

Автоматизоване проєктування лонжерону крила безпілотної повітряної судна

Національний технічний університет України «КПІ»

Однією з найважливіших задач, що виконується при проєктуванні більшості авіаційних конструкцій є забезпечення її міцності при забезпеченні вимог мінімальної маси. Тобто в експлуатації під час дії навантажень конструкція не повинна руйнуватись та в той же час мати мінімально можливу масу та в більшості випадків об'єм. Підібрана геометрична модель конструкції за критерієм мінімальної маси зменшує масу літака в цілому, що в свою чергу:

- зменшує вимоги до потужності двигуна, а отже й вартість літака;
- зменшує витрати палива та робить літак дешевшим в експлуатації.

Маса крила літака становить 30-50% від маси планера. В залежності від конструктивно-силової схеми крила маса лонжеронів може складати 7-30% маси крила. Підбір геометричної моделі лонжерону крила має значний вплив на масу літака, а отже на його вартість та експлуатаційні витрати.

Розглянуті проблеми автоматизованого проєктування лонжерону крила безпілотної повітряної судна. Представлена концепція створення лонжерону крила безпілотної повітряної судна за критерієм мінімальної маси.

Наукова новизна полягає у визначенні залежності мінімально необхідного об'єму (маси) лонжерону від кількості стійок та визначенні залежності геометрії поперечного перерізу лонжерону (товщини стінки та поясів, ширини поясів) по його розмаху.

Практичне значення полягає у запропонованому підході для знаходження геометричної моделі лонжерону за критерієм мінімальної маси, що може бути використаний як приклад для проєктування лонжеронів або схожих балочних елементів ЛА та власне знайдена геометрична модель лонжерону безпілотної повітряної судна за вихідними даними ЛА-аналогів, що може використовуватись для попереднього проєктування ЛА цього класу.

Ключові слова: безпілотне повітряне судно, автоматизоване проєктування, лонжерон, крило.

Визначення конструктивно-силової схеми крила

Для дослідження підібрано три безпілотної повітряної судна (БПС) аналоги: MQ-1 Predator, Chengdu GJ-1 (Wing Loong 1) та IAI Heron Malat. Необхідні характеристики для аналізу зведені в таблиці 1.

Згідно отриманих середніх значень характеристик ЛА аналогів перевіряємо товщину поясу умовного лонжерону:

$$\delta_y = \frac{(m_0 g Z_A - m_{кр} g Z_A) n_p}{0.96 \bar{c} b_0^2 \sigma_p} = \frac{(1090 \text{ кг} \cdot 9.8 \frac{\text{м}}{\text{с}^2} \cdot 3.026 \text{ м} - 192.6 \text{ кг} \cdot 9.8 \frac{\text{м}}{\text{с}^2} \cdot 3.026 \text{ м}) \cdot 5.7}{0.96 \cdot 0.217 \cdot (1.08 \text{ м})^2 \cdot 330 \text{ МПа}} = 1.89 \text{ мм},$$

де $Z_A = \frac{L}{2} \cdot 0.4 = \frac{15.13 \text{ м}}{2} \cdot 0.4 = 3.026 \text{ м}$ – приймається, що САХ розташована на 40 % розмаху консолі крила;

$m_{кр} = 0.4 m_{\Pi} = 0.4 \cdot 481.5 \text{ кг} = 192.6 \text{ кг}$ – маса крила, 0,4 від маси планера, [1];

$n_p = 5.7$ – розрахункове перевантаження;

$\sigma_p = 330 \text{ МПа}$ для поясу із алюмінієвого сплаву типу Д16Т [2].

Таблиця 1

Характеристики ЛА та середні значення

Назва характеристики		MQ-1 Predator	Chengdu GJ-1	IAI Heron Malat	Середнє значення
Довжина, м	-	8.23	9.05	8.50	8.59
Висота, м	-	2.10	2.77	2.30	2.39
Розмах крила, м	L	14.8	14.0	16.6	15.13
Коренева хорда крила, м	b ₀	1.20	0.96	1.08	1.08
Кінцева хорда крила, м	b _к	0.56	0.41	0.63	0.53
Звуження крила	η	0.47	0.43	0.58	0.491
Коренева висота профілю, м	H ₀	0.23	0.24	0.23	0.233
Відносна товщина профілю	c	0.19	0.25	0.21	0.217
Площа крила, м ²	S	11.45	-	13.00	12.23
Ширина фюзеляжу, м	w _ф	0.8	0.73	0.93	0.82
Максимальна маса БПС, кг	m ₀	1020	1100	1150	1090
Маса планера, кг	m _п	513	-	450	481.5
Маса палива, кг	m _{пл}	387	-	450	418.5
Максимальна швидкість польоту, км/год	V _{max}	217	280	240	245.7
Крейсерська швидкість польоту, км/год	-	130-170	-	130	140

Оскільки товщина поясу умовного лонжерону дорівнює 1.89 мм, відносна товщина профілю рівна 0.217, що означає використання «товстого» профілю та максимальна швидкість польоту є відносно невеликою – 245.7 км/год, то лонжеронне крило є найефективнішою КСС. [2]

Навантаження крила

Для наближених розрахунків аеродинамічне погонне навантаження в і-тому перерізі крила знаходиться за формулою [1]:

$$q_{ai} = \frac{n_p G_0}{S} b_i = \frac{n_p \cdot g \cdot m_0}{S} b_i$$

де b_i – хорда крила в і-тому перерізі;

$n_p = n_e \cdot f = 3.8 \cdot 1.5 = 5.7$ – коефіцієнт розрахункового перевантаження [1];

f = 1.5 – коефіцієнт безпеки [1], [2], [3], [4];

Для наближених розрахунків масове (маса крила та палива) погонне навантаження в і-тому перерізі крила знаходиться за формулою [1]:

$$q_{mi} = \frac{n_p G_m}{S} b_i = \frac{n_p \cdot g \cdot (m_{кр} + m_{пл})}{S} b_i$$

Повне погонне навантаження в і-тому перерізі крила [1]:

$$q_i = q_{ai} - q_{mi}$$

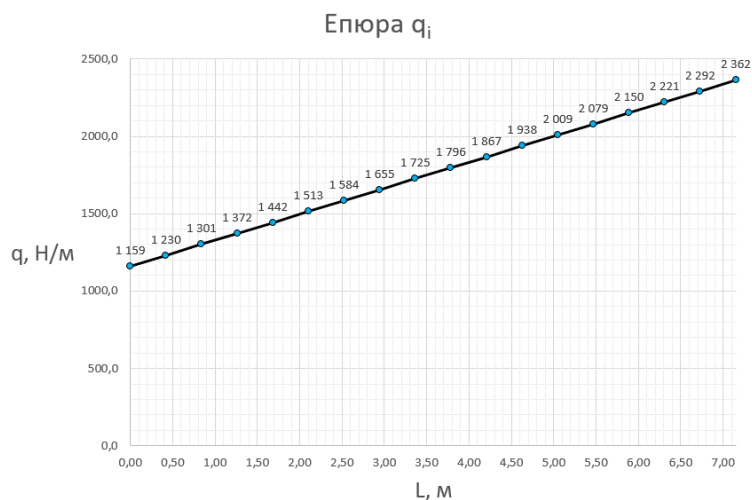
Еюра повного погонного навантаження q_i крила представлена на рис. 1.

