

Особливості проектування механізації крила літаків транспортної категорії

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

У роботі проведено аналіз методів проектування механізації крила літаків транспортної категорії. Проаналізовано компонування крила з розміщенням засобів механізації крила по передній і задній кромках крила. Розглянуто специфічні вимоги до агрегатів механізації крила. В аналізі враховано вимоги експлуатації літаків, що забезпечують легкий доступ для огляду агрегатів механізації та механізмів їх навішування. Підкреслена необхідність постійного контролю синхронної роботи всіх секцій механізації та забезпечення плавного їх переміщення. Проектування засобів механізації будь-якого типу передбачає одночасне розв'язання низки завдань розроблення: кінематичної схеми, системи установаження та керування, конструкції опор і власне пристрою. У більшості випадків розробляються також і механізми приводу. Проектування нового літака є багатоетапним ітераційним процесом, що містить «зовнішнє проектування», розроблення технічної пропозиції, ескізне проектування, робоче проектування, виготовлення дослідних екземплярів літака, його наземні і льотні випробування, в ході яких визначаються фактичні характеристики літака та ступінь його відповідності технічному завданню. Розглянути переваги, які створюють засоби механізації крила. Розглянуто механізацію Ан-140 як представника літаків, крила яких мають механізацію задньої кромки, але не мають механізації передньої. Також розглянуто механізацію Ан-74 як представника літаків, які в якості механізації використовують двощільові або трьошільові висувні закрилки, передкрилки або носові щитки великої кривизни по всьому розмаху крила. Охарактеризовано технології проектування в інтегрованих комп'ютерних інформаційних системах, що дозволяють побудувати єдиний процес комп'ютерного моделювання і інженерного аналізу та проводити багатоваріантні дослідження для вибору оптимальних конструктивних рішень в достатньо стислі терміни. Запропоновано блок-схема процесу робочого проектування закрилків.

Ключові слова: крило; механізація; передкрилок; закрилок; щиток; інтерцептор; елерон; конструкція; проектування.

Проектування нового літака є багатоетапним ітераційним процесом, що містить «зовнішнє проектування», розроблення технічної пропозиції, ескізне проектування, робоче проектування, виготовлення дослідних екземплярів літака, його наземні і льотні випробування, під час яких визначаються фактичні характеристики літака та ступінь його відповідності технічному завданню [1].

Головним критерієм сучасних методів проектування авіаційних конструкцій є створення і функціонування надійної конструкції мінімальної маси із заданим ресурсом, що безпечно пошкоджується. При цьому має бути гарантована можливість виявлення пошкоджень до досягнення ними допустимих критичних розмірів і зберігатися достатня залишкова міцність конструкції.

Застосування на крилі різних засобів механізації, як засвідчив досвід експлуатації літаків із такими крилами, дало змогу істотно поліпшити несучі здібності крила, що є особливо важливим на кутах атаки, які відповідають режимам зльоту і посадки літака [3].

Як відомо, механізація призначена для зміни аеродинамічних характеристик крила на злітно-посадкових режимах польоту літака з метою

зменшення швидкості посадки, довжини пробігу і розбігу і при маневруванні літака.

Компонування крила сучасного літака являє собою складну систему засобів механізації, режими роботи, параметри взаємодії яких визначаються в процесі проектування. Конструктор-розробник зазвичай отримує всю необхідну інформацію вже в завершеному вигляді. Після цього спираючись на готову конструктивно-силову схему, він може проєктувати заданий тип механізації.

Загальноприйнята схема механізованого крила передбачає зазвичай розміщення засобів уздовж передньої або задньої кромки крила. Найпоширенішими варіантами пристроїв є передкрилки, закрилки і щитки. Різновидом щитків є інтерцептори – гасителі піднімальної сили, що відрізняються від щитків зміщенням уперед за хордою крила розташуванням.

Очевидно, що зазначена схема розташування засобів визначає і принципи розроблення силової схеми їхнього установаження. Для забезпечення силової ув'язки будь-якого типу механізації можуть бути використані передні та задні поздовжні елементи конструкції крила (стілки, лонжерони, спеціальні балки) і на додаток до них посилені нервюри.

Розпочинаючи розроблення загальної схеми встановлення цього виду механізації, конструктор, крім загальних вимог, має враховувати і низку специфічних. Насамперед це стосується закрилків. Для них потрібно в посадковій конфігурації побудувати схему і визначити дійсні відстані від задніх крайок відхилених поверхонь до поверхні землі. Мінімальна відстань не має бути меншою за 450 мм. Особливо це важливо для трищільних закрилків, кут відхилення яких становить 60 градусів.

Одним із найскладніших питань для висувних закрилків є вибір виду переміщення. Якщо воно відбувається по циліндричній поверхні за стрілоподібними задніми кромками, то максимальний хід висунення закрилків визначається зовнішніми його хордами (для секціонованих закрилків). Висування закрилків конічною поверхнею – вигідніше з погляду аеродинаміки, завжди конструктивно є складним. Крім того, велику роль відіграє вибір напрямку висування закрилка – перпендикулярно до задньої кромки (точніше, перпендикулярно до миттєвої осі обертання) або за потоком.

У першому випадку для стрілоподібних крил конструктор має враховувати і підрахувати неминучі втрати ефективності закрилка, еквівалентні втрати площі біля бортів фюзеляжу, гондол двигунів (якщо вони розташовані на крилі), у місцях зламу кромки, біля зон стиків частин крила і торців елеронів. Габаритними обмеженнями в цьому разі слугують мінімально допустимі експлуатаційні зазори 80...100 мм для суміжних конструктивних елементів. Висування закрилків по потоку в конструктивному відношенні більш просте і має можливість використовувати всю відведену на крилі площу для механізації.

Розроблення схеми і конструкції має виконуватися обов'язково з урахуванням вимог експлуатації. Тому конструктор зобов'язаний передбачити легкий доступ до всіх вузлів навішування і керування для виконання регламентних робіт з певною періодичністю, наприклад через 2000 посадок для літаків, що літають на ближні і короткі відстані.

Велике значення має задоволення вимог забезпечення надійної фіксації засобів механізації в прибраному положенні. З цією метою передбачаються спеціальні замки, гальмівні пристрої або самогальмівні приводні механізми.

До перелічених вимог (які далеко не вичерпують конструктивні та експлуатаційні проблеми) слід додати ще одну - експлуатаційну. Це - необхідність постійного контролю (і, якщо треба, регулювання) синхронної роботи всіх секцій механізації та забезпечення плавного, без заїдань, їх переміщення. Недотримання, хоча б часткове, цієї вимоги може призвести до серйозних наслідків, пов'язаних із виникненням несиметричного обтікання, особливо небезпечного на слизьких, мокрих, покритих снігом злітно-посадкових смугах.

