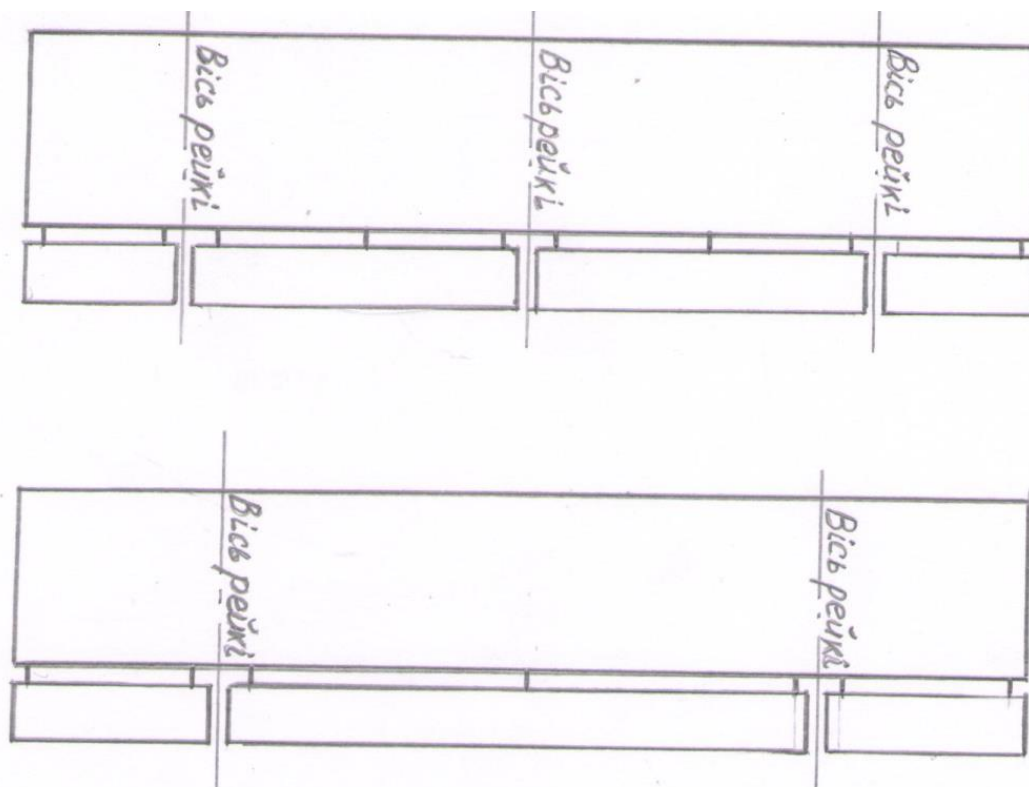


Рис. 3. Конструктивні схеми закрилка з дефлекторами.

Для полегшення визначення опорних реакцій, згинальних моментів і сил, що перерізають, та прискорення вибору параметрів розрахункової схеми основні дані для однощільного закрilка наводяться в табл. 8.1 [2]. У розрахунках рекомендується вважати згинальну жорсткість постійною за розмахом.

Аналогічні дані для дефлекторів містяться в табл. 8.2 [2]. Під час складання таблиці пружністю середніх опор у трьохопорній та чотирьохопорній секціях дефлекторів нехтували через її малість. Відстані між опорами в схемі б (Рис. 4) брати таким, що дорівнюють $l_1 = l_2$, а в схемі в — $l_1 = l_3$. У цьому разі виявлялися однаковими згинальні моменти над опорами ($M_1 = M_2$) і опорні реакції ($P_0 = P_3$ і $P_1 = P_2$).

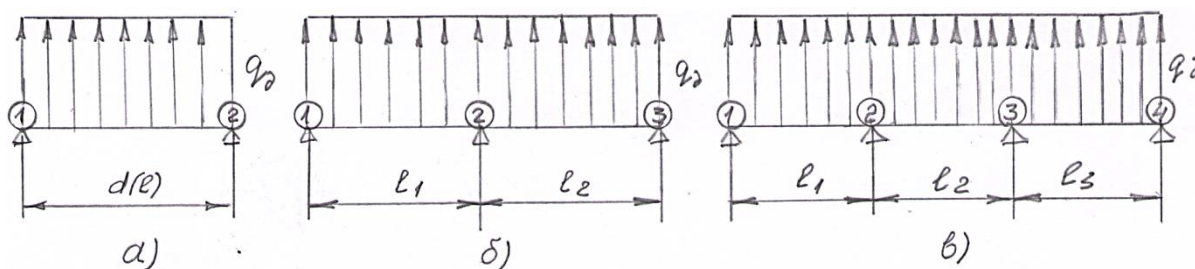


Рис. 4. Розрахункові схеми дефлекторів.

Строго кажучи, характер опор для секцій дефлектора неоднаковий, їхня жорсткість різна. Для внутрішніх секцій крайніми опорами є каретки, пов'язані з жорсткими рейками, а для зовнішніх секцій — лише одна опора виходить на рейки, а друга — через кронштейн на закрilок. У першому наближенні їх можна вважати однаковими, а уточнення провести після визначення дійсних характеристик пружності опор.

Для визначення розрахункових даних двощільного двоопорного закрilка можна скористатися формулою (3). Визначивши опорні реакції біля секцій дефлекторів, можна обчислити згинальні моменти, опорні реакції та перерізувальні сили за розмахом власне закрilка, який сприймає власне розподілене навантаження q_z і зосереджені сили P_d , що за величиною дорівнюють реакціям опор від секцій дефлектора.

У конструктивному відношенні закрilки і дефлектори виконуються переважно за однолонжеронною схемою, а це спрощує підхід до їхнього конструювання.

Однак на деякі особливості конструкцій слід звернути увагу. Лонжерони крім типового навантаження можуть довантажуватися зосередженими силами від опор дефлекторів, прикладеними безпосередньо до поясів. У таких випадках опорні кронштейни дефлекторів можна рознести на деяку відстань по довжині лонжерона, принаймні на дистанцію, що дорівнює кроку нервюр. Аналогічна картина спостерігається і в дефлекторі. У разі малих розмірів дефлекторів від лонжеронів відмовляються взагалі, компенсуючи їх посиленням обшивки і зменшенням кроку нервюр.

Обшивка в усіх випадках у конструкції закрilків і дефлекторів відіграє дуже важливу роль, забезпечуючи не тільки необхідну міцність, а й потрібну жорсткість. Її товщину визначають з умови роботи на зсув від кручення.

Вибір параметрів обшивки корисно супроводжувати коригуванням параметрів конструктивно-силової схеми закрilка. У цьому разі необхідно

узгодити низку вимог – товщину і модуль пружності обшивки, крок нервюр і величину допустимого експлуатаційного прогину.

За розглянутою методикою і описаними конструктивно-технологічними рішеннями спроектовано більшість конструкцій закрилків літаків світового парку. Проте кожна з конструкцій закрилків має свої особливості, і однією з найважливіших з них при створенні конкурентоспроможних літаків з життєвим циклом від 40 до 50 років є застосування нових прогресивних матеріалів у поєднанні з новими технологіями виготовлення.

Виконаємо аналіз конструкції закрилків на прикладі літаків фірми "Антонов" і простежимо, як змінювалося застосування матеріалів і технології їх виготовлення.