В лонжеронному крилі вся поперечна сила Q сприймається стінками лонжеронів. Поперечна сила Q розподіляється між переднім (п) і заднім (з) лонжеронами пропорційно їх жорсткостям при згинанні, [5]:

$$\frac{Q_p}{Q_z} = \frac{E_p I_p}{E_z I_z},$$

де E – модуль Юнга матеріалу із якого зроблена стінка лонжерону;

I – більший головний центральний момент інерції перерізу лонжерону.

Рис. 1. Епюра погонного навантаження q_i крила

Приймається, що і передній (п) і задній (з) лонжерони зроблені із одного й того ж матеріалу $E_p = E_z = E$. Момент інерції перерізу лонжерону складається з моменту інерції поясів, моменту інерції стінки та переносних моментів інерції поясів до нейтральної лінії. Для тонкостінних перерізів саме переносний момент інерції дає найбільший вклад в сумарний момент інерції (більше 90%) та в більшій мірі залежить від квадрату висоти лонжерону. Тому для наближеного обчислення приймаємо $I \approx H^2$, де H – висота лонжерону. [1], [2], [5]

Висоти переднього H_p і заднього H_z лонжеронів визначаються використовуючи характеристики профілю ЛА-аналога MQ-1 Predator. Приймається, що передній (п) лонжерон розташований на 25% хорди тоді як задній (з) на 65% хорди. [1]

Обчислення висот переднього H_p і заднього H_z лонжеронів виконано графічним методом із використанням пропорцій між геометричними розмірами та показано для кореневого профілю на рис. 2.

Враховуючи вищевказане, розподіл поперечної сили приймає вигляд:

$$\frac{Q_p}{Q_z} = \frac{E_p I_p}{E_z I_z} = \frac{E H_p^2}{E H_z^2} = \frac{H_p^2}{H_z^2} = \frac{(0.189 \text{ м})^2}{(0.154 \text{ м})^2} = 1.51$$

Оскільки $Q_p + Q_z = Q$, де Q – повна поперечна сила крила то формула приймає вигляд:

$$\frac{Q_p}{Q - Q_z} = 1.51 \Rightarrow Q_p = 1.51(Q - Q_z) = \frac{1.51Q}{2.51} = 0.6Q$$

Отже, в кореновому перерізі крила передній лонжерон сприймає 60% навантаження поперечної сили Q . Приймається, що профіль крила, відносна товщина профілю та розташування переднього і заднього лонжеронів на хорді крила ($x_p=0.25b$, $x_z=0.65b$) не змінюються по розмаху крила, що означає сталі значення відношення висот переднього і заднього лонжеронів, а отже в кожному перерізі крила передній лонжерон сприймає 60% навантаження поперечної сили Q .

Епюри поперечної сили Q , згинального моменту M та крутного моменту $M_{кр}$ отримано методом графічного інтегрування (рис.3) [3].

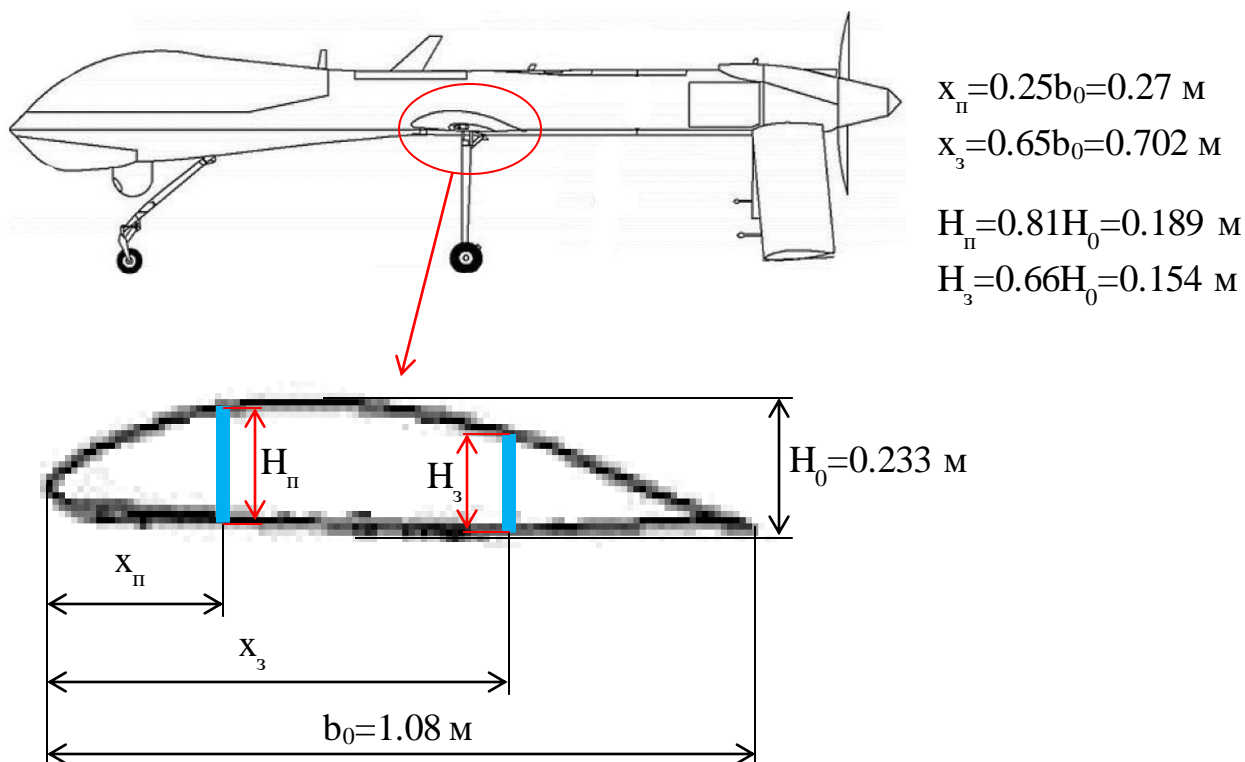


Рис. 2. Визначення висот переднього H_{II} і заднього H_3 лонжеронів для кореневого профілю/перерізу крила