Проектування засобів механізації будь-якого типу передбачає одночасне вирішення низки завдань розроблення: кінематичної схеми, системи установаження та керування, конструкції опор і власне пристрою. У більшості випадків розробляються також і механізми приводу. Ця особливість проектування пояснюється необхідністю виявлення характерних положень механізмів і пристрою для визначення розрахункових умов і навантажень. Крім того, це потрібно також для проведення аналізу можливих спотворень обтікання крила через появу щілин, уступів, обтічників тощо, а також для оцінювання впливу установаження механізації на конструктивно-силову схему крила та його компоновання.

Засоби механізації передньої кромки крила мають відносно меншу конструктивну різноманітність і більш стереотипний характер навантаження, ніж механізація задньої кромки. Усі види можна звести до трьох груп: передкрилки, щитки (безщілинні та щілинні) і відхилювані носки. Характерною ознакою такого групування є конструктивне оформлення самого пристрою. Передкрилки і носки, що відхиляються, зберігають конструктивну подібність крильової конструкції, являючи собою профільований у перерізі замкнутий контур з обшивки, опертої на поперечні жорсткості.

Засоби механізації задньої кромки крила являють собою значно різноманітнішу групу пристроїв, якщо порівняти з передньою кромкою крила, і в конструктивному, і, особливо, в кінематичному відношеннях. Ця різноманітність пояснюється бажанням досягти максимальної ефективності в широкому діапазоні режимів. Насамперед це виражається в істотному ускладненні кінематики.

Конструктивні форми цих засобів мають аналогічні, подібні до передкрилків і носових щитків, особливості. Закрилки (передкрилки) мають зазвичай подібну до керма та елеронів конструкцію, що містить типовий набір конструктивних елементів – поздовжні балочки, стінки, стрингери, нервюри, кінцеві стрингери та обшивку.

Способи підвішування закрилків знову ж таки тісно пов'язані з розробленням кінематичної схеми. Найпоширенішими способами стали встановлення закрилків на кронштейнах (закрилки, що відхиляються) і на рейках (висувні або відкатні закрилки) [3].

Переваги, які використовують при створенні засобів механізації крила, зводяться до такого:

- зменшується площа крила внаслідок підвищення коефіцієнта піднімальної сили $C_{y_{\max}}$, що на режимах посадки не тягне за собою збільшення посадкової швидкості;

- збільшується C_y і $C_{y_{\max}}$ крила під час зльоту і посадки та під час польоту в умовах сильної турбулентності (застосування закрилків і особливо передкрилків);

– скорочується довжина розбігу під час зльоту і пробігу після посадки літака внаслідок підвищення коефіцієнта C_y на кутах атаки, що відповідають цим режимам;

– запобігається втрата бічної стійкості і керованості та поліпшується ефективність елеронів на великих кутах атаки;

– короткочасно зменшується піднімальна сила крила для збільшення крутизни зниження літака і для підвищення ефективності гальмування коліс під час посадки (застосування інтерцепторів);

– забезпечується поперечна керованість літака в умовах, коли важко запобігти реверсу елеронів (застосування інтерцепторів і внутрішніх елеронів);

– поліпшується маневреність властивостей літака в польоті;

– при використанні деяких видів механізації крила одночасно зі зростанням C_y збільшується опір крила; це використовується для збільшення кута планування

Таким чином, механізація є невід'ємною належністю крила кожного сучасного літака [4] .

Розрізняють два види засобів механізації за виконуваними ними функціями:

– засоби механізації для збільшення несучої здатності крила;

– засоби механізації для збільшення лобового опору крила.

Крім того, засоби механізації крила розрізняються за фізичним принципом дії:

– збільшення кривизни профілю;

– збільшення площі крила;

– керування примежовим шаром;

– керування примежовим шаром з одночасною зміною кривизни профілю або зміною кривизни профілю з одночасним збільшенням площі крила тощо.

Зміна кривизни профілю досягається застосуванням на крилі закрилків і щитків. У разі відхилення їх донизу кривизна профілю збільшується, що спричиняє збільшення піднімальної сили і сили лобового опору крила. При цьому дещо зменшується критичний кут атаки. Під час зльоту закрилки і щитки зазвичай відхиляються на 15–20 градусів, під час посадки на – 40–50.

Керування примежовим шаром здійснюється за допомогою передкрилка, який у нейтральному положенні щільно притиснутий до носка крила, а під час відхилення утворює з носком крила профільовану щілину. Повітряний потік, що виходить зі щілини, маючи велику швидкість, спрямовану по дотичній до верхньої поверхні крила, зміщує точку відриву примежового шару до задньої кромки крила. Це збільшує $C_{y_{max}}$, а також критичний кут атаки $\alpha_{кр}$.

Ефективність засобів механізації залежить від відносної довжини ділянки, яку вони займають ($L_{мех}/L_{кр.}$), відносної довжини їхньої хорди ($b_{мех}/b_{кр.}$), відносної товщини профілю і стрілоподібності крила, місця розташування їх на крилі.

Закрилки і щитки зазвичай займають 60...70 % розмаху крила і розташовуються між елеронами і фюзеляжем. Відносна хорда таких засобів механізації становить 25...36 % хорди крила. Площа закрилків становить від 14 до 20 відсотків загальної площі крила. У табл. 1 подано статистичні дані за геометричним даним закрилків літаків.

Процес створення літаків транспортної категорії та їх модифікацій супроводжується розвитком методів проектування. У минулому залишилися такі методи, як статистичний, аналітичний, оптимальний, автоматизований і

системний. В основі методології проектування літаків лежить метод оптимального проектування на базі інтегральних критеріїв якості сучасних літаків, які вибирають з умови задоволення вимог замовника до літака та Авіаційних правил. На сьогодні загальновизнаним кількісним критерієм оцінювання якості літаків транспортної категорії є вартість перевезень і забезпечення безпеки польотів [5].

Таблиця 1

Літак	Площа крила м ²	Площа закрилка м ²	Площа закрилка відносно к площі крила, %	Хорда закрилка відносно хорди крила, %
Ан-14	39,7	7,99	20,1	34,4
Ан-24	72,46	14,43	19,9	36,0
Ан-74	98,62	19,58	19,9	33,56
Ан-140	55,0	11,1	20,2	30,0
Ан-124	620	116,7	18,8	26,0
Іл-14	100	15,8	15,8	
Іл-18	140	27,9	19,9	
Іл-62	276	47,5	17,2	
Ту-104	174	24,7	14,2	
Ту-114	311	61,9	19,9	
Ту-134	115	22,5	19,6	

Під час проектування механізації крила необхідно забезпечити мінімальну масу, статичну міцність і ресурсні характеристики, необхідні параметри жорсткості агрегатів, їхню безпечну пошкоджуваність. Параметри жорсткості дають змогу забезпечувати задані кути відхилення механізації особливо на режимах зльоту і посадки [6].