Розглянемо закрилки літаків Ан-74, спроектованого 1977 року, Ан-140, перший зліт якого відбувся 1997 року, і Ан-148, побудованого 2004 року.

На рис. 5 подано схему крила літака Ан-74. Закрилки літака Ан-74 складаються з внутрішніх закрилків, розташованих у зоні центроплана, і зовнішніх закрилків, розташованих у зоні консольної частини крила (рис. 6, 7) [3].

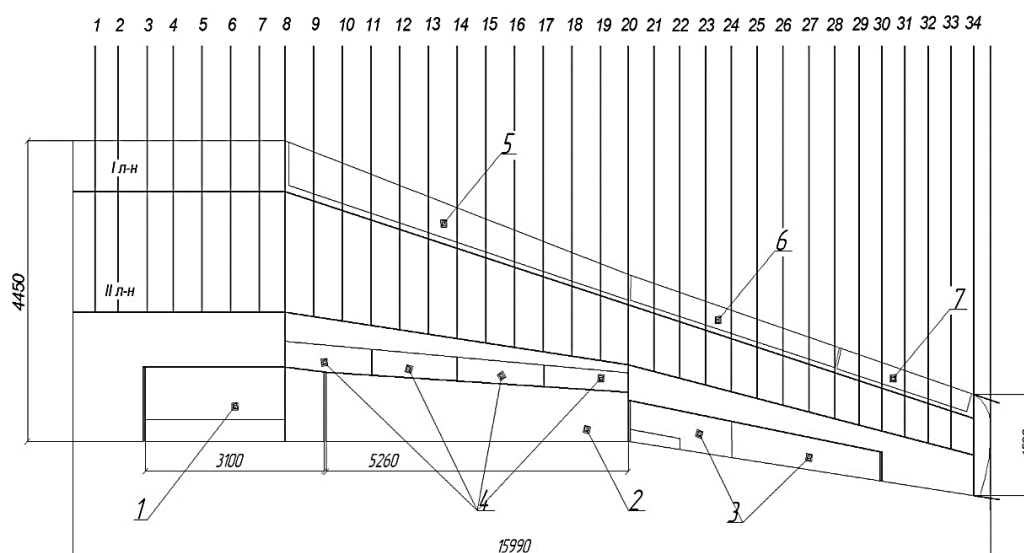


Рис. 5. Схема крила літака Ан-74: 1, 2 – закрилки; 3 – елерони; 4 – інтерцептори; 5, 6, 7 – передкрилки

Внутрішні закрилки – двоцільові, складаються з основної ланки і шарнірно закріпленої на ній хвостової ланки. Схема центропланних закрилків – дволанковий безщілинний закрилок – відповідає ухваленому компонуванню двигунів під час відхилення закрилків.

Зовнішні закрилки – трищільові, складаються з основної ланки і шарнірно закріпленої на ній хвостової ланки, а також дефлектора, рухомого відносно основної ланки.

Основні ланки дволонжеронної конструкції. Поперечний силовий набір представлений нервюрами, зовнішній контур утворений обшивками. Лонжерони балочної конструкції складаються з верхнього і нижнього поясів та стінки, підкріпленої стояками.

Хвостові ланки складаються з лонжерона, набору нервюр, обшивок. Лонжерон балочної конструкції складається з верхнього і нижнього поясів та стінки, підкріпленої стояками.

Нервюри закрилків двох типів:

– силові нервюри, навантажені зосередженими силами, встановлені за вузлами навішування закрилків, які виготовляються фрезеруванням зі штампованих напівфабрикатів;

– типові нервюри, не навантажені зосередженими силами, виготовлені штампуванням з листових напівфабрикатів. Усі нервюри складаються з двох частин, одна з яких встановлена по носіку закрилка, а друга по хвостовій частині закрилка та зістиковані між собою по лонжерону.

Кріплення хвостової ланки до основної виконано за двома вузлами навішування для зовнішнього закрилка та за чотирма вузлами навішування для зовнішнього закрилка, керування хвостовою ланкою здійснюють дві тяги керування, що входять до складу механізмів висування закрилків.

Дефлектор зовнішнього закрилка утворений лонжероном, набором нервюр і обшивкою. Лонжерон дефлектора балочної конструкції містить верхній і нижній пояси, з'єднані стінкою. Поперечний силовий набір дефлектора містить торцеві, типові та силові нервюри. Нервюри складаються з носка і хвостика. Носик і хвостик типових і торцевих нервюр, хвостик силових нервюр виконані штампуванням із листового матеріалу. Носки силових нервюр виконані фрезеруванням зі штампованих напівфабрикатів.

Переміщення дефлектора відносно основної ланки забезпечується чотирма механізмами висування, керування здійснюється двома тягами керування, що входять до складу механізмів висування закрилків.

Застосовувані матеріали: обшивки – лист Д16 АТВ, пояси лонжеронів і стояки лонжеронів і нервюр – пресовані профілі Д16Т, стінки лонжеронів і нервюр – Д16 АТ. Технологія – традиційні механообробка і клепально-складальні процеси.

Таким чином, у закрилках Ан-74 застосовано традиційні матеріали: листові, пресовані та кувальні напівфабрикати з матеріалу Д16Т. З погляду критерію ціна-якість на момент створення Ан-74 саме таке поєднання матеріалів забезпечувало оптимальність конструкції, що підтверджує і досвід експлуатації.