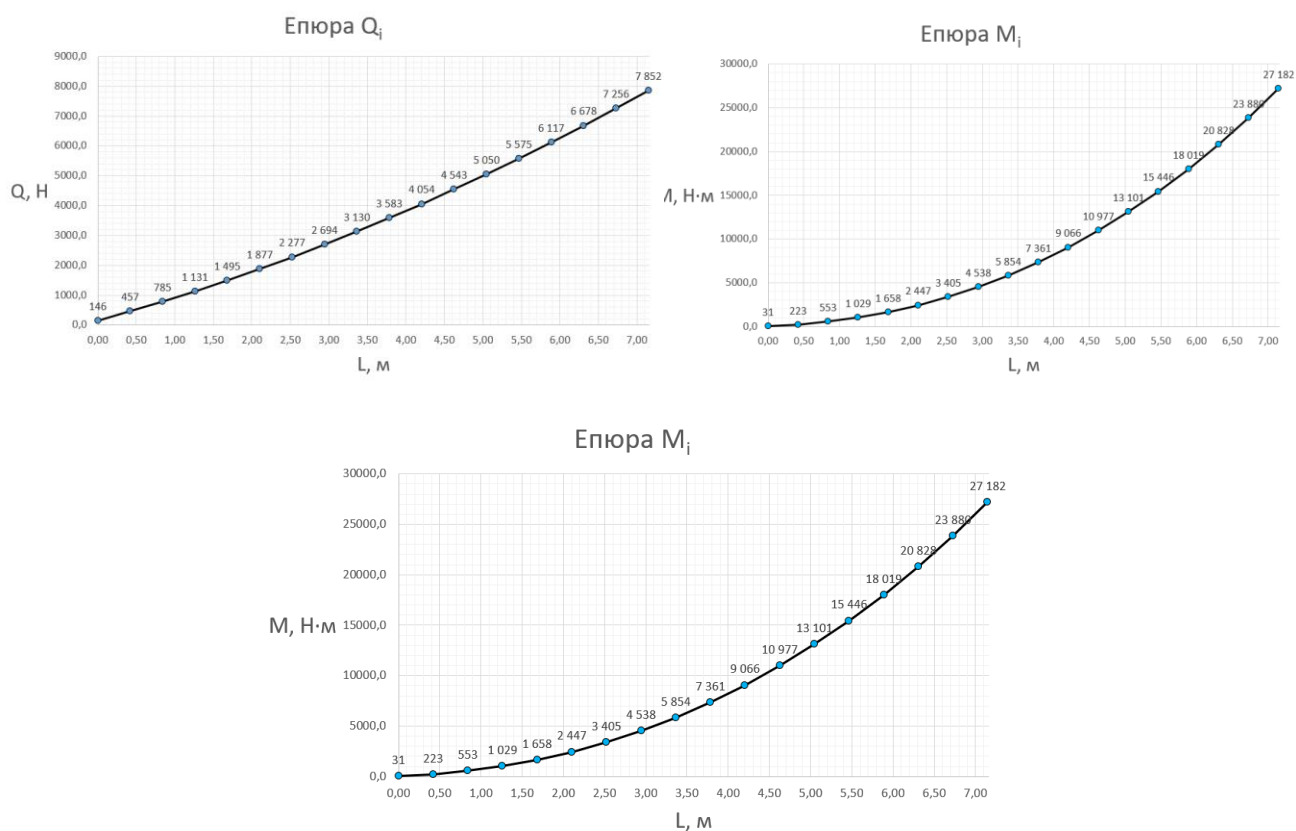


Рис. 3. Епюри навантаження крила

Матеріал лонжерону

Під час польоту основне навантаження лонжерону – згинання. Під час згинання верхній пояс навантажується стисканням, а нижній – розтягуванням. Оскільки ЛА розрахований на велику кількість циклів польоту лонжерон піддається циклічним навантаженням, що в свою чергу викликають втому матеріалу. Пластичні матеріали краще переносять втомні навантаження ніж крихкі за рахунок руху дислокацій та вирівнюванню навантажень в зоні дефектів матеріалу, але пластичні матеріали в той же час мають меншу міцність.

Сплави алюмінію є найбільш розповсюдженим матеріалом для основних силових елементів літака. [6], [7]

Обраний матеріал лонжерону – алюміній.

Оскільки для верхнього поясу і стінки актуальна втрата стійкості то важливо мати якомога більші значення механічних характеристик матеріалу. Тоді як для нижнього поясу, що навантажується розтягуванням і для якого втрата стійкості не актуальна, забезпечити міцність і жорсткість набагато простіше то доцільно використати менш міцний матеріал (з меншими механічними характеристиками), але більш пластичний для ефективної протидії втомному руйнуванню. [6], [7]

Матеріал нижнього поясу – Алюміній 2024-Т3. [6]

Матеріал верхнього поясу та стінки – Алюміній 7075-Т6. [6]

Геометрична модель лонжерону

Тип лонжерону – балочний, виготовлений складальним методом. Виділено чотири типи елементів складального лонжерону, що є різними деталями та з'єднуються за допомогою кріплення:

- Стінка;
- Верхній пояс;
- Нижній пояс;
- Стійка.

Оскільки ЛА має відносно низьку швидкість польоту (140 км/год) та злітну масу (1090 кг) припускається, що лонжерон навантажений відносно не великими зусиллями, а отже площа верхнього і нижнього фланця є малою, що дозволяє використовувати гнутий листовий матеріал для формування поясів лонжерону (рис. 4).

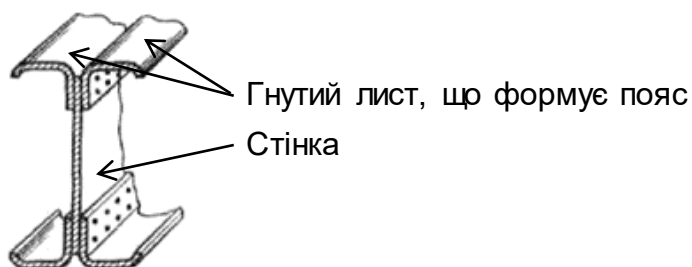


Рис. 4. Будова лонжерону

Товщина листового матеріалу не повинна перевищувати 0.25 дюймів. Якщо товщина буде більше – матеріал буде важче піддаватись згинанню для утворення гнутого профілю. Використання листового матеріалу для формування поясів лонжерону є більш технологічним та економним рішенням оскільки не

вимагає затрат для формування профілю або матриці при прокатному методі виготовлення поясів.

Стінка (рис. 5) виготовляється із набору секцій листового матеріалу з різною товщиною. Секція – це лист, що розташований між стійками. Коренева та кінцева висоти секції визначаються із висоти лонжерона в розглядуваному перерізі. Товщина секції визначається із умови міцності. Оскільки з технологічної точки зору доволі складно змінювати товщину листа по довжині приймається, що товщина секції стала по розмаху. Секції між собою можуть відрізнятися товщинами оскільки виготовлені з окремих листів різної товщини.