Злітно-посадкова механізація крил пасажирських і транспортних літаків вибирається відповідно до умов експлуатації з урахуванням вимог щодо забезпечення швидкості заходу на посадку 240–250 км/год та зльоту при відмові двигуна [7].

Для досягнення необхідних злітно-посадкових режимів важливим є розроблення раціональної конструкції агрегатів передньої та задньої кромки крила та механізмів їх висування. При розробці механізмів висування найбільш складним завданням є забезпечення заданої траєкторії висування закрилків та передкрилків. При цьому необхідно забезпечити задану ступінь висування та досягнення в процесі висування заданого злітного та посадкового положення агрегатів. Механізми висування мають бути жорсткими для забезпечення необхідної аеродинамічної конфігурації злітного та посадкового положення. Для забезпечення цього елементи конструкції механізмів зазвичай виконуються зі сталей або титанових сплавів.

Літаки щодо механізації крил на режимах зльоту та посадки можна поділити на дві основні групи:

- літаки, крила яких мають механізацію задньої кромки, але не мають механізації передньої;
- літаки, крила яких мають механізацію задньої кромки і мають передкрилки по всій передній кромці.

Літаки першої групи характеризуються значеннями коефіцієнта піднімальної сили $C_{y_{max}}$ при посадці в межах 1,85 – 2,1 (верхня та нижня межі залежать від подовження крила та відносної площі закрилків). До цієї групи літаків належать літаки першого покоління. Як механізацію крил цих літаків застосовували однощилинний та двощилинний закрилки. Як приклад можна назвати такі літаки як Ан-24, Ан-12, Ан-22, Ан-140 тощ.

Розглянемо механізацію літака Ан-140 як представника цієї групи літаків (рис. 1) [8].

Вона складається із закрилків, інтерцепторів та елеронів. На кожній консолі закрилки складаються з двох секцій, які для забезпечення синхронного висунення під час випуску та прибирання з'єднані між собою за суміжними торцевими нерв'юрами вузлом зв'язку. 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.

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

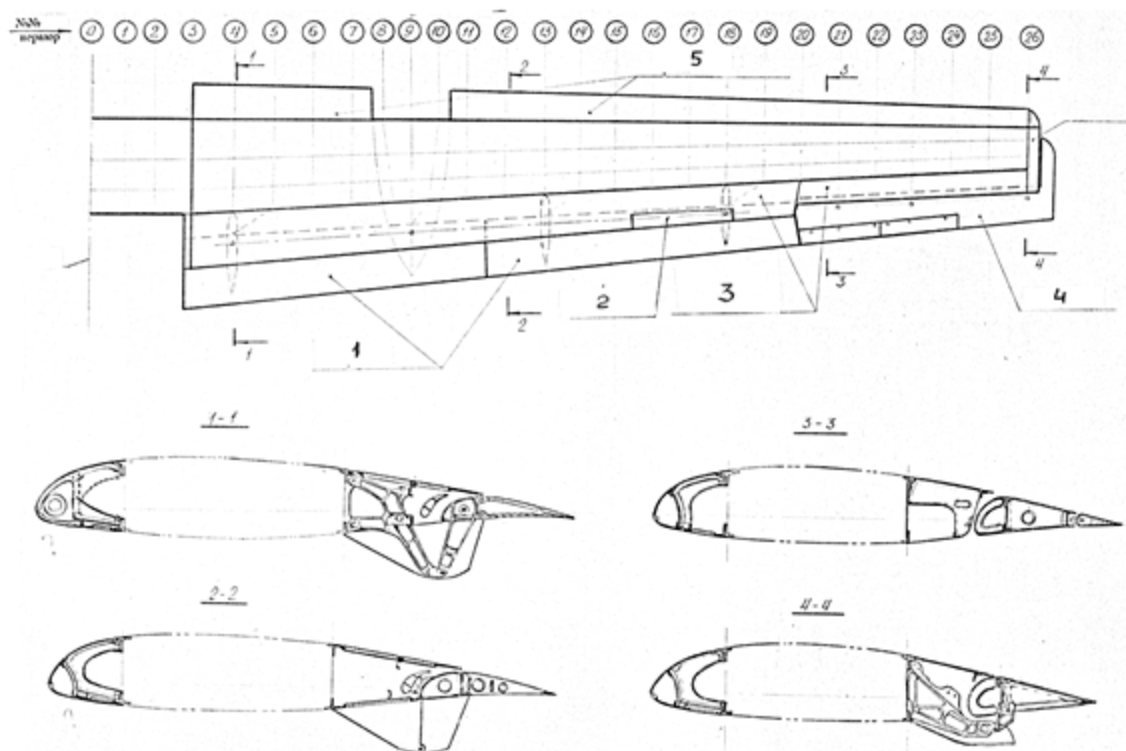


Рис.1. Схема механізації крила літака Ан-140:

1 – закрилки; 2 – інтерцептор;
3 – хвостова частина крила; 4 – елерон; 5 – носова частина крила

Лонжерони основної ланки балкової конструкції. Пояси змінного перерізу за розмахом закрилків виконано з пресованих профілів, стінку змінної товщини посилено по вузлах навішування. Стінки виготовлено з листових напівфабрикатів. Обшивки змінної товщини виготовлено методом хімічного фрезерування з листових напівфабрикатів.

Нервюри закрилків бувають двох типів:

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

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

Кріплення закрилків по осях обертання виконано за допомогою кронштейнів, що входять до складу хвостової частини крила і закріплені до кесонної частини крила. По осях обертання закрилків встановлено вузли з підшипниками.

Безпека руйнування закрилків забезпечується методом дублювання. Елементи навішування закрилків (нервюри навішування, нервюри кріплення тяг керування, болти за віссю обертання і за вузлами кріплення тяг керування) виконано дубльованими.

До другої групи належать літаки, які в якості механізації використовують двоцилиндрний або трицилиндрний висувні закрилки, передкрилки або носові щитки великої кривизни по всьому розмаху крила. Коефіцієнти $C_{умах}$ при посадці цих літаків мають значення 2,5 – 2,8 і більше. До цієї групи літаків належать літаки другого покоління. Це – Ан-28, Ан-72, Ан-74 тощо.

Цю групу літаків представляє літак АН-74. До комплексу механізації крила входять:

- центропланні закрилки;
- консольні закрилки;
- передкрилки на консолях;
- інтерцептори на консолях;
- інтерцептори на закритій частині крила;
- елерони.

Комплекс центропланних і консольних закрилків разом із передкрилками був розроблений під керівництвом О. К. Антонова з метою отримання величини $C_{умах}$ крила близько трьох одиниць.