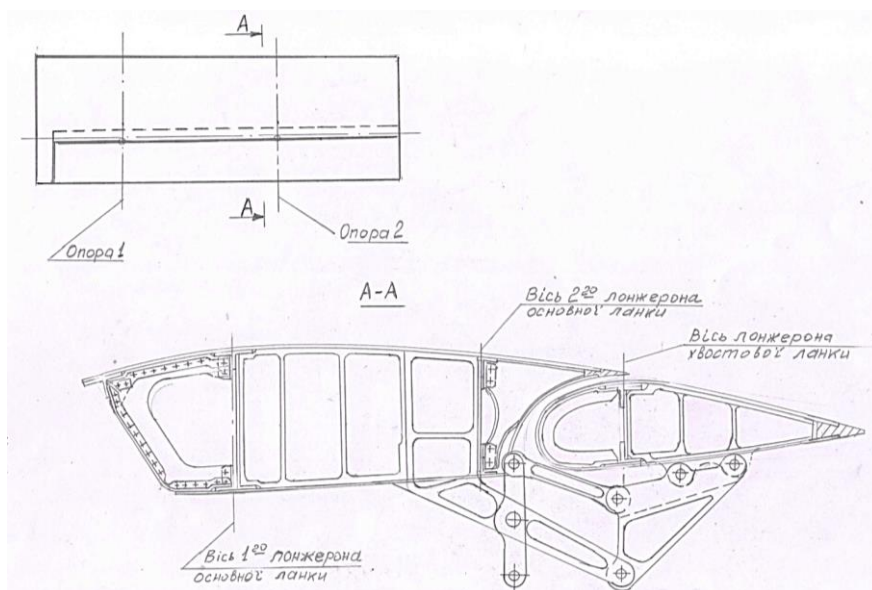


Рис. 6. Схема внутрішнього закрилка Ан-74

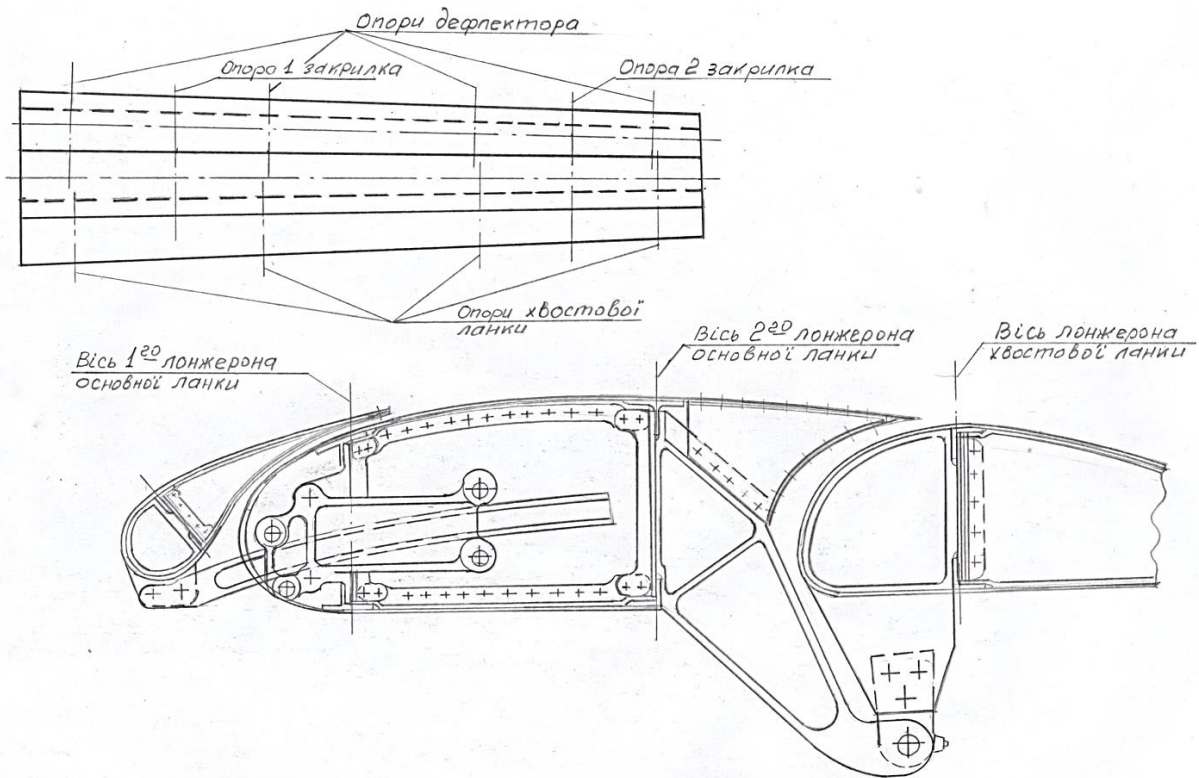


Рис. 7. Схема зовнішнього закрилка Ан-74

Розглянемо закрилки літака Ан-140 [4].

На рис. 8 подано схему крила літака Ан-140. На кожній консолі закрилки складаються з двох секцій, які для забезпечення синхронного висунання під час випуску та прибирання з'єднані між собою за суміжними торцевими нервюрами вузлом зв'язку.

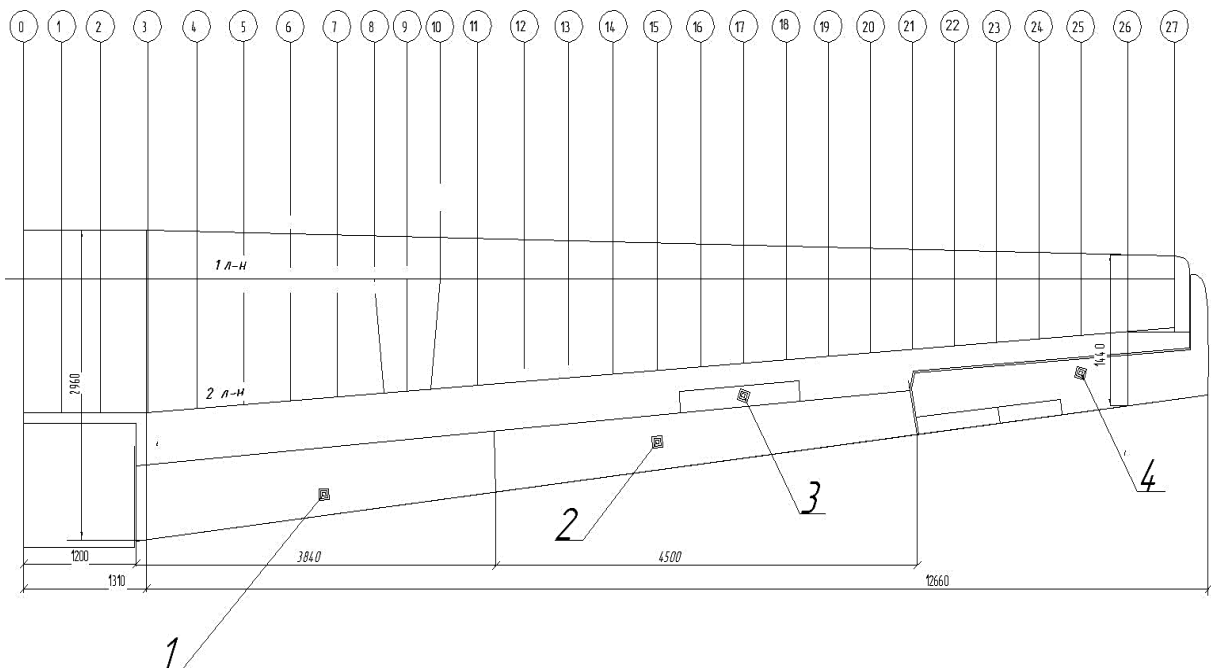


Рис. 8. Схема крила літака Ан-140: 1, 2 – закрилки; 3 – інтерцептор; 4 – елерон

Внутрішня і зовнішня секції виконані однотипно і складаються з основної ланки і дефлектора, нерухомо закріпленого на основній ланці. Кожна із секцій має два вузли навішування і відхиляється за допомогою підйомника (рис. 9).

Конструктивно основні ланки закрилків являють собою суцільнометалеву, клепану, однолонжеронну конструкцію з дефлектором, виготовленим із вуглепластику одночасним формуванням шарів.

Лонжерони основної ланки балкової конструкції. Пояси змінного перерізу за розмахом закрилків виконані з пресованих профілів, стінки змінної товщини посилені по вузлах навішування. Стінки виготовлені з листових напівфабрикатів. Обшивки змінної товщини виготовлені методом хімічного фрезерування з листових напівфабрикатів.

Нервюри закрилків двох типів:

- силові нервюри, навантажені зосередженими силами, встановлені за вузлами навішування закрилків і за вузлами кріплення підйомників, які виготовляються фрезеруванням зі штампованих напівфабрикатів. Для забезпечення безпечного руйнування нервюри продубльовані, виконані з двох однакових з'єднаних між собою деталей;

- типові нервюри, не навантажені зосередженими силами, виготовлені штампуванням з листових напівфабрикатів. Усі нервюри складаються з двох частин, одна з яких встановлена по носію закрилка, а друга по хвостовій частині закрилка, та зістиковані між собою по лонжерону.