Верхній пояс (рис. 6) виготовляється із набору секцій утвореними комбінацією двох однакових листів, що складаються симетрично. Секція – це частина поясу, що розташований між стійками. Коренева та кінцева ширини секції, товщина листів секції визначаються із умови міцності. Оскільки з технологічної точки зору доволі складно змінювати товщину листа по довжині приймається, що товщина листів секції стала по розмаху. Секції між собою можуть відрізнятися товщинами оскільки виготовлені з окремих листів різної товщини. Зменшення ширини секції від кореневої ширини до кінцевої ширини відбувається за лінійним законом.

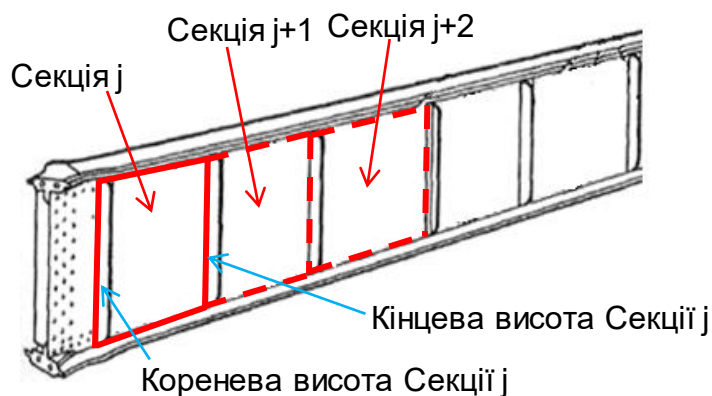


Рис. 5. Секція стінки

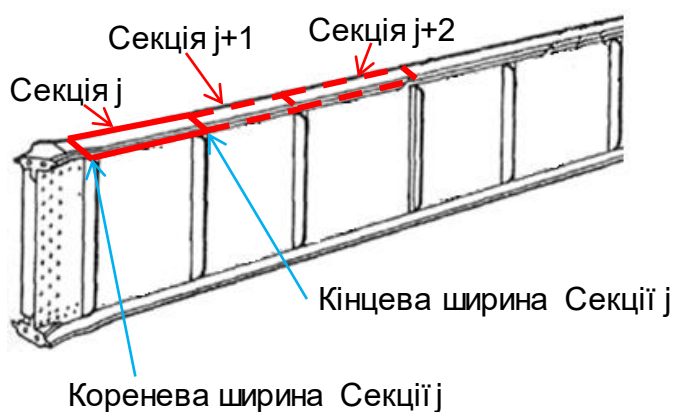


Рис. 6. Секція верхнього поясу

Нижній пояс виготовляється аналогічно до верхнього поясу.

Стійка виготовляється комбінацією із двох однакових гнутих листових матеріалів, які встановлюються симетрично з двох боків стінки. Стійка (рис. 7)

ділить стінку та пояси на секції. Кількість стійок визначається із умови міцності. Відстань між стійками приймається однаковою по розмаху лонжерона. Товщина стійки приймається рівною половині товщини стінки в розглядуваному перерізі. Ширина стійки приймається рівною ширині поясу в розглядуваному перерізі. Довжина стійки приймається рівною половині ширини поясу в розглядуваному перерізі.

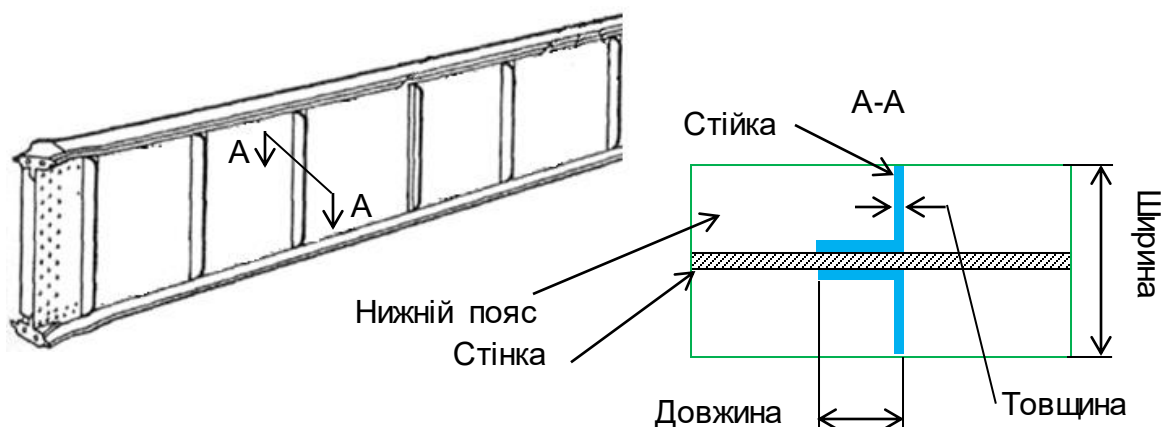


Рис. 7. Геометрія стійки

Секції стінок, верхніх поясів, нижніх поясів з'єднуються в перерізах розташування стійок за допомогою заклепкових швів. Для компенсації різниці у товщинах поясів і стінок двох з'єднувальних секцій використовуються прокладки зроблені зі листового матеріалу.

Умова міцності лонжерону

Лонжерон розглядається як консольна балка довжиною $L_k = 7.15$ м навантажена частиною повного (аеродинамічного та масового) навантаження крила. Розрахунковий переріз лонжерону (рис. 8) – двотавр з вистою H , товщиною стінки t_w , товщиною поясів t_f та шириною поясів b_f .

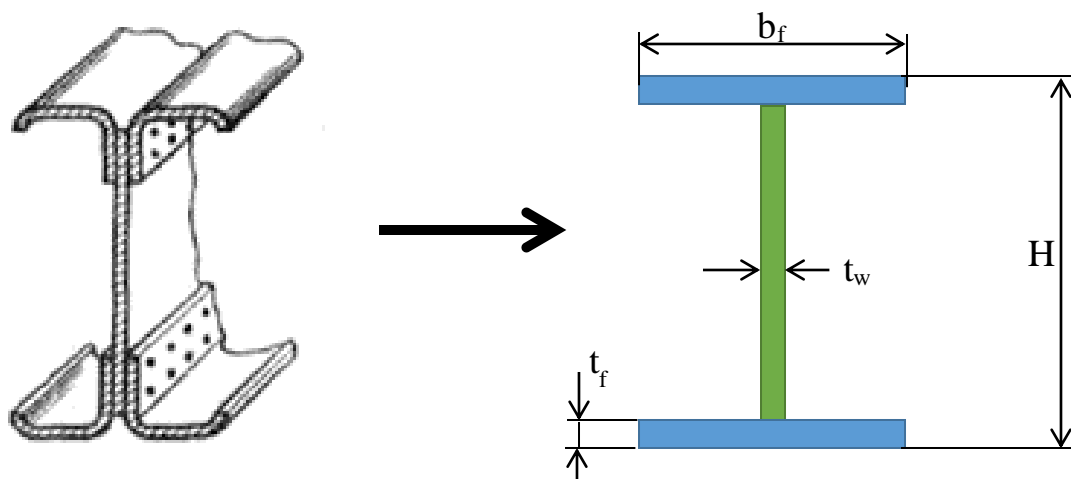


Рис. 8. Розрахунковий переріз лонжерону

Приймається, що товщина верхнього і нижнього поясу однакова, ширина верхнього і нижнього поясу однакова.