Схема центропланних закрилків – дволанковий безщільний закрилок – відповідає ухваленому компонуванню двигунів під час відхилення закрилків. Максимальний кут відхилення центропланних закрилків, який визначається кутом відхилення хвостової ланки, становить 60° у робочому режимі (62° без завантаження). Схематично центропланний закрилок зображено на рис. 2.

Силовий привід керує першою ланкою, а друга відхиляється від першої кінематичним зв'язком.

За розмахом центропланний закрилок займає хвостову частину центроплана (від кореневої до восьмої нервюри) і заходить на 700 мм на розмах консолі. Останнє зроблено для того, щоб струмені від двигунів, що розширюються під час течії їх на крилі, особливо за відкритої бічної ступки сопла двигуна, не виходили за межі центропланного закрилка.

Злітне положення центропланного закрилка – десятиградусне відхилення двох ланок як одного цілого. Таке помірне відхилення центропланних закрилків на зльоті вибрано з умов найменших втрат через поворот струменів двигунів.

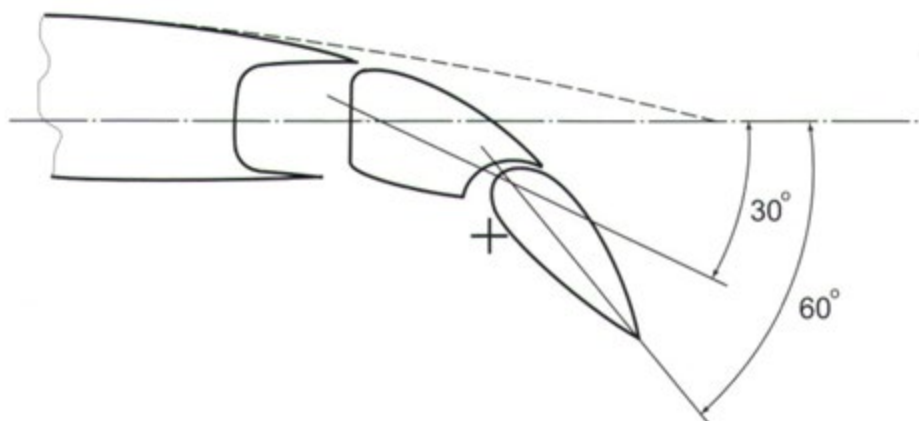


Рис. 2. Схема кутів відхилення центропланного закрилка літака Ан-74

Консольні закрилки – висувні трищільні. Основна ланка – друга (середня). Перша і третя ланки відхиляються і розсовуються відносно середньої ланки в процесі випуску закрилка кінематичними зв'язками. Максимальний кут відхилення консольних закрилків (за третьою ланкою) – 60° у робочому режимі (65° – у ненавантаженому стані під час випуску на землі).

Робочі положення консольного закрилка (у градусах):

- злітне (відповідно для трьох ланок 18-19-23;
- проміжне 19-25-33;
- посадкове 22-40-60 (див. рис. 3);
- польотні закрилки прибрані.

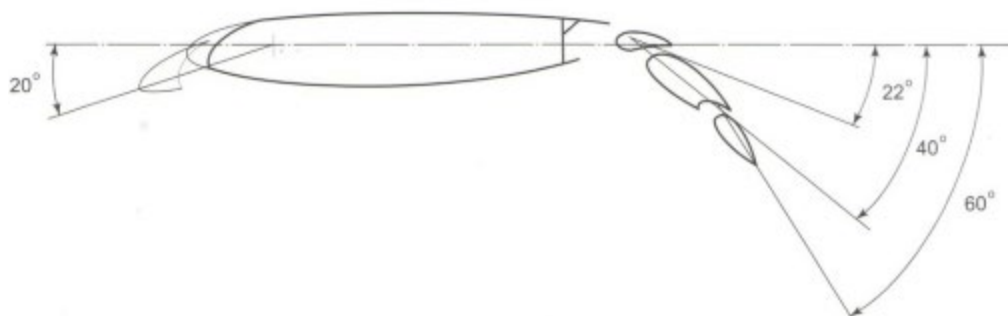


Рис. 3. Схема кутів відхилення консольного закрилка літака Ан-74.

Передкрилки розташовані тільки на консолях крила: дві секції на елеронній частині консолі й одна на закрилочній частині.

Оскільки кути потоку, що набігає на крило, за таких великих кутів відхилення закрилків на частині консолі крила вельми значно відрізняються від кутів потоку на елеронних частинах консолі, три секції передкрилків відхиляються "віялом": кореневі секції (№ 1) висувуються і відхиляються на кут 20° , середні секції (№ 2) – на 16° , а зовнішні секції (№ 3) – на 12° .

Система керування механізацією крила виконується з роздільним послідовним прибиранням (випуском) закрилків і передкрилків: випуск центропланних закрилків відбувається тільки після повного випуску передкрилків, а прибирання центропланних закрилків закінчується до початку прибирання передкрилків. Консольні закрилки і передкрилки випускаються і прибираються одночасно [9].

На рис. 4 зображено схему крила літака Ан-74.

Передкрилки літака Ан-74 складаються з трьох секцій (рис. 5).

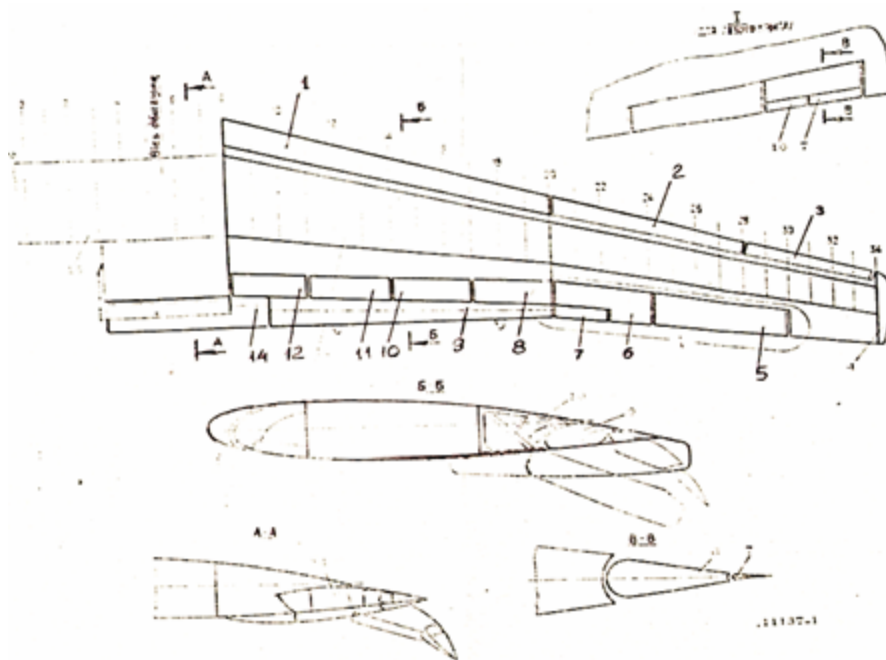


Рис.4. Схема механізації крила літака Ан-74:

- 1 – перша секція передкрилка; 2 – друга секція передкрилка;
- 3 – третя секція передкрилка; 5 – кінцевий елерон; 6 – кореневий елерон;
- 7 – сервокомпенсатор; 8, 10 – 12 – секції інтерцепторів; 9, 14 – закрилки.