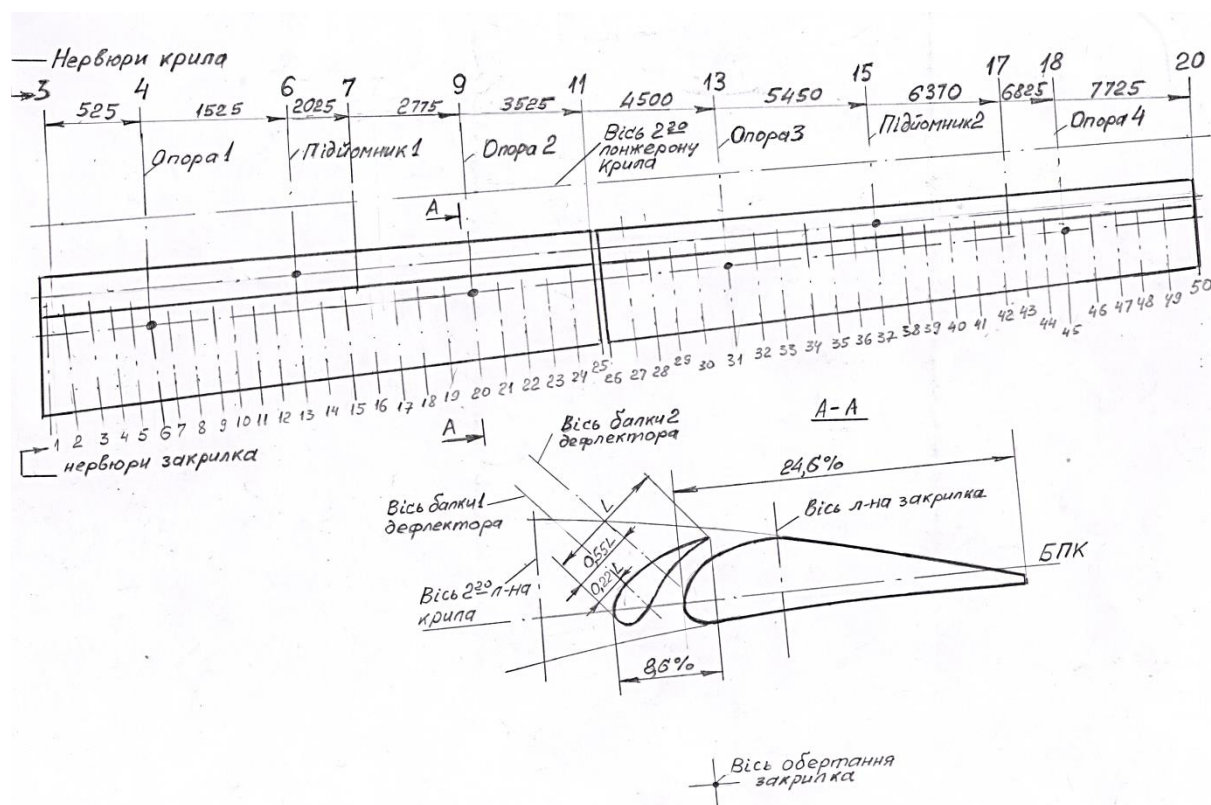


Рис. 9. Схема закрилка Ан-140

Обшивка дефлектора виконана з композиційного матеріалу, вуглепластику на зв'язувальному ЕДТ-69н.

Застосовувані матеріали: обшивки – лист Д16 АТВ, пояси лонжеронів і

стояки лонжеронів і нервюр – пресовані профілі Д16Т, стінки лонжеронів і нервюр – Д16 АТ, силові нервюри – штампування Д16 Т, обшивка дефлектора – вуглепластик. Порівняно з Ан-74 у конструкції закрилків Ан-140 застосовано вуглепластики, але у ваговому відношенні це незначна частина.

Як особливість відзначимо забезпечення безпечної пошкоджуваності навішування завдяки дублюванню силових елементів. Зазначимо також, що в закрилках Ан-140 також широко застосовано традиційний матеріал Д16 Т.

Розглянемо закрилки літака Ан-148. [5].

На рис. 10 подано схему крила літака Ан-148. Закрилки Ан-148 двощільні, складаються з двох секцій, що містять основну ланку з жорстко закріпленими на ній секціями дефлекторів. Секції закрилків – двохопорні з опорами за механізмами закрилків, друга секція має додатковий вузол у прольоті між механізмами, який є опорою у прибраному положенні секції. Ця конструкція забезпечує триточкове опирання другої секції закрилка в діапазоні кутів випуску 0...6°. Загальний вигляд закрилків подано на рис. 11.

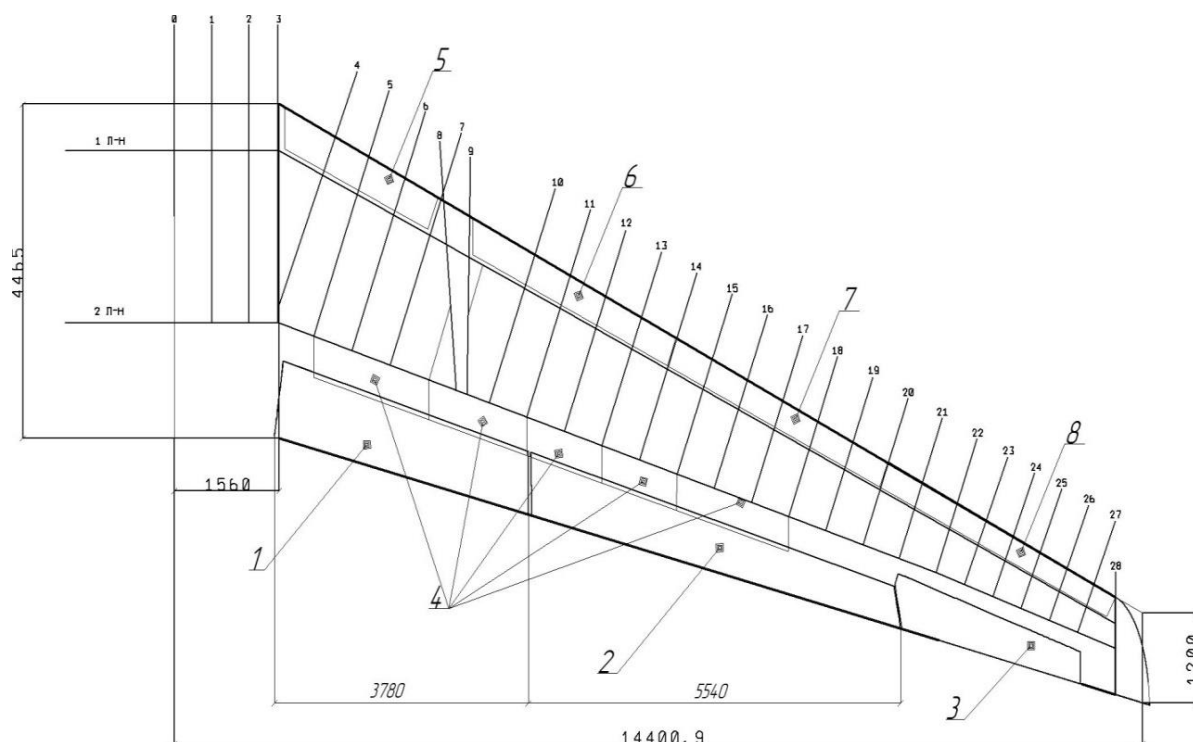


Рис. 10. Схема крила літака Ан-148: 1, 2 – закрилки; 3 – елерон; 4 – інтерцептори; 5 – носок, що відхляється; 6, 7, 8 – передкрилки