Під час згинання лонжерону стінка навантажується згинанням та зсувом. Під дією цього навантаження вона може втрачати стійкість. Для аналізу стінки на втрату стійкості необхідно вибрати її межові умови: жорстке, шарнірне чи вільне закріплення. З двох боків секцію стінки підтримують стійки, зверху та знизу – пояси. Вільне закріплення не актуальне. Оскільки відношення товщини поясу/стійки до стінки не може бути прийнятим більше ніж в десятки разів то використання жорсткого закріплення є неконсервативним та не розглядається. Обрана межа умова – шарнірне закріплення з усіх чотирьох боків. Приймається, що для забезпечення шарнірного закріплення жорсткість поясів має бути на декілька відсотків більшою за жорсткість стінки тому, що пояси (опора) створюють шарнірне закріплення для стінки, а не навпаки. Тому приймається, що відношення товщини стінки до товщини поясу не повинно перевищувати 90%: $t_w/t_f \leq 0.9$. Якщо $t_w/t_f > 0.9$ то приймається, що шарнірне закріплення не актуальне і тоді межові умови - вільне закріплення, що має набагато меншу жорсткість, а отже й меншу критичну напругу втрати стійкості та вимагатиме збільшення товщин стінки та поясів на порядок.

Лонжерон розділений на секції n -ною кількістю стійок. Нумерація стійок починається з кінцевого перерізу (рис. 9). В кінцевому перерізі немає стійки і його номер $k=0$. Перша стійка від кінцевого перерізу має номер $k=1$, друга стійка від кінцевого перерізу має номер $k=2$ і т.д. Зміна товщини стінки та поясів відбувається в перерізах розташування стійок де з'єднуються секції. Товщини стінки та поясів секції, що розташована між стійками $k-1$ та k визначаються по розрахованим товщинам для перерізу k . В перерізі k діють більші навантаження ніж по розмаху секції від $k-1$ до k тому використання товщин перерізу k для всієї секції гарантує її міцність. Ширина поясу секції, що розташована між стійками $k-1$ та k змінюється лінійно між визначеними ширинами в $k-1$ та k відповідно. Ширина поясу для перерізу $k=0$ дорівнює нулю, товщина стінки рівна визначеній товщині стінки в перерізі $k=1$.

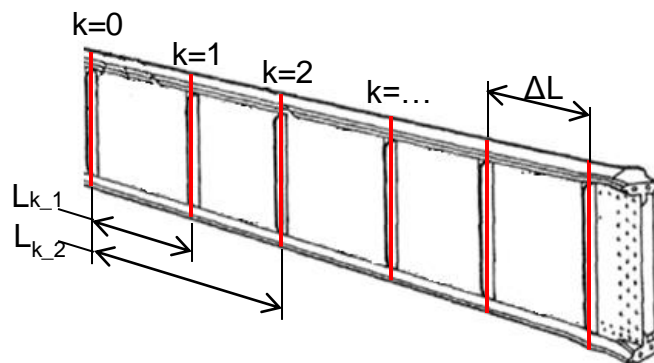


Рис. 9. Визначення перерізів k

Виділяють дві втрати стійкості елементів, що перебувають під стисненням: загальна та місцева (кріплінг) [7].

Загальна втрата стійкості для верхнього поясу, що під дією навантажень перебуває під стисненням не актуальна оскільки верхній пояс кріпиться до обшивки. Обшивка забезпечує жорсткість на втрату стійкості для поясу відносно

його більшого моменту інерції тоді як стінка забезпечує жорсткість відносно меншого моменту інерції поясу.

Кріплінг – це характеристика стрижня, що показує величину напруги перевищення якої викликає появу місцевої втрати стійкості. Кріплінг залежить від: геометричних розмірів перерізу, матеріалу стрижня, наявності вільних кінців в елементах стрижня, способу виготовлення стрижня (гнутий лист/прокатний профіль). При перевищенні напруги кріплінгу найменш жорсткі частини перерізу втрачають стійкість і не можуть переносити навантаження. Більш жорсткі частини перерізу продовжують нести навантаження доки не буде втрачена стійкість всього перерізу. Подальша поведінка стрижня, що піддався місцевій втраті стійкості важко описується математично, тоді як для визначення напруги кріплінга існує емпірична база. [7]

Приймається не допустимим місцева втрата стійкості лонжерона. Під дією навантаження верхній пояс перебуває під стисненням. Для верхнього поясу існує напруга кріплінгу перевищення якої недопустиме.

Під час навантаження лонжерону в найвіддалених від нейтральної осі волокнах виникають максимальні нормальні напруги. Так у верхньому поясі виникає напруга стиснення, а у нижньому – розтягування. Приймається, що дотичні напруги в поясах лонжерону незначні і ними було знехтувано. Умова міцності поясу лонжерону вважається задоволеною якщо діючі нормальні напруги не перевищують допустимі.

Під час навантаження лонжерону стінка навантажується згинанням від згинального моменту M та зсувом від поперечної сили Q і крутного моменту $M_{кр}$. Під цим навантаженням стінка може руйнуватись від перевищення відповідних меж міцності в найнавантажених точках та втрачати стійкість. Для стінки більш критичним є втрата стійкості [2], [7]. Втрата стійкості стінки ще не означає руйнування або припинення здатності лонжерону нести навантаження. Тобто лонжерон із стінкою, що втратила стійкість, може ще додатково сприймати деяке навантаження до повної втрати можливості виконувати роботу. Оскільки БПС, що проектується, призначається для військової сфери та для нього актуальне питання отримання пошкоджень під час виконання завдань з ціллю забезпечити додаткову міцність приймається не допустимим втрата стійкості стінки під дією навантаження. Умова втрати стійкості стінки лонжерону вважається задовільною якщо діючі напруги не перевищують напругу втрати стійкості.