Конструктивно всі секції виконано однаковими і складаються з оболонки, внутрішньої обшивки, набору нервюр, кронштейнів кріплення рейок і підйомачів, стрингера і законцовочного профілю. Оболонка і стінка відокремлюють об'єм, що утворює гермокамеру протикригової системи. Оболонка містить обшивку і гофри, які створюють канали для подачі нагрітого повітря. Внутрішню обшивку виконано з двох з'єднаних між собою верхньої і нижньої обшивок.

Нервюри передкрилків двох типів:

- силові нервюри, навантажені зосередженими силами, встановлено в місцях кріплення рейок і підйомачів і виготовлено фрезеруванням зі штампованих напівфабрикатів;
- типові нервюри, не навантажені зосередженими силами, виготовлено штампуванням з листового матеріалу.

Випуск і прибирання передкрилка здійснюється за допомогою механізмів, що містять вузли навішування і підйомники. Перша секція має чотири вузли навішування, друга – три, третя – два. Кожна секція керується двома підйомниками (див. рис. 5).

Вузли навішування складаються з рейки, закріпленої за допомогою кронштейна до силової нервюри передкрилка, і каретки, закріпленої до кронштейнів, установлених по передньому лонжерону кесонної частини крила. Каретка складається з двох рознесених на ширину рейки щік, скріплених між собою шпильками, які одночасно є осями для кріплення підшипників. Рейки переміщуються на підшипниках. Від бічного зсуву рейка утримується шістьма капролоновими упорами, закріпленими на щках кареток. Щоки кареток виготовлено фрезеруванням зі штампованих напівфабрикатів.

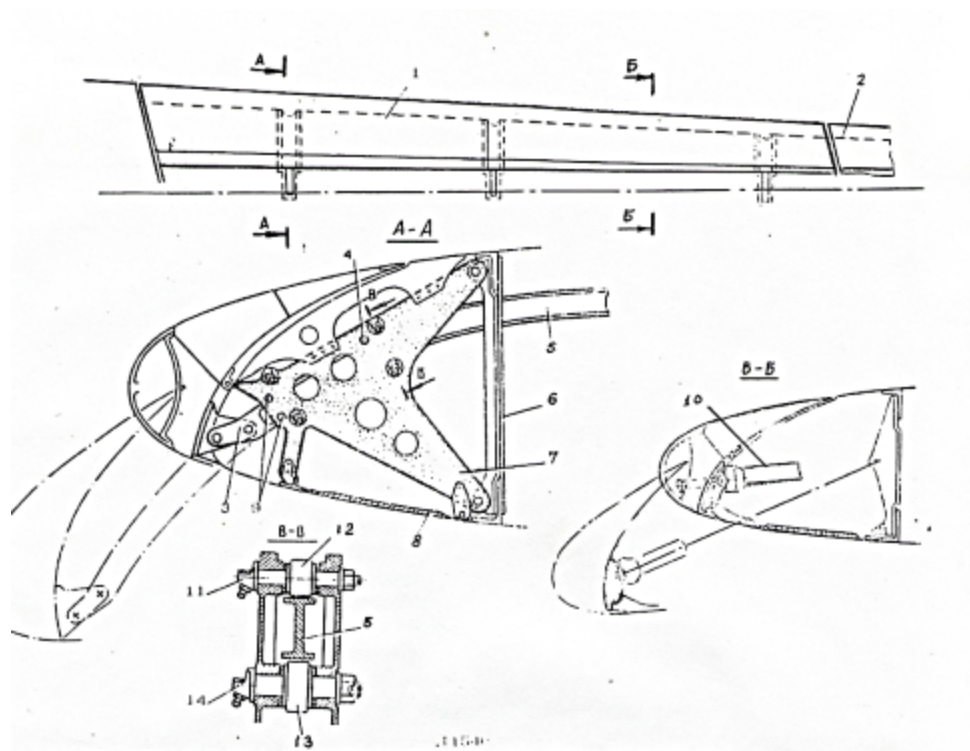


Рис. 5. Схема передкрилка та вузол його навішування літака Ан-74:
 1, 2 – секції передкрилків; 3 – кронштейн; 4 – вкладиш; 5 – рейка;
 6 – передній лонжерон; 7 – каретка; 8 – відкидна панель; 9 – вкладиш;
 10 – підйомник; 11 – болт з масляною; 12, 13 – підшипники;
 14 – болт з масляною

Закрилки літака Ан-74 складаються з внутрішніх закрилків, розташованих у зоні центроплану, і зовнішніх закрилків, розташованих у зоні консольної частини крила (рис. 6, 7). Внутрішні закрилки – двощільні, складаються з основної ланки і шарнірно закріпленої на ній хвостової ланки.

Зовнішні закрилки – трищільні, складаються з основної ланки і шарнірно закріпленої на ній хвостової ланки, а також дефлектора, який рухається відносно основної ланки.

Кожен із закрилків має по два механізми висування, суміщених із вузлами підвішування.

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

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

Нервюри подібні нервюрам літака Ан-140.

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.

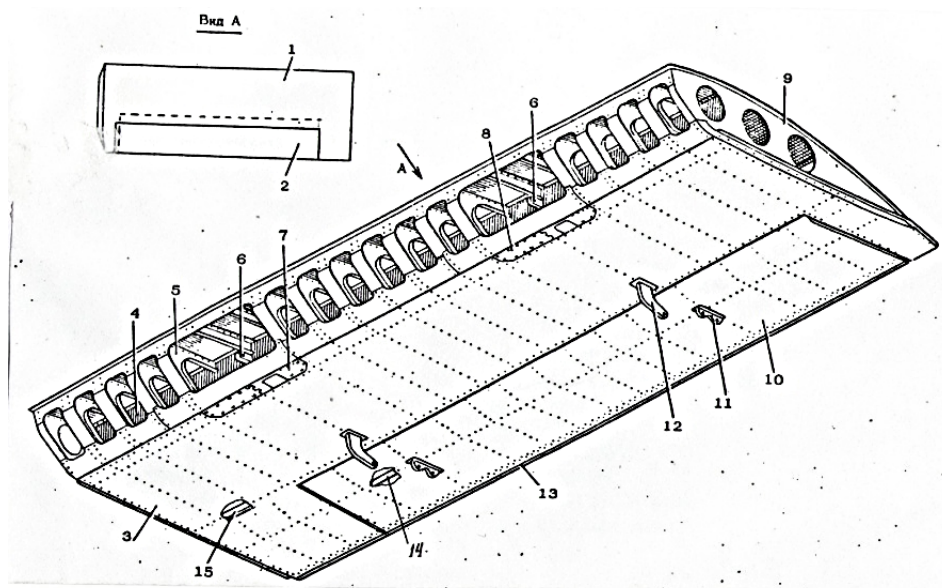


Рис. 6. Схема внутрішнього закрилка літака Ан-74:

1 – основна ланка, 2 – хвостова ланка; 3, 10 – обшивки; 4 – передній лонжерон основної ланки; 5 – нервюра; 6, 11, 12 – кронштейни; 7 – кришка; 8 – відкидна панель; 9 – торцева нервюра; 13 – закінцівка; 14 – лонжерон хвостової ланки; 15 – задній лонжерон основної ланки

Дефлектор зовнішнього закрилка утворено 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 виконано штампуванням із листового матеріалу. Носки силових нервюр виконано фрезеруванням зі штампованих напівфабрикатів.

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

Механізм навішування внутрішнього закрилка складається з рейки, каретки, що переміщується по рейці, системи тяг і качалок (рис. 7).

Рейку закріплено до заднього лонжерона крила: по передній точці кріплення рейки безпосередньо до стійки лонжерона, а також за допомогою підкоса і розкоса.

Каретка складається з корпусу, до якого кріпляться качалки. У корпусі на осях встановлено підшипники, що переміщуються по верхній і нижній поверхнях нижньої полиці рейки. Від бічного зсуву каретка на рейці утримується чотирма вкладишами. На каретці закріплена основна ланка закрилка.

Випуск і прибирання закрилка здійснюється двома підйомниками, які кріпляться до рейки і каретки. Під час переміщення основної ланки через систему тяг і качалок рух передається хвостовій ланці.

Механізм навішування зовнішнього закрилка складається з прямої рейки, каретки основної ланки, тяг і качалок (рис. 8).

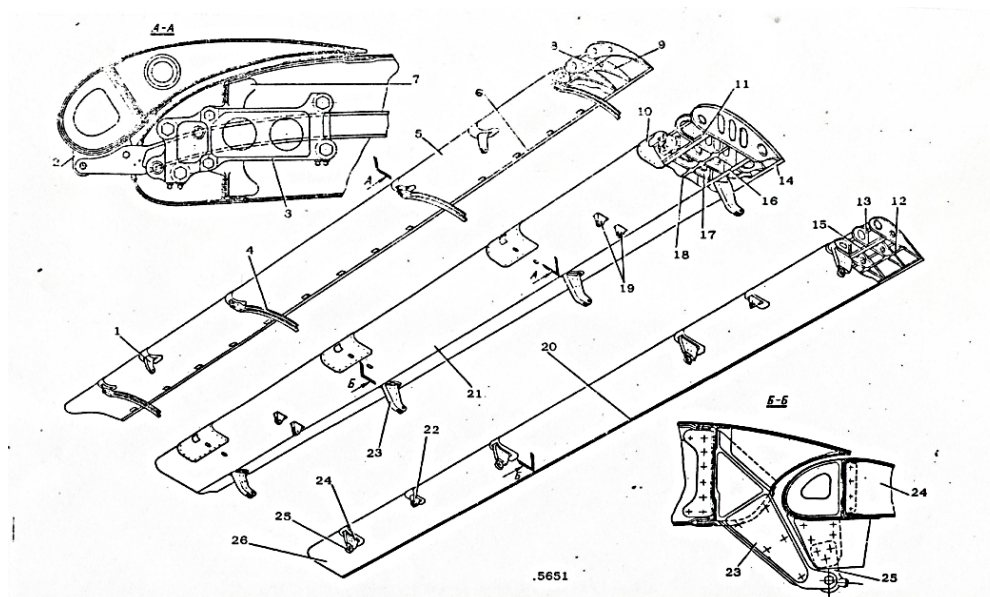


Рис. 7. Схема зовнішнього закрилка літака Ан-74:

- 1 – кронштейн тяги керування; 2 – кронштейн кріплення рейки; 3 – каретка навішування дефлектора; 4 – рейка; 5 – обшивка дефлектора; 6, 14, 20 – закінчення; 7 – кронштейн кріплення каретки; 8, 11, 15, 16 – лонжерони; 9, 13, 17 – нервюри; 12, 18 – стрингери; 19 – кронштейн кріплення каретки закрилка; 21 – обшивка основної ланки; 22 – кронштейн керування хвостовою ланкою; 23, 25 – кронштейни навішування хвостовою ланкою; 26 – обшивка хвостової ланки

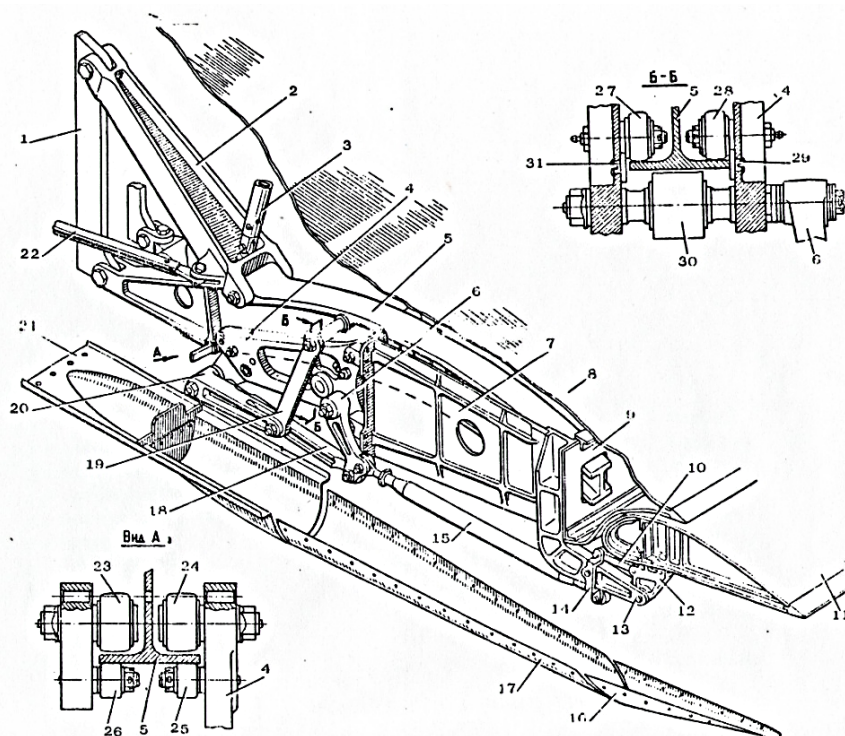


Рис.8. Навішування внутрішнього закрилка:

- 1 – стійка заднього лонжерона; 2 – підкіс; 3, 22 – розкоси; 4 – каретка; 5 – рейка; 6, 20 – качалки; 7 – основна ланка закрилка; 8 – силова нервюра; 9, 10, 12 – кронштейни; 11 – хвостова ланка закрилка; 13, 14, 18, 19 – тяги; 15 – силова нервюра; 16, 17, 21 – обтічники; 23 – 28, 30 – підшипники; 29, 31 – вкладиши

Каретка складається з корпусу і шарнірно підвішеного до нього знизу візка, що коливається. У корпусі і візку встановлено ролики, що переміщуються по верхній і нижній полицях рейки відповідно. Від бічного зсуву каретка на рейці утримується шістьма упорами.