Основна ланка складається з кесона, носової та хвостової частин (рис. 12). Кесон основної ланки – суцільнометалевий, збірної конструкції, що містить верхню і нижню панелі, передній і задній лонжерони, набір нервюр і кронштейни навішування основної ланки закрилка. Панелі першої секції постійної товщини, за поздовжніми і поперечними швами підкріплені підкладними стрічками для забезпечення стійкості до високочастотних навантажень, за верхньою панеллю встановлено стрингер, панелі другої секції змінної товщини за розмахом основної ланки, виготовляються фрезеруванням. Лонжерони – суцільнофрезеровані, виконані у вигляді швелера. Нервюри першої секції – збірні, у зоні вузлів

навішування – монолітні, по другій секції нервюри – монолітні, виготовлені фрезеруванням. По нижній поверхні кесона встановлено кронштейни навішування, які прикріплені до горизонтальних полиць переднього і заднього лонжеронів.

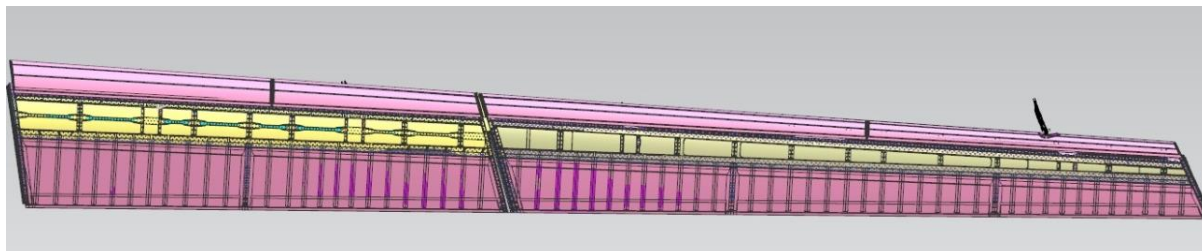


Рис. 11. Загальний вигляд закрилка Ан-148

Носова частина основної ланки містить обшивку і набір нервюр. Обшивки носової частини основної ланки виконано знімними, виготовлені з монолітного органопластику на зв'язувальному ЕДТ-69н, закріплені до панелей кесона і нервюр носової частини. Нервюри носової частини – суцільнофрезеровані, закріплені на передньому лонжероні, є опорами для дефлектора.

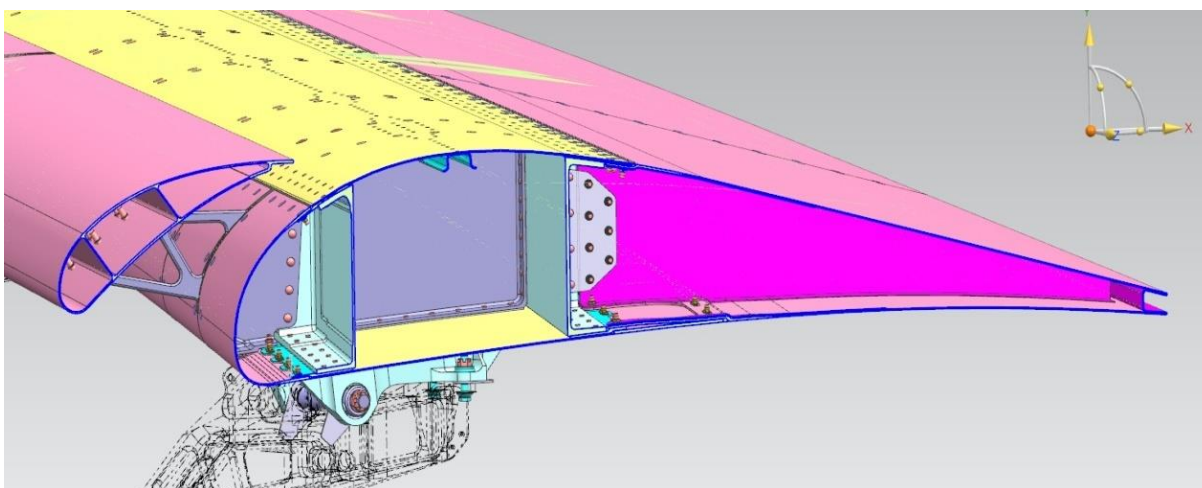


Рис. 12. Переріз закрилка Ан-148

Хвостова частина основної ланки інтегральної конструкції, обшивки і нервюри виконані з вуглепластику спільним формуванням на зв'язувальному ЕДТ-69н. Для забезпечення складання і доступу для обслуговування і контролю силових деталей в експлуатації в нижній обшивці виконано люк. Хвостова частина закріплена на задньому лонжероні і панелях кесона основної ланки.

Дефлектор закрилка трубчастої конструкції виконано з вуглепластика спільним формуванням на зв'язувальному ЕДТ-69н. Для спрощення виклеювального оснащення дефлектор кожної секції закрилків виконано з двох не пов'язаних між собою частин. Кріплення дефлекторів виконано до нервюр носової частини основної ланки за допомогою спеціальних кронштейнів.

Застосовувані матеріали: обшивки кесона – лист Д16 АТВ, балки лонжеронів і стояків лонжеронів і нервюр – пресовані профілі Д16Т, стінки нервюр – Д16 АТ, силові нервюри – штампування Д16 Т, обшивка носової частини

основної ланки – органопластик на зв'язувальному ЕДТ-69н, хвостова частина основної ланки – вуглепластик на зв'язувальному ЕДТ-69н. Порівняно з Ан-140 у конструкції закрилків Ан-148 обсяг застосування композиційних матеріалів істотно зріс. У ваговому відношенні це становить 35,5% від маси закрилків.

Спостерігається тенденція збільшення частки застосування композиційних матеріалів. Так, на закрилках Ан-74 застосовані тільки алюмінієві сплави, на закрилках Ан-140 також застосовані тільки алюмінієві сплави, але дефлектор виконано з вуглепластиків. А на літаку Ан-148 з композиційних матеріалів виконано дефлектор, носова частина закрилків та хвостова частина закрилків.

Однак необхідно зазначити, що основна частка застосовуваних матеріалів – це алюмінієві сплави, а застосування алюмінієвих сплавів супроводжується значними витратами. Як показує світова практика, середнє співвідношення між часткою алюмінію серед закуплених матеріалів і його фактичною часткою в конструкції літака майже вдвічі вище, ніж для конструкцій із композиційних матеріалів. Тому слід надалі шукати матеріали з більш досконаліми властивостями, які матимуть високу міцність, стійкість до пошкоджень, корозійну стійкість і стабільність характеристик.

Перспективними матеріалами для застосування в носовій та хвостовій частинах закрилка є армовані термопласти. Конку rentною перевагою термопластів є економія маси у поєднанні зі зниженням витрат, які досягаються завдяки використанню термічних процесів для формування та складання.

Як показує аналіз, для закрилків літака А-380 стандартна конструкція з алюмінієвих сплавів не поступається конструкції з композиційних матеріалів. Однак закрилки виготовляються згідно з еволюцією використання композиційних матеріалів на Airbus [6].