Межові умов стінки – шарнірне закріплення з усіх чотирьох боків. Умова втрати стійкості стінки перевіряється при комбінації навантажень згинання та зсуву пластини.

Модель лонжерону за критерієм мінімальної маси

Критерій мінімальної маси – це критерій згідно якого проектування повинно виконуватись з ціллю отримати мінімально можливу масу деталі/конструкції. Геометрична модель конструкції спроектована за критерієм мінімальної маси зменшує масу літака в цілому, що в свою чергу: зменшує вимоги до потужності двигуна, а отже й вартість літака та зменшує витрати палива, що робить літак дешевшим в експлуатації. [1], [2]

Геометрична модель лонжерону складається із наступних параметрів, що не обмежені конструкцією крила:

- Кількість секцій (стійок);
- Товщини стінок кожної секції;

- Товщини поясів кожної секції;
- Ширини поясів кожної секції.

Знаходження значення цих параметрів визначає масу лонжерону.

Кількість стійок визначає довжину секції.

Чим більша відстань між стійками тим менша допустима напруга втрати стійкості стінки і навпаки.

Збільшення кількості стійок збільшує масу лонжерону за рахунок додаткових стійок, але це зменшує відстань між стійками, що збільшує допустиму напругу втрати стійкості стінки, що дозволяє зменшити товщину стінки та отримати виграш у масі. Навпаки, зменшення кількості стійок – зменшує масу лонжерону за рахунок меншої кількості стійок, але це збільшує відстань між стійками, що є критичним на втрату стійкості стінки та вимагає збільшення товщини стінки, що збільшує масу лонжерону.

Для знаходження оптимальної кількості стійок визначено два крайніх значення з конструктивних міркувань:

- мінімальна кількість стійок – $n=4$. В такій конфігурації є виграш в масі із за малої маси стійок, але присутня товста стінка.
- максимальна кількість стійок – $n=32$. В такій конфігурації є програш в масі із за великої маси стійок, але присутня тонка стінка.

Між цими крайніми значеннями кількості стійок визначені проміжні з кроком один: $n=4, n=5 \dots n=32$. Для кожної з 28 моделей лонжеронів з кількістю стійок n (від 4 до 32, крок 1) виконується масова оцінка лонжерону.

Для кожного із перерізу k значення ширини поясу b_f визначається по товщині поясу t_f як: $b_f=13.5t_f$ (із умови кріплення).

Необхідна товщина поясів t_f та стінки t_w перерізу k знаходиться методом підбору.

Спочатку товщині поясів t_f задається мінімальне значення - 0.001 inch. Товщина стінки t_w не може бути більшою за 90% від товщини поясу: $t_w \leq 0.9t_f$ (із умови втрати стійкості стінки) і спочатку співвідношення товщин приймається рівним $u = t_w/t_f = 0.9$.

Перевіряється умова втрати стійкості стінки.

Якщо $MS_w < 0$ це означає, що стінка не витримує навантаження і необхідно збільшити її товщину, що автоматично збільшує товщину поясів оскільки: $u = t_w/t_f$ не змінюється на цій ітерації.

Якщо $MS_w > 0$ це означає, що стінка витримує навантаження і знайдена її мінімальна необхідна товщина.

Далі перевіряється умова міцності поясів.

Якщо $MS_1 \&\& MS_2 > 0$ це означає, що пояси витримують навантаження і знайдена їх мінімальна товщина. Можливий випадок коли забезпечити міцність стінки важче ніж поясів і тоді Margin of Safety стінки покаже мале значення, а Margin of Safety поясів – велике і постане питання зменшення товщини поясів. Але із за обмеження $t_w \leq 0.9t_f$ зменшення товщини поясів автоматично зменшить товщину стінки, що призведе до негативного MS для стінки, оскільки останній мав мале значення. В такому випадку пояси вимушено мають мати надлишкову міцність, а геометрія перерізу повністю визначається перевіркою на втрату стійкості стінки.

Якщо $MS_1 \&\& MS_2 < 0$ це означає, що пояси не витримують навантаження і необхідне збільшення їх товщини. При цьому вже знайдена мінімальна товщина стінки для якої $MS_w > 0$. Тому необхідно не збільшуючи товщину стінки t_w ,

збільшити товщину поясів t_f , тобто зменшити значення $u = t_w/t_f$ (спочатку було встановлено як $u = t_w/t_f = 0.9$). В такому випадку і стінка і пояси не матимуть надлишкової міцності, а геометрія перерізу визначається як перевіркою на втрату стійкості стінки так і на міцність поясів.

Якщо не забезпечено умову міцності та/або втрати стійкості товщина поясу t_f збільшується на 0.001 inch та, за потреби, якщо $MS_w > 0$, а $MS_1 \&\& MS_2 < 0$, зменшується відношення $u = t_w/t_f$ на 0.01. Знову виконується перевірка міцності та втрати стійкості. Цей ітераційний процес зупиняється тоді коли буде знайдено значення товщини поясів t_f та товщину стінки t_w при яких задовольняється умова міцності та втрати стійкості: $MS_w \&\& MS_1 \&\& MS_2 > 0$. Оскільки ітераційний процес починається завідомо із малого значення товщини поясу (0.001 inch) то на першому колі ітерації завжди отримуються негативні значення Margin of Safety. По мірі росту товщини Margin of Safety з негативних значень переходить в позитивні. І саме на ітерації де Margin of Safety вперше набуде позитивного значення зупиняється цикл. Таким чином отримані товщини є мінімально можливими, а геометрична модель лонжерону знайдена за критерієм мінімальної маси.

Блок-схема алгоритму підбору товщини поясу t_f та стінки t_w для певного перерізу k показано на рис. 10.