До корпусу каретки за допомогою двох сережок кріпиться основна ланка закрилка. Тяги і качалки з'єднують каретку з дефлектором і хвостовою ланкою, забезпечуючи необхідну траєкторію висування.

Зовнішній закрилок керується двома підйомниками, які приєднані до каретки і рейки.

Механізм висування дефлектора складається з рейки, закріпленої на дефлекторі, який переміщується по роликах, встановлених на каретках, закріплених до основної ланки.

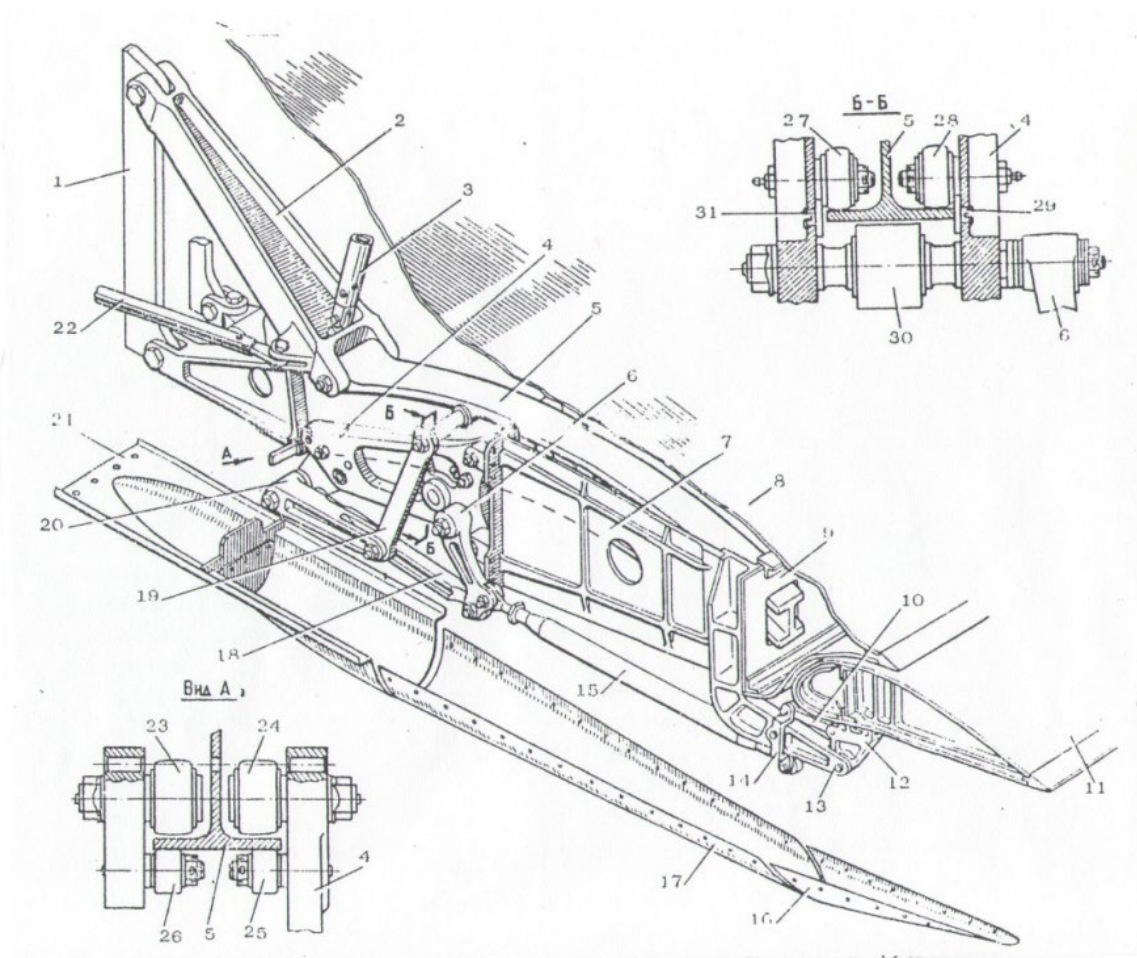


Рис. 9. Навішування зовнішнього закрилка:

- 1 – розкіс; 2 – стійка заднього лонжерона; 3 – підкіс; 4 – дефлектор закрилка;
 6, 12 – ролики; 7 – рейка; 8 – кронштейн основної ланки закрилка; 9, 13 – серги;
 10 – основна ланка закрилка; 11, 14, 16, 17 – тяги; 15 – візок, що коливається;
 18 – качалка; 19 – болт; 20 – рухома частина обтічника; 21 – каретка;
 22 – гвинтовий привід; 23 – нерухома частина обтічника

Літаки третього покоління відрізняються від літаків другого покоління потовщеними надкритичними крилами помірної стрілоподібності великого

подовження. Ця група літаків дає можливість забезпечити рівень $C_{y\max}$ 3,1 – 3,2 з більш простою, в конструктивному відношенні, механізацією задньої кромки (одно- або двоцилинні висувні закрилки) з передкрилками по всьому розмаху крила. Досягнути таких результатів виявилось можливим завдяки раціональному вибору площі закрилків і передкрилків, висуванню та кутів відхилення. Це такі літаки як Ан-70, Ан-124, Ан-148, Ан-158 та ін.

Нині у світі відбувається стрімкий розвиток технологій проектування в інтегрованих комп'ютерних інформаційних системах, що дають змогу побудувати єдиний процес комп'ютерного моделювання інженерного аналізу та проводити багатоваріантні дослідження для вибору оптимальних конструктивних рішень в достатньо стислі терміни.