Таким чином, необхідні подальші розробки композиційних матеріалів та технологій їх виробництва та оброблення, щоб у недалекому майбутньому гарантувати зниження маси і удосконалення технологічних процесів. У зв'язку з цим слід очікувати подальшого збільшення застосування більш досконалих композиційних матеріалів у конструкціях закрилків.

За розглянутою методикою спроектовано більшість конструкцій закрилків літаків світового парку. На заміну цієї традиційної методики приходять новітні методи інтегрованого проєктування і моделювання.

Розглянемо метод інтегрованого проєктування і моделювання закрилків. Для проєктування аналітичних еталонів елементів конструкції необхідна наявність моделі розподілу простору та майстер-геометрії закрилка, в основу якої покладено конструктивно-силову схему, розташування вузлів навішування закрилка, схема технологічного членування закрилка, епюри діючих розрахункових навантажень, геометричні характеристики перерізів закрилка в регулярній зоні, ДСТУ, ТІ, механічні та ресурсні характеристики матеріалів, з яких будуються елементи конструкції закрилка та ін. [7, 8]. Фрагмент моделі майстер-геометрії закрилка показано на рис. 13.

Моделювання аналітичних еталонів деталей виконується від поверхні майстер-геометрії закрилка та на основі моделі розподілу простору. Створені аналітичні еталони деталей об'єднуються в складання. Усі елементи мають бути пов'язані між собою асоціативними зв'язками. Аналітичні еталони елементів конструкції будуються з можливістю параметричного моделювання. Це основний фактор ефективності комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE в інтегрованому проєктуванні. Параметричний характер моделі дає змогу швидко вносити зміни в той

чи інший параметр деталі, що сприяє отриманню нової конфігурації моделі [9-12].

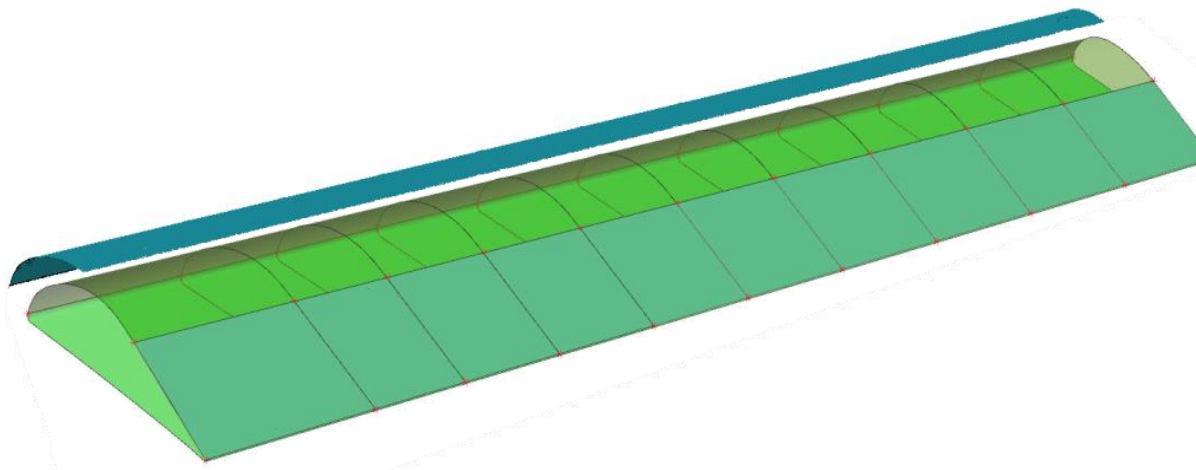


Рис. 13. Фрагмент майстер-геометрії закрилка

На рис. 14 наведено структурну схему методу тривимірного параметричного моделювання конструктивних елементів закрилка літака транспортної категорії з використанням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX.

Сучасний підхід до розроблення конструкції та забезпечення характеристик закрилків передбачає два ключових етапи.

Перший етап – це виконання розрахункових робіт з ескізного проектування, який полягає в аналізі діючих зовнішніх силових факторів та прогнозуванні потрібної несучої здатності конструкції. Цей етап має ітераційний характер, метою якого є досягнення оптимального розподілу матеріалу за критерієм рівномірності конструкції при мінімізації маси, та зосереджений на підборі основних силових елементів каркаса шляхом як аналітичних, так і числових розрахунків. Аналітичні розрахунки загалом зводяться до балочної теорії, згідно з якою конструкція розглядається як набір перерізів регулярних зон, навантаження яких отримується з відповідних епюр. Числові розрахунки виконуються в лінійній постановці на моделях, що будуються двовимірними елементами за майстер-геометрією та виконуються з метою остаточного підтвердження або уточнення результатів останньої ітерації аналітичних розрахунків. На цьому етапі виконуються визначення допустимих навантажень для забезпечення регламентованої довговічності, проєктні розрахунки конструктивних і силових елементів закрилка, на основі яких визначаються геометричні характеристики елементів конструкції з урахуванням утоми та жорсткості закрилка.

Інтегроване інформаційне середовище, комплекс технічних і програмних засобів для створення проекту літака, виробничого та експериментального обладнання, команда фахівців, сертифікованих в області літакобудування та інформаційного забезпечення життєвого циклу повітряного судна