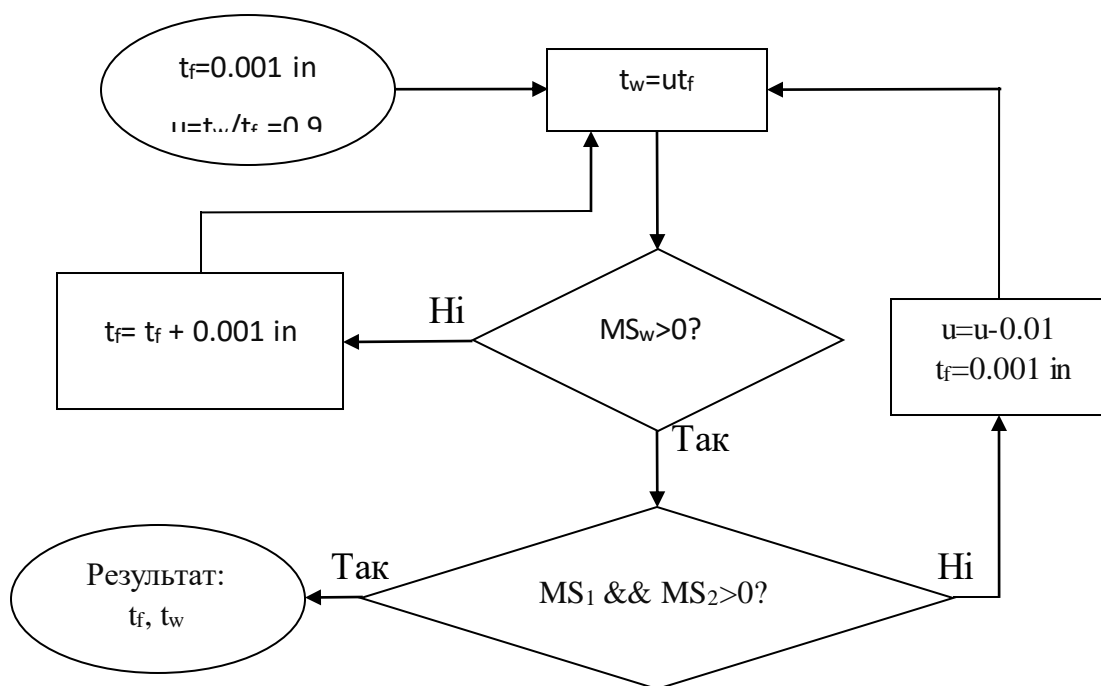


Рис. 10. Блок-схема підбору товщини поясу t_f та стінки t_w для перерізу k

Аналіз отриманих результатів

На рисунку нижче показано залежність між кількістю стійок та необхідним мінімальним об'ємом лонжерону (рис. 11). Масова оцінка виконується по об'єму лонжерону, оскільки всі моделі лонжерону виконуються із однакового матеріалу, тобто мають однакову густину.

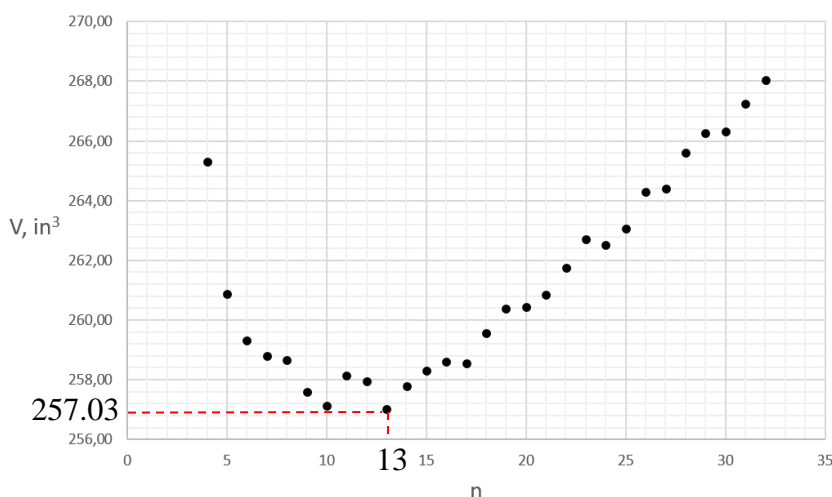


Рис. 11. Залежність між кількістю стійок n та необхідного мінімального об'єму лонжерону V

Видно, що мінімальний об'єм лонжерону досягається при кількості стійок $n = 13$. При кількості стійок $n > 13$ зростає об'єм лонжерону із-за додаткових стійок, а вигравш в меншій товщині стінки не так актуальний оскільки зменшення відстані між стійками не велике при більших значеннях n . Тоді як при кількості стійок $n < 13$ є вигравш у меншому об'ємі стійок, але необхідна товста стінка для забезпечення умови втрати стійкості при великій відстані між стійками.

На рис. 12 та 13 показано $u = t_w/t_f$ та Margin of Safeties для поясів та стінки в кожному перерізі k .

Видно, що пояси мають надлишкову міцність на кінцевій частині крила тоді як MS стінки малий. Це пояснюється тим, що на кінцевій частині крила діє малий по величині згинальний момент, а отже пояси навантажені слабо. Геометрія поперченого перерізу в цій зоні визначається по втраті стійкості стінки та із за обмеження $t_w \leq 0.9t_f$ пояси є доволі масивними відносно свого навантаження. Близьче до кореневої частини крила, по мірі росту згинального моменту, що має криволінійний характер розподілу по розмаху лонжерону MS поясів падає і з певного значення забезпечити міцність поясів складніше ніж умову втрати стійкості стінки: поясам потрібно більше матеріалу відносно стінки.