Інтегроване проектування містить:

- формування інтегрованого інформаційного простору, комплексу технічних і програмних засобів для створення проекту літака, виробничої та дослідної бази, колективу фахівців;
- розроблення концепції створення нового літака або модифікації вже існуючого за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем проектування;
- загальне проектування та конструювання окремих частин, з'єднань, систем тощо;
- комп'ютерне моделювання літака за допомогою CAD\CAM\CAE\PLM, яке містить розроблення майстер-геометрії, моделі розподілу простору, аналітичних еталонів деталей;
- створення конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації. [5].

Метод інтегрованого комп'ютерного проектування охоплює розроблення та комп'ютерне параметричне моделювання конструкції літака загалом і його складових частин зокрема. Однією з таких складових частин літака є злітно-посадкова механізація крила і найбільш складна та відповідальна її частина – закрилок.

Після аеродинамічної оптимізації злітно-посадкового положення закрилків на етапі робочого проектування виконується їх розроблення в межах інтегрованого комп'ютерного проектування згідно з Авіаційними правилами та існуючою нормативно-технологічною документацією. На рис. 10 як приклад подано блок-схему процесу робочого проектування закрилків.

Поряд із графічними системами математичного моделювання однією з основних складових процесу проектування є система аналізу характеристик міцності, що ґрунтується на використанні скінченно-елементних комплексів фірм MSC.Software, Siemens і низки інших, на базі яких розробляють методи і методики дослідження характеристик міцності конструкцій.

Система аналізу характеристик міцності працює в тісній взаємодії з системами математичного моделювання геометричних параметрів елементів і агрегатів конструкції (CATIA, NX та ін.). Таким чином побудовано єдину систему моделювання та інженерного аналізу у віртуальному середовищі в багато дисциплінарному режимі.

Завдання подальшого розвитку методів інтегрованого комп'ютерного проектування є актуальним і дасть змогу створювати складні, більш досконалі літакові конструкції.



Рис. 10. Блок-схема процесу робочого проектування

Список літератури

1. Концепция создания современных реактивных региональных пассажирских самолетов / П. В. Балабуев и др. – Харьков: ХАИ, 2020. – 271 с.
2. Шульженко, М. М. Конструкция самолетов / М. М. Шульженко. – М. : Машиностроение, 1971. – 416 с.
3. Проектирование конструкций самолетов : учебник 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.
4. Проектирование самолетов : учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. / С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
5. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография. В 3 ч. / Д. С. Кива,

А. Г. Гребеников. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.; – Ч. 2. – 326 с.; – Ч. 3. – 376 с.

6. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций : монография / А. Г. Гребеников. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.

7. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / под ред. Г. С. Бюшгенса. – М. – Пекин, 1995. – 772 с.

8. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-140. – 2-е изд. – Киев : ГП АНТК им. О. К. Антонова, 2000. – 760 с.

9. Флоринский, О. В. Практическая аэродинамика самолета Ан-74 / под ред. В. А. Кудрявцева. – Киев : Изд. дом «АэроХобби», 2007. – 64 с.

10. Стандартная спецификация самолета Ан-74. – Киев : ГП АНТК им. О. К. Антонова, 1997. – 876 с.

References

1. Konceptcija sozdanija sovremennyh reaktivnyh regional'nyh passazhirskih samoletov / P. V. Balabuev i dr. – Har'kov: HAI, 2020. – 271 s.

2. Shul'zhenko, M. M. Konstrukcija samoletov / M. M. Shul'zhenko. – M. : Mashinostroenie, 1971. – 416 s.

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

4. Proektirovanie samoletov : uchebnik dlja vuzov / S. M. Eger, V. F. Mishin, N. K. Lisejcev i dr.; pod red. / S. M. Egera. – M. : Mashinostroenie, 1983. – 616 s.

5. Kiva, D. S. Nauchnye osnovy integrirovannogo proektirovanija samoletov transportnoj kategorii : monografija. V 3 ch. / D. S. Kiva, A. G. Grebenikov. – Har'kov : Nac. ajerokosm. un-t im. N.E. Zhukovskogo «Har'kov. aviac. in-t», 2014. – Ch. 1. – 439 s.; – Ch. 2. – 326 s.; – Ch. 3. – 376 s.

6. Grebenikov, A. G. Metodologija integrirovannogo proektirovanija i modelirovanija sbornyh samoletnyh konstrukcij : monografija / A. G. Grebenikov. – Har'kov : Nac. ajerokosm. un-t «HAI», 2006. – 532 s.

7. Ajerodinamika i dinamika poleta magistral'nyh samoletov / pod red. G. S. Bjušgensja. – M. – Pekin, 1995. – 772 s.

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

9. Florinskij, O. V. Praktičeskaja ajerodinamika samoleta An-74 / pod red. V. A. Kudrjavceva. – Kiev : Izd. dom «AjeroHobbi», 2007. – 64 s.

10. Standartnaja specifikacija samoleta An-74. – Kiev : GP ANTK im. O. K. Antonova, 1997. – 876 s. 10. Standartnaya specy'fy'kacy'a samoleta An-74. – Ky'ev : GP ANTK y'm. O. K. Antonova, 1997. – 876 s.

Надійшла в редакцію 21.12.2023, розглянута на редколегії 21.12.2023.

Peculiarities of designing the mechanization of the wing of transport category aircraft

The paper analyses the methods of designing wing mechanisation for transport category aircraft. The wing layout with the placement of wing mechanisation means on

the leading and trailing edges of the wing is analysed. Specific requirements for wing mechanisation units are considered. The analysis takes into account the requirements of aircraft operation, which provide easy access to inspect the mechanisation units and their attachment mechanisms. The need for constant monitoring of the synchronous operation of all mechanisation sections and ensuring their smooth movement is emphasised. The design of any type of mechanisation means involves the simultaneous solution of a number of development tasks: kinematic scheme, installation and control system, support structure and the device itself. In most cases, the drive mechanisms are also developed. The design of a new aircraft is a multi-stage iterative process that includes external design, development of a technical proposal, preliminary design, detailed design, production of prototypes, ground and flight tests, which determine the actual characteristics of the aircraft and the degree of its compliance with the technical specifications. Consider the advantages created by wing mechanisation equipment. The mechanisation of the AN-140 is considered as a representative of aircraft whose wings have trailing edge mechanisation but no leading edge mechanisation. The mechanisation of the AN-74 is also considered as a representative of aircraft that use two- or three-slotted retractable flaps, winglets or nose shields of large curvature over the entire wing span. The design technologies in integrated computer information systems are characterised, which allow to build a single process of computer modelling and engineering analysis and to conduct multivariate studies to select optimal design solutions in a sufficiently short time. A block diagram of the process of detailed design of flaps is proposed.

Keywords: wing; mechanisation; airfoil; flap; shield; interceptor; aileron; construction; design.

Відомості про авторів:

Гребеніков Олександр Григорович, проф., д-р 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.

About the authors:

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

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