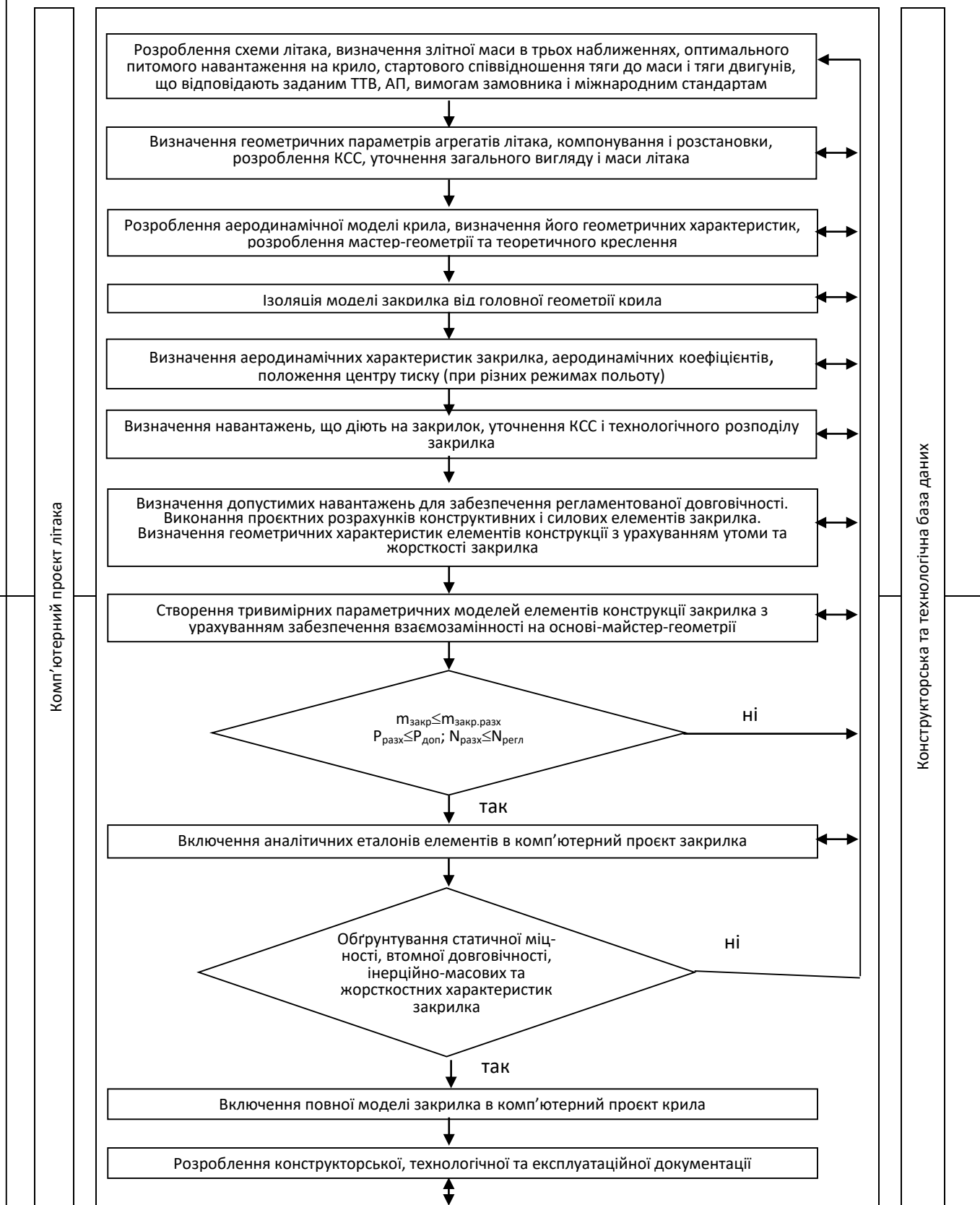


Рис. 14. Структурна схема методу тривимірного параметричного моделювання конструктивних елементів закрилка літака транспортної категорії

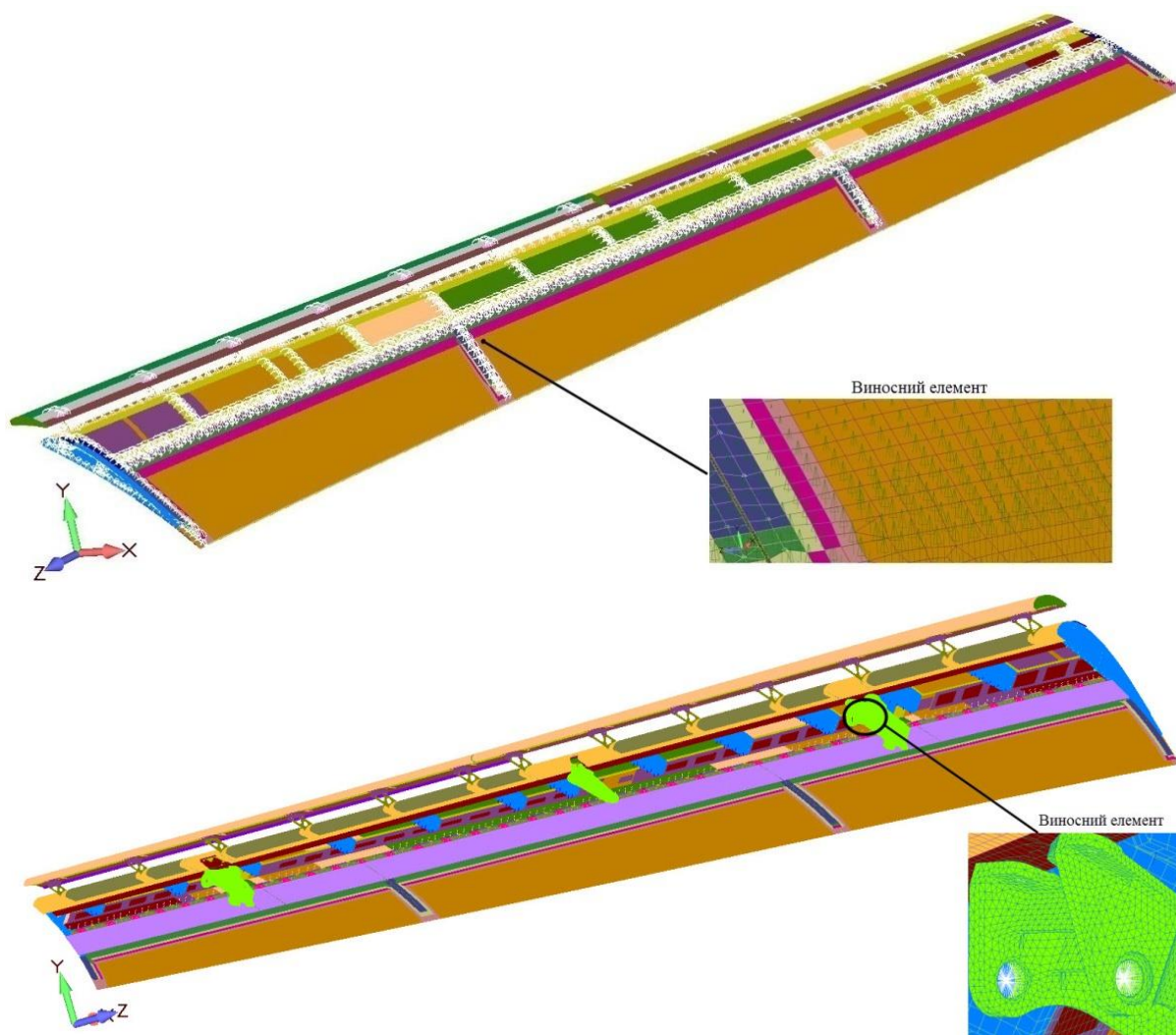


Рис. 15. Скінченноелементна модель закрилка

Другий етап – це етап перевірочних розрахунків за результатами виконання математичних еталонів деталей та зборок, мета якого – обґрунтування насамперед статичної міцності відповідно до діючих вимог сертифікаційного базису. Розрахунки на цьому етапі переважно числові та мають декілька рівнів деталізації: від загального спрощеного до двовимірних елементів, який максимально наближено передає жорсткісні характеристики конструкції, до деталізованого з використанням тривимірних елементів для оцінювання локального розподілу напружень в місцях концентрації, для чого нерідко потребується врахування можливої фізичної та/або геометричної нелінійної поведінки конструкції. На рис. 15 подано скінченно-елементну модель закрилка, за результатами розрахунків якої остаточно визначаються геометричні параметри елементів конструкції. На цьому етапі обґрунтовується статична міцність, втомна довговічність, інерційно-масові та жорсткостні характеристики закрилка, на основі яких виконуються інженерні аналізи та висновки щодо сертифікації виробу.

Методи інтегрованого проєктування і моделювання постійно удосконалюються. Розроблені конструкції в цих методах більш оптимізовані, більш досконалі та більш технологічні, мають суттєво кращі характеристики. Тому

при розробленні конструкцій впровадження нових розробок та технологій інтегрованого проєктування і моделювання є насущної необхідністю.

Висновки

Нині продовжується розвиток методів інтегрованого проєктування і моделювання конструкцій літаків, у тому числі і закрилків. Конструкція закрилків постійно удосконалюється. Спостерігається постійне зростання обсягу використання композиційних матеріалів в конструкції закрилків.

