

УДК 629.735.33

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804212019197605>О. М. Бондаренко¹, доцент, к.т.н., І. О. Яценко², бакалавр

МЕТОД РОЗРАХУНКУ РЕСУРСУ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ПОСТОБРОБЛЕННЯМ РЕЗУЛЬТАТІВ КІНЦЕВО ЕЛЕМЕНТНИХ СТАТИЧНИХ РОЗРАХУНКІВ

En

In the article is describes the method of calculating of the element reliability by refining the results of static calculations. The calculation was made on the effect of the overloads that operate during the ground-air-ground cycle. By the static calculations of the wing model, the conditions of the schematized overloads were simulated. By means of computer-aided design, the necessary typical operations of calculating reliability were consistently implemented: determination of a critical point by static or modal calculation, reduction of the spatial load to uniaxial, reduction of the asymmetric load to symmetric, determination of the coefficient of fatigue quantity, building of the fatigue curve of the material recalculation, determination of limit fatigue cycles, determination of damage from each overloads separately. The Huber-Mises-Genka, Serensen-Kinasosvili, Nadai-Lode criteria's was implemented. A simplified expression is proposed and justified for calculating loads in a rib with an arrow-shaped wing. The expression allows you to select the ribs before the creating of a wing contour model and significantly save time for modeling. The contour model of the aircraft wing and its ribs are used in the calculations. The models are built on the theoretical surface of the wing. An example of calculation is provided. An example of the calculation of the reliability of the force frame of the wing and ribs of the aircraft type AN-24 is given. The calculated resource is the same as the maintenance period for the selected aircraft specified in the operational documentation. The calculation was carried out in the MSN Nastran finite element package and the Mathcad Express mathematical package.

Ru

В статье описан метод расчета ресурса элементов планера самолета путем постобработки результатов статических расчетов. В расчетах используется контурная модель крыла самолета и его нервюры. Модели построены по теоретической поверхности крыла. Представлено пример расчета. Расчет осуществлялся в конечноэлементном пакете типа MSN Nastran и математическом пакете типа Mathcad Express. Выделены особенности метода расчета для авиационных конструкций.

Вступ

Літаки легкого класу останнім часом мають стабільний попит на ринку авіаційної техніки. Однак на цьому ринку широко представлені двомісні літаки, менше чотиримісних літаків і дуже мало літаків бізнес класу на п'ять посадкових місць. Причиною цього є складність підтвердження на-

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

дійності зазначених літаків у певних вагових обмеженнях. Основною перевагою літака бізнес-класу є економія на витратах палива, приведених до одного пасажира. У разі, якщо витрати палива п'ятимісного літака на кожні 100 км польоту порівнюються із витратами автомобіля бізнес класу аналогічної місткості пасажирів, то використання літака замість автомобіля для дальніх переміщень стає привабливішим і за часом, і за комфортом. Надання розробнику літака можливості швидко і повноцінно оцінити ресурс кожного елементу конструкції дозволить створити літак із конкурентними характеристиками і прискорити проходження його сертифікації.

Постановка задачі

Для розрахунків встановимо наступні обмеження. Розрахунки будуть виконуватись для вже створеної розробником контурної моделі крила літака. Беремо готову схематизацію його перевантажень під час циклу земля-повітря-земля, яка одержана за показами блоку інерціальних датчиків на тестових польотах літаків аналогічного класу [1]. Необхідно за допомогою статичних розрахунків моделі крила досягти умов схематизованих перевантажень та запропонувати математичну модель для визначення ресурсу крила. Розрахунок ресурсу має здійснюватись із використанням систем автоматизованого проектування, однак складатись із типових операцій [2]:

- визначення критичної точки шляхом статичного або модального розрахунку,
- приведення навантаження до одноосьового за одним із критеріїв,
- приведення асиметричного навантаження до симетричного за одним із критеріїв,
- встановлення коефіцієнту конструкції,
- побудови кривої втомленості матеріалу та визначення за нею граничної кількості циклів навантажень,
- перерахунок циклів в загальний граничний час дії навантажень та кількість перельотів заданої тривалості.

Порядок моделювання

1. Побудуємо модель навантажень для крила довжиною 10 метрів. Нехай циклічним навантаженням будуть затухаючі коливання крил під час польоту від зриву потоку. Візуальні спостереження під час польоту показують, що у польоті виникають помітні коливання періодично, у середньому хоча б раз на 10 хвилин по 10 (десять) циклів із частотою коливань від 0,5 Гц до 2 Гц. Для літака із довжиною крила 10 метрів амплітуда затухаючих коливань помітна, із чого можна зробити висновок, що вона складає 0,25 ... 0,5 м. Для менших літаків із загальним розмахом крил до 10 метрів відповідно амплітуда коливань може скласти у

$2^3 = 8$ разів менше, оскільки жорсткість консольного кріплення залежить від кубу довжини [3]. Тривалість перельоту до точки посадки 4 години. Злітна вага літака у разі на пів розмаху крил 10 метрів складає 4 тони. Потрібно знайти кількість перельотів до регламенту планера літака у разі дії лише зазначеного циклічного навантаження

2. Знайдемо критичну точку дії навантаження. Зокрема, прикладемо до крила навантаження 100 кгс на кінець кесону (рис. 1).

Переміщення склали $\delta = 5$ см, механічні напруження σ_{eqv} , приведені до одновісного стану за четвертою теорією міцності (Губера-Мізеса-Генки)

$$\sigma_{eqv} = 0,7 \left((\sigma_1 - \sigma_2) + (\sigma_2 - \sigma_3) + (\sigma_3 - \sigma_1) \right)^{0,5} = 150 \text{ кгс/см}^2, \quad (1)$$

де $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – головні механічні напруження вздовж взаємно перпендикулярних осей. Зазначені напруження беруться із комп'ютерної розрахункової моделі вибором відповідних складових внутрішніх навантажень у елементах обшивки крила. Близькі за модулем напруження виникають також і у двовузлових елементах (рис. 1, а «Bar End A Max Comb Stress»), які моделюють шапки стрингерів та пояси лонжеронів.

У разі у 10 разів більшого переміщення $\delta^* = 50$ см, згідно із законом Гука у тензорній формі [3]

$$\sigma^* = E \cdot \varepsilon, \quad (2)$$

де E – модуль Юнга, ε – відносне подовження, механічні напруження стануть теж у 10 разів більшими $\sigma_a = 1500 \text{ кгс/см}^2$.

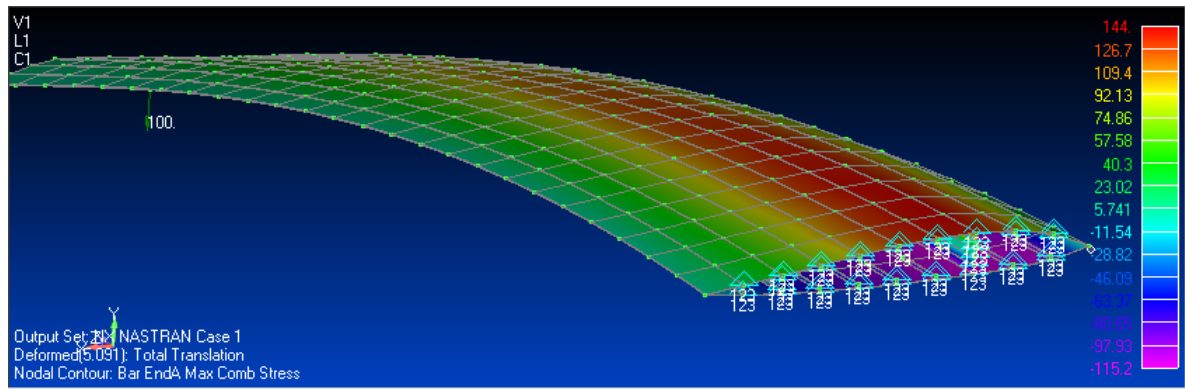
Найбільші напруження на рис. 1, а позначені червоним кольором і виникають у елементах біля кореневої нервюри. Оберемо критичну точку в поясі лонжерону біля кореневої нервюри. За формулою Серенсена-Кінасошвілі, еквівалентне напруження $\sigma_{a eqv}$ асиметричного циклу навантаження визначається за формулою:

$$\sigma_{a eqv} = \sigma_a + \psi_\sigma \sigma_m, \quad (3)$$

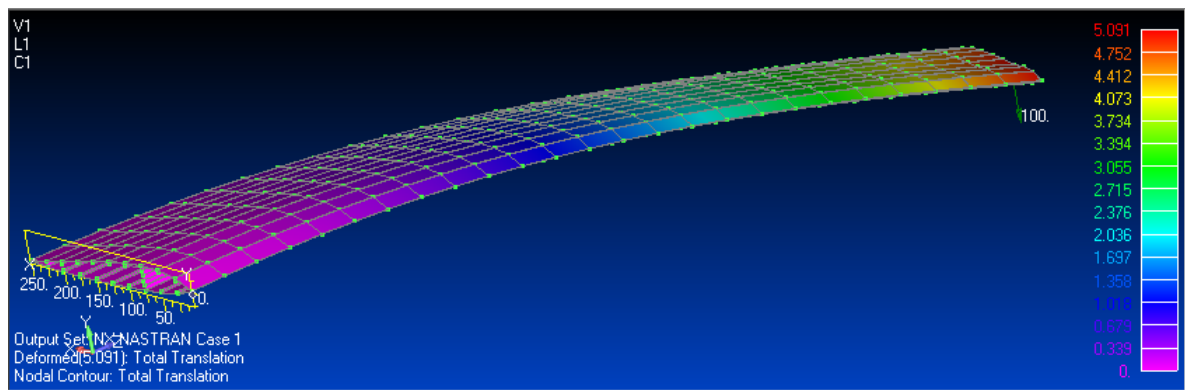
де σ_a, σ_m – амплітудне і середнє напруження взятого для розрахунків асиметричного циклу навантаження, ψ_σ – коефіцієнт врахування асиметрії циклу навантаження, який визначається формулою [1]

$$\psi_s = (2\sigma_{-1} - \sigma_0) / \sigma_0. \quad (4)$$

Тут σ_{-1} – границя витривалості під час симетричного циклу навантаження ($\sigma_m = 0$), σ_0 – границя витривалості під час пульсуючого (від нульового) циклу навантаження ($\sigma_a = \sigma_m$).



а)



б)

Рис. 1. Механічні напруження в стрижневих елементах (а) та переміщення (б) крила

Коливання у крилі відбуваються на фоні постійного прогину крила від підйомної сили. Тому на крило діють асиметричні цикли навантаження. Величина підйомної сили має витримувати вагу літака, тому на одне крило буде доводитись 2000 кгс. Завдяки лінійній залежності приросту сили и внутрішніх напружень [3], визначимо середнє навантаження у крилі $\sigma_m = 2250 \text{ кгс/см}^2$. Якщо взяти для алюмінію [1] $\psi_s = 0,3$, то за формулою (3), еквівалентні навантаження у крилі складуть:

$$\sigma_{a \text{ eqv}} = 1500 + 0,3 \cdot 2250 = 2175 \text{ кгс/см}^2.$$

3. Границя витривалості σ_d елемента конструкції

$$\sigma_d = K_d \sigma_{-1} \quad (5)$$

де K_d – коефіцієнт впливу конструкції елемента [2], який визначається за формулою:

$$K_d = \frac{1}{(K_\sigma / K_d + 1 / K_F - 1) / K_v}. \quad (6)$$

У виразі (6) K_{σ} – ефективний коефіцієнт концентрації напружень. Він визначається [2], як відношення границі витривалості гладкого зразка до границі витривалості зразка із концентратором напружень, за формулою

$$K_{\sigma} = 1 + (\alpha_{\sigma} - 1)q. \quad (7)$$

Тут α_{σ} – теоретичний коефіцієнт концентрації напружень, який зазвичай визначається за номограмами, q – коефіцієнт чутливості матеріалу до концентрації механічних напружень, зокрема, для алюмінію [2] $q = 0,4$. Інші коефіцієнти виразу (6):

- коефіцієнт K_d впливу абсолютних розмірів поперечного перерізу або масштабний фактор (відношення границі витривалості зразка заданого діаметра до границі витривалості зразка зі стандартним діаметром), який визначається на основі номограм;
 - коефіцієнт K_F впливу якості обробки поверхні (відношення границі витривалості зразка з розглянутою якістю обробки поверхні до границі витривалості зразка, на підставі якого була отримана крива Велера) визначається на основі номограм;
 - коефіцієнт K_v впливу поверхневого зміцнення (відношення границі витривалості зразка із розглянутою обробкою поверхні до границі витривалості не зміцненого зразка), визначається на основі номограм.
- Під час проведення розрахунків у формулах замість амплітуди σ_a напружень циклу підставляється величина

$$\sigma_{aД} = \sigma_a / K_d$$

Наприклад, формула (3) матиме вигляд:

$$\sigma_{a\text{ eqv}} = \sigma_a / K_d + \psi_{\sigma} \sigma_m. \quad (8)$$

Сумарне ушкодження ψ , накопичене у небезпечній точці досліджуваної конструкції за заданих умов навантаження складається із суми часткових ушкоджень ψ_i , викликаних дією одного зі схематизованих навантажень, і визначається за формулою [2]:

$$\psi = \sum_{i=1}^{Nb} \psi_i = \sum_{i=1}^{Nb} \frac{k_i}{N_i}, \quad \psi_i = \frac{k_i}{N_i}, \quad (9)$$

де k_i – кількість циклів заданої амплітуди, N_i – гранична кількість таких циклів, N_b – кількість схематизованих навантажень із різною амплітудою.

У випадку опису процесу накопичення ушкоджень рівнянням (9), умова руйнування записується у вигляді:

$$\psi \geq a_p, \quad (10)$$

де a_p – число, близьке до «1».

Визначимо теоретичний коефіцієнт концентрації напружень за допомогою *CAD*-системи. Відповідно до рис. 2, в окремих елементах конструкції, наприклад, на нервюрі у місці дії сили, виникають дотичні напруження, які перевищують напруження в стержневих елементах.

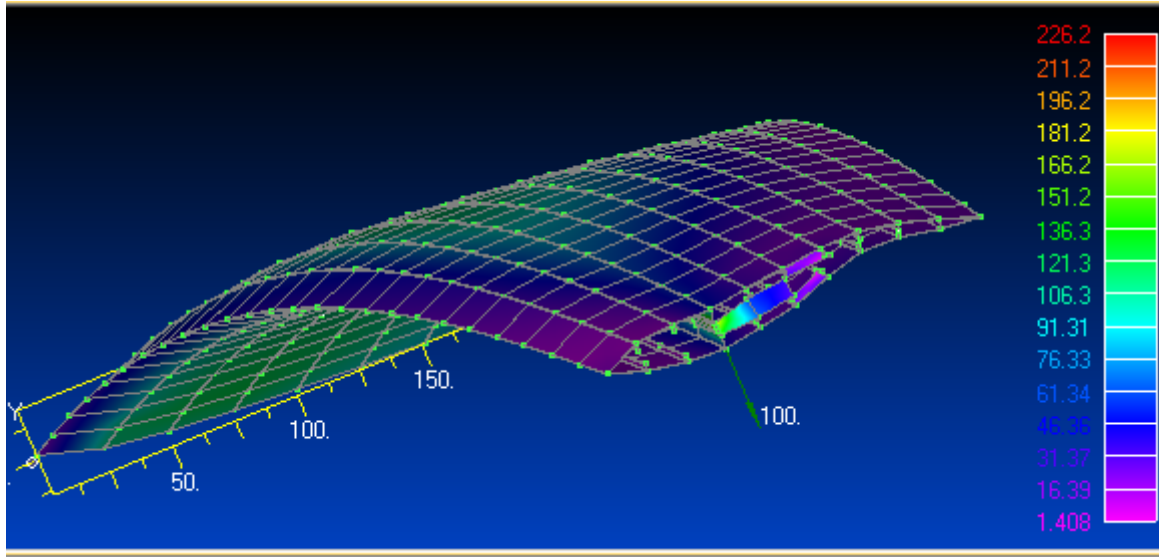


Рис. 2. Розподіл напружень із врахуванням їх концентрації в елементах

Зокрема, вони близькі до 2260 кгс/см^2 у разі 1000 кгс поперечної сили від ваги літака (фактична вага літака у 10 разів більше, ніж представлено на рис. 2 та використано для моделювань величини прогину крила раніше). Тоді коефіцієнт концентрації напружень можна визначити прямим шляхом, не використовуючи експериментальні номограми:

$$\alpha_{\sigma} = \sigma_{\text{ном}} / \sigma_{\text{max}} = 1500 \text{ кгс/см}^2 / 2260 \text{ кгс/см}^2 = 0,67. \quad (11)$$

Коефіцієнт впливу якості обробки поверхні $K_F = 0,7$ у стані поставки (лінія 5 на рис. 3) згідно номограми [4] у разі границі міцності $\sigma_T = 485 \text{ МПа}$.

Ефективний коефіцієнт концентрації напружень відповідно до (7)

$$K_{\sigma} = 1 + (\alpha_{\sigma} - 1) \cdot q = 1 + (0,67 - 1) \cdot 0,4 = 0,868. \quad (12)$$

У розрахунковій моделі еквівалентний радіус шапки лонжерону складає 3 мм (згідно із параметрами моделі у елементі стержневого типу). Тестові зразки зазвичай мають радіус 5 мм . У разі перевищення радіусу перетину на 2 мм , коефіцієнт площі зменшується на $0,02$ од. [2]. За правилом складання малих величин, при такому ж зменшенні радіусу перетину на 2 мм у порівнянні із тестовим зразком, вийдемо на збільшення зазначеного масштабного коефіцієнта на $0,02$ од., тобто $K_d = 1,02$.

Зміцнення поверхні в алюмінієвому катаному профілі не проводять, тому відповідний коефіцієнт впливу зміцнення $K_v = 1$. За формулою (6) знаходимо значення конструктивного коефіцієнту

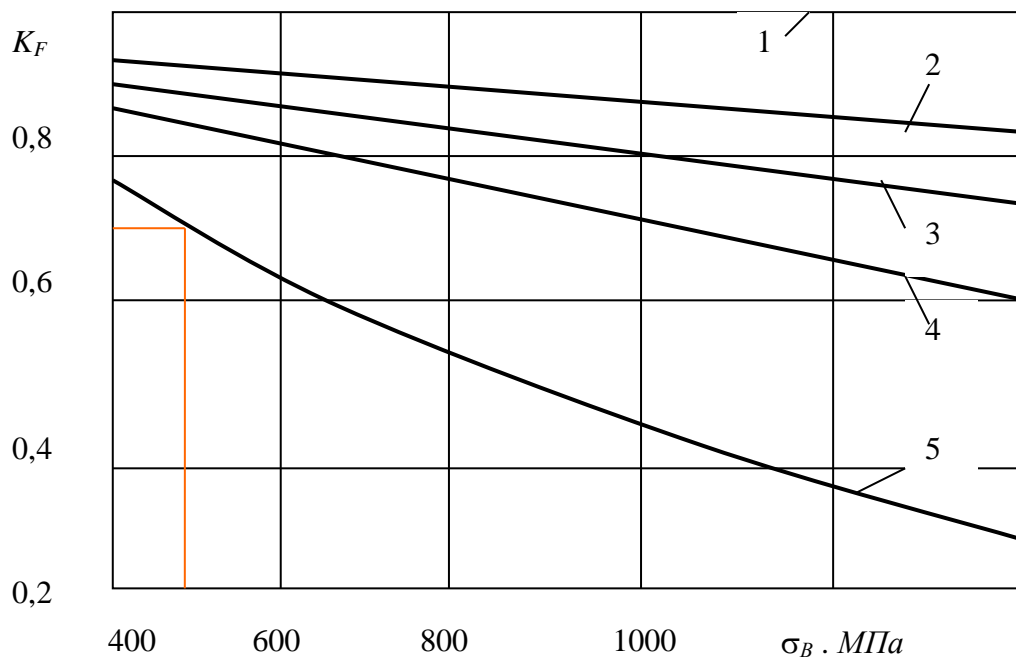


Рис. 3. Номограма для визначення коефіцієнту якості обробки поверхні: 1 - обробка поверхні шляхом полірування, 2 - обробка поверхні шляхом шліфування, 3 - обробка поверхні шляхом тонкого точіння, 4 - обробка поверхні шляхом грубого точіння, 5 - у стані поставки

$$K_d = 1 / (0,868 / 1,02 + 1 / 0,7 - 1) / 1 = 0,78. \quad (13)$$

4. Визначасмо еквівалентне напруження циклічного навантаження:

$$\sigma_d = 2175 / 0,78 = 2780 \text{ кгс/см}^2.$$

5. Вид напружено-деформованого стану для елементів конструкції планеру крила можна визначити за схемою перетину (рис. 4).

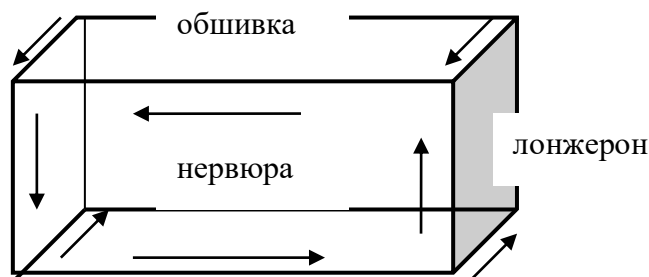


Рис. 4. Схема навантажень крила

У стержневих (двох вузлових) елементах, які моделюють пояс лонжерону та окантовку нервюри, виникає переважно розтягнення-стиснення. Тому слід використати криву витривалості для розтягнення-стиснення. В плоских елементах стінок лонжерону і нервюри діють також навантаження стиснення і розтягнення.

Перевіримо вид напружено-деформованого стану в елементах обшивки за параметром Надаї-Лоде [2]:

$$\chi_{\sigma} = 2 \cdot (\sigma_2 - \sigma_3) / (\sigma_1 - \sigma_3) - 1. \quad (14)$$

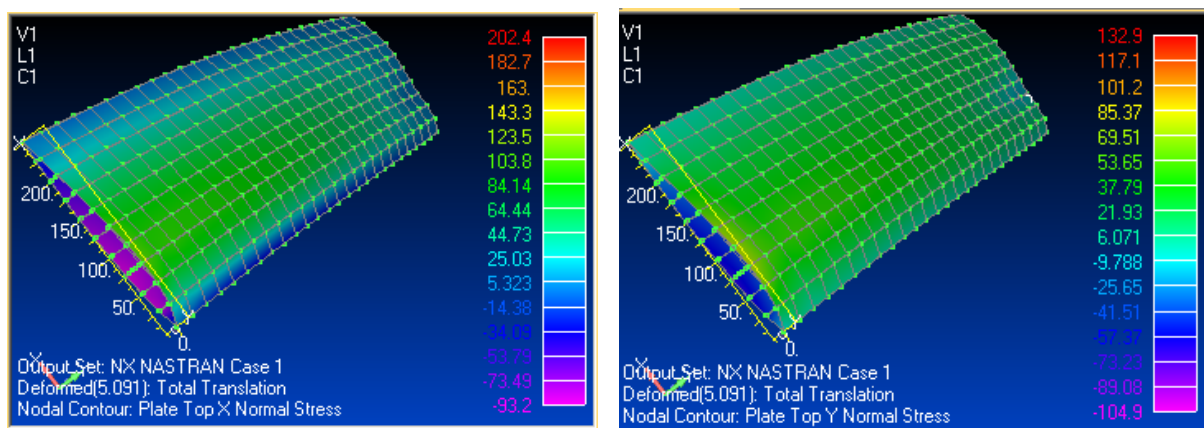
У залежності від значення параметра, напружений стан відповідає одному із наступних видів:

$\chi_{\sigma} = -1$ – одноосьове розтягнення; $\chi_{\sigma} = 1$ – одноосьове стиснення;

$\chi_{\sigma} = 0$ – чистий зсув; $-1 < \chi_{\sigma} < -0,5$ – розтягнення;

$-0,5 < \chi_{\sigma} < 0,5$ – зсув; $0,5 < \chi_{\sigma} < 1$ – стиснення.

За результатами статичного розрахунку моделі крила визначимо компоненти механічних напружень у елементах обшивки $\sigma_1 = 123 \text{ кгс/см}^2$ (рис. 5, а), $\sigma_2 = 69 \text{ кгс/см}^2$ (рис. 5, б), $\sigma_3 = 0$ у випадку плоского напруженого стану. Якщо зазначене підставити до виразу (14), одержимо:



а)

б)

Рис. 5. Компоненти нормальних напружень у листах обшивки

$$\chi_{\sigma} = 2 \cdot (69 - 0) / (123 - 0) - 1 \approx 0. \quad (15)$$

Такий стан відноситься до чистого зсуву, який у плоскому випадку приводить до розтягнення-стиснення [2].

Для стержневих елементів моделі лонжерону максимальні осьові напруження біля кореневої нервюри дорівнюють $\sigma_1 = 151 \text{ кгс/см}^2$ (рис. 6).

Осьові напруження складають основну частину сумарних напружень $153,5 \text{ кгс/см}^2$ (рис. 7) у тих же двох вузлових елементах, тобто $\sigma_2 \approx \sigma_3 \approx 0$.

Відповідно до виразу (14) одержимо:

$$\chi_{\sigma} \approx 2 \cdot (0 - 0) / (\sigma_1 - 0) - 1 = -1. \quad (16)$$

Такий напружено-деформований стан відноситься [1] до одноісного розтягнення.

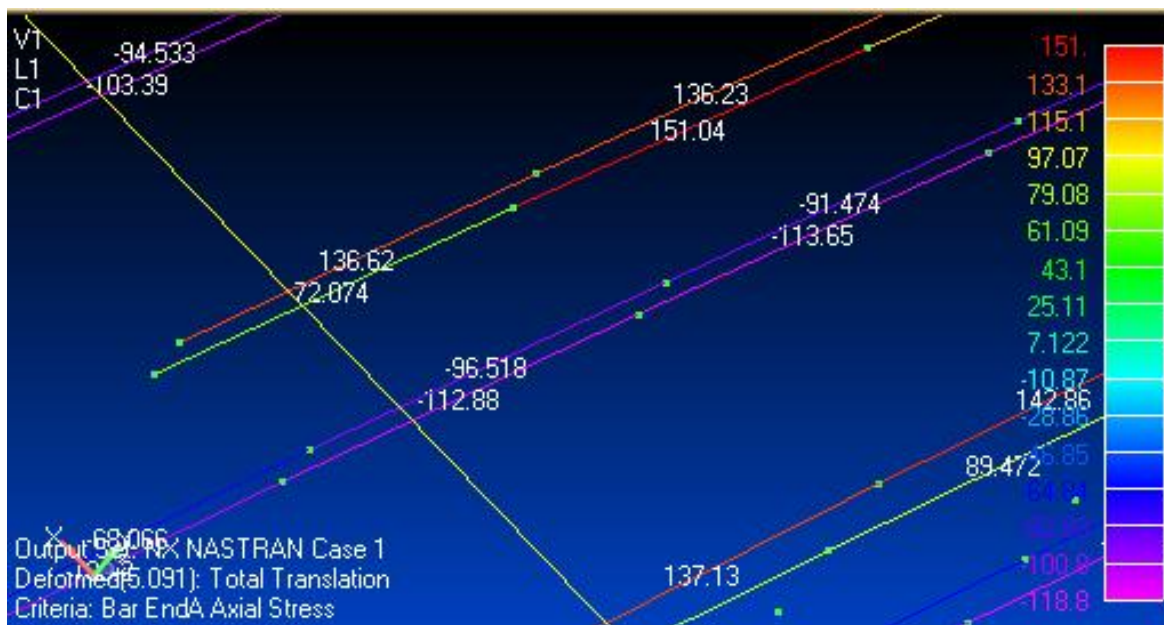


Рис. 6. Осьові нормальні напруження у двох вузлових елементах