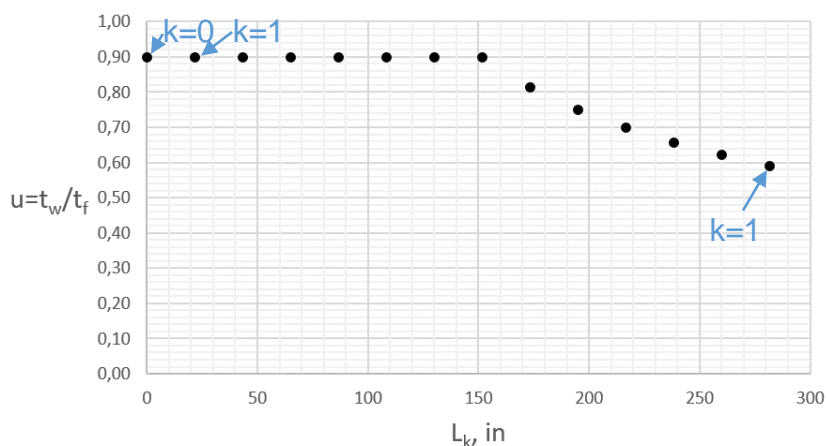


Рис. 12. $u = t_w/t_f$ в кожному перерізі k

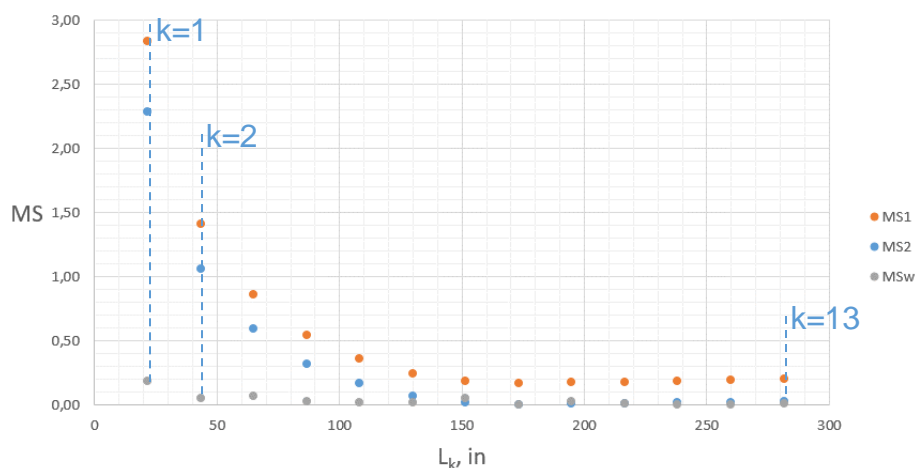


Рис. 13. Margin of Safeties в кожному перерізі k

Висновки

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

1. Мінімальний об'єм лонжерону досягається при кількості стійок $n = 13$.
2. Пояси мають надлишкову міцність на кінцевій частині крила, геометрія поперечного перерізу в цій зоні визначається по втраті стійкості стінки. Ближче до кореневої частини крила, по мірі росту згинального моменту, забезпечити міцність поясів складніше. В цій зоні пояси мають більшу частку площі поперечного перерізу ніж стінка в порівнянні з кінцевою або середньою частиною консолі.
3. Знайдена геометрична модель переднього лонжерону не охоплює всіх конструктивних та технологічних обмежень або особливостей ЛА. Необхідний додатковий аналіз та оптимізація у відповідних напрямках.
4. Знайдена геометрична модель переднього лонжерону не охоплює аналіз кріпильних елементів (заклепок, болтів), кріплення лонжерону до фюзеляжу, кріплення інших силових/конструктивних елементів до лонжерону та наявність технологічних/конструктивних отворів. Необхідний додатковий аналіз та оптимізація у відповідних напрямках.
5. Знайдена геометрична модель переднього лонжерону не охоплює питання втомного руйнування та ресурсу лонжерону.

Список літератури

1. Житомирский, Г. И. Конструкция самолетов / Г. И. Житомирский. – М.: Машиностроение, 1995. – 415 с.
2. Конструкция самолетов и вертолетов: – учебник / В. С. Кривцов, Л. А. Малащенко, В. Л. Малащенко, С. В. Трубаев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 366 с.
3. Конструкція літальних апаратів. Конструкція ЛА: [текст]: метод. вказівки до виконання курсового проекту для студентів спеціальності 134 "Авіаційна та ракетно-космічна техніка" / Уклад. – В. В. Сухов, О. М. Масько. – К.: НТУУ "КПІ", 2011. – 69 с.
4. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила часть ОПС нормы летной годности очень легких самолетов. – М.: ОАО "АВИАИЗДАТ", 2006. – 100 с.

5. Зайцев, В. Н. Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Киев: издательское объединение «Вища школа», Головное изд-во, 1978. – 488 с.

6. Niu M. Airframe structural design / Michael Chun-Yung Niu. – Hong Kong: Hong Kong Conmilit press LTD, 1989. – 612 с.

7. Niu M. Airframe stress analysis and sizing / Michael Chun-Yung Niu. – Hong Kong: Hong Kong Conmilit press LTD, 1997. – 802 с.

References

1. Zhytomyrskyj G. Y. Konstrukcyja samoletov / G. Y. Zhytomyrskyj. – M.: Mashynostroenye, 1995. – 415 s.

2. Konstrukcyja samoletov y vertoletov: - uchebnyk / V. S. Kryvczov, L. A. Malashenko, V. L. Malashenko, S. V. Trubaev. – X.: Nacz. aэrokosm. un-t «Xark. avyacz. yn-t», 2010. – 366 s.

3. Konstrukciya litalnyx aparativ. Konstrukciya LA: [tekst]: metod. vказivky do vykonannya kursovogo proektu dlya studentiv specialnosti 134 "Aviacijna ta raketno-kosmichna texnika" / Uklad. - V. V. Suxov, O. M. Mas`ko. - K. : NTUU "KPI", 2011. – 69 s.

4. Mezghosudarstvennj avyacyonnj komitet. Avyacyonne pravyla chast OLS normy letnoj godnosti ochen legkyx samoletov. – M.: OAO "AVYAIZDAT", 2006. – 100 s.

5. Zajcev V. N. Konstrukcyja y prochnost samoletov / V. N. Zajcev, V. L. Rudakov. – Kyev: yzdatelskoe obedynenye «Vyshha shkola», Golovnoe yzd-vo, 1978. – 488 s.

6. Niu M. Airframe structural design / Michael Chun-Yung Niu. – Hong Kong: Hong Kong Conmilit press LTD, 1989. – 612 s.

7. Niu M. Airframe stress analysis and sizing / Michael Chun-Yung Niu. – Hong Kong: Hong Kong Conmilit press LTD, 1997. – 802 s.

Надійшла до редакції 22.12.2023, розглянута на редколегії 22.12.2023

Automated design of an unmanned aerial vehicle wing spar

One of the most crucial objective in designing aircraft structures is to ensure their strength while meeting the requirement for minimal weight. In operation, the structure must withstand loads without failure, as well as be designed with the lowest possible weight and, in most cases, volume.

The determined geometric model of the structure based on the minimum weight criteria, reduces the overall weight of the aircraft which leads to: reducing the power requirements of the engine, and thus the cost of the aircraft; decreasing fuel consumption, making the aircraft cheaper in operation.

The weight of the wing is equal 30-50% of the aircraft empty weight. Depending on the structural and load-carrying scheme of the wing, the weight of the spars can range 7-30% of the wing's weight. Wing spar geometric model determination has a significant impact on the weight of the aircraft and thus on its cost and operational expenses.

The problems of the wing spar automated design of an unmanned aerial vehicle are considered. The concept of creating a wing spar of an unmanned aerial vehicle according to the minimum mass criterion is presented.

This study determines relation between the minimum required volume (weight) of the wing spar and the number of stiffeners as well as relations between the cross-section geometric properties of the spar (thicknesses of the flanges and web, flanges width) along its span.

This study proposes approach for determining geometrical model of the wing spar based on the minimum weight criteria, which can serve as a valuable reference for the design process of spars or similar beam elements. The determined geometrical model of the wing spar for unmanned aerial vehicle, derived from analogous aircrafts data, is applicable for preliminary design purposes in this class of aircraft.

Key words: unmanned aircraft, automated design, spar, wing.

Відомості про авторів:

Кушнір Дмитро Іванович – студент магістратури, студент, НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», м. Київ, Україна.

Конотоп Дмитро Ігорович – канд. техн. наук, провідний інженер ДП «АНТОНОВ», старший викладач, НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», м. Київ, Україна.

About the authors:

Kushnir Dmytro Ivanovych – master student, NTUU "KPI", Kyiv, Ukraine.

Konotop Dmytro Ihorovych – Ph.D. technical Sciences, Lead Engineer of "ANTONOV" company, Senior Lecturer, NTUU "KPI", Kyiv, Ukraine.