Перспективними матеріалами для застосування в носовій та хвостовій частинах закрилка є армовані термопласти. Слід зазначити, що баланс застосування алюмінієвих сплавів, термореактивних і термопластичних композиційних матеріалів в конструкціях закрилків знаходиться на основі аналізу вагових, міцнісних, вартісних та технологічних характеристик конструкції закрилка. Вагову роль відіграють ітераційні інженерні аналізи при розробленні конструкцій та її сертифікації. Розроблено структурну схему методу тривимірного параметричного моделювання конструктивних елементів закрилка літака транспортної категорії.

Список літератури

1. Проектирование конструкций самолетов : Учеб. для студ. вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение» / Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян, И. М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.
2. Справочная книга по расчету на прочность самолета на прочность / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев. – М. : Гос. изд-во оборонной промышленности, 1954. – 701 с.
3. Стандартная спецификация самолета Ан-74. – Киев : ГП АНТК им. О. К. Антонова, 1997. – 876 с.
4. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-140. – 2-е изд. Киев : ГП АНТК им. О. К. Антонова, 2000. – 760 с.
5. Стандартная спецификация самолета Ан-148. Киев : ГП АНТК им. О. К. Антонова, 2006. – 798 с.
6. Airbus A380: Requirements for the Selection of Materials and Manufacturing Technologies / Jens Hinrichsen Airbus Industrie, Large Aircraft Division Toulouse, France – Aluminium Chair 2001: Aluminium in the Aerospace Industries; Gosselies, Belgium, 8 march 2001.
7. Concept of Development of Up-to-date Jet Regional Passenger Aircraft : [monograph] / V. A. Boguslayev [et al.]. – Kharkiv : KhAI, 2021. – 250 p.
8. Бычков, С. А. Методы создания мастер-геометрии, моделей распределения пространства и аналитических эталонов самолетных конструкций / С. А. Бычков, А. Г. Гребеников // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 7. С. 182–199.
9. Жиряков, Д. Ю. Метод проєктування та параметричного моделювання силової нервюри крила літака транспортної категорії // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т" . – Харків, 2023. – Вип. 97. – С. 5–30.
10. Моделирование элементов авиационной техники с помощью

компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX : учеб. пособие по лаб. практикуму / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, Р. В. Гостудым, А. В. Каламбет. – Харьков : ХАИ, 2014. – 104 с.

11. [45] Siemens, NX 7.5.0.32, Computer Modeling Software, 2009.

12. [46] Jaecheol K. Siemens NX 10 Surface Design : A Step by Step Guide. North Charleston : Createspace Independent Publishing Platform, 2016. – 458 p.

References

1. Proektirovanie konstrukcij samoletov : Ucheb. dlja stud. vuzov, obuchajushhhsja po special'nosti «Samoletostroenie» / E. S. Vojt, A. I. Endogur, Z. A. Melik-Sarkisjan, I. M. Aljavdin. – M.: Mashinostroenie, 1987. – 416 s.

2. Spravochnaja kniga po raschetu na prochnost' samoleta na prochnost' / M. F. Astahov, A. V. Karavaev, S. Ja. Makarov, Ja. Ja. Suzdal'cev. – M. : Gos. izd vo oboronnoj promishlennosti, 1954. – 701 s.

3. Standartnaja specifikacija samoleta An-74. – Kiev : GP ANTK im. O. K. Antonova, 1997. – 876 s.

4. Rukovodstvo po tehnichej jekspluataciji samoleta An-140. – 2-e izd. Kiev : GP ANTK im. O. K. Antonova, 2000. – 760 s.

5. Standartnaja specifikacija samoleta An-148. Kiev : GP ANTK im. O. K. Antonova, 2006. – 798 s.

6. Airbus A380: Requirements for the Selection of Materials and Manufacturing Technologies / Jens Hinrichsen Airbus Industrie, Large Aircraft Division Toulouse, France – Aluminium Chair 2001: Aluminium in the Aerospace Industries; Gosselies, Belgium, 8 march 2001.

7. Concept of Development of Up-to-date Jet Regional Passenger Aircraft : [monograph] / V. A. Boguslayev [et al.]. – Kharkiv : KhAI, 2021. – 250 p.

8. Bychkov, S. A. Metody sozdanija master-geometrii, modelej raspredelenija prostranstva i analiticheskijh jetalonov samoletnyh konstrukcij / S. A. Bychkov, A. G. Grebenikov // Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija. – 2005. – № 7. S. 182–199.

9. Zhirjakov, D. Ju. Metod proektuvannja ta parametrichnogo modeljuvannja silovoї nervjuri krila litaka transportnoї kategorii // Vidkriti informacijni ta komp'juterni integrovani tehnologiji : zb. nauk. pr. / M-vo osviti i nauki Ukraїni, Nac. aerokosm. un-t im. M. Є. Zhukovskogo "Harkiv. aviac. in-t" . – Harkiv, 2023. – Vip. 97. – S. 5–30.

10. Modelirovanie jelementov aviacionnoj tehniki s pomoshh'ju komp'juternoj integrirovannoj sistemy CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX : ucheb. posobie po lab. praktikumu / A. G. Grebenikov, A. M. Gumennyj, R. V. Gostudym, A. V. Kalambet. – Har'kov : HAI, 2014. – 104 s.

11. [45] Siemens, NX 7.5.0.32, Computer Modeling Software, 2009.

12. [46] Jaecheol K. Siemens NX 10 Surface Design : A Step by Step Guide. North Charleston : Createspace Independent Publishing Platform, 2016. – 458 r.

Надійшла до редакції 17.10.2024, розглянута на редколегії 18.10.2024.

Analysis of structural and technological features of wing flaps of transport category aircraft

The paper analyzes the methods of designing the wing mechanization of

transport category aircraft. Constructive and technological solutions of wing flap structures are considered. The analysis takes into account the features of aircraft flap designs using the example of Antonov aircraft. Consider the wing flaps of An-74, An-140, An-148 aircraft. Materials from which airplane flaps are made have been analyzed. It is noted that the main part of the materials used in the flaps are aluminum alloys. There is a tendency to increase the share of the use of composite materials. Therefore, one should look for composite materials with more advanced properties that will have high strength, resistance to damage, corrosion resistance and stability of characteristics. Consider the design methods of integrated design and modeling of flaps, which are constantly being improved. The designs developed in these methods are more optimized, more perfect and more technological, have significantly better characteristics. Therefore, when developing structures, the introduction of new developments and technologies of integrated design and modeling is an urgent necessity.

Keywords: plane; wing; mechanization; flap; construction; designing; materials.

Відомості про авторів

Гребеніков Олександр Григорович, професор, доктор технічних наук, професор кафедри конструкції літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», м. Харків, Україна, agrebenikov@ukr.net.

Василевський Віталій Євгенович, аспірант, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», м. Харків, Україна, vitvas7309@gmail.com.

Устюгов Денис Михайлович, заступник головного конструктора, АТ АНТОНОВ, м. Київ, Україна, denis.ustugov.m@gmail.com

About theAutors

Grebenikov Oleksandr, Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine, agrebenikov@ukr.net.

Vasilevskiy Vitalii, PhD student, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine, vitvas7309@gmail.com.

Ustiugov Denys, Deputy Chief Designer, ANTONOV, Kiev, Ukraine, denis.ustugov.m@gmail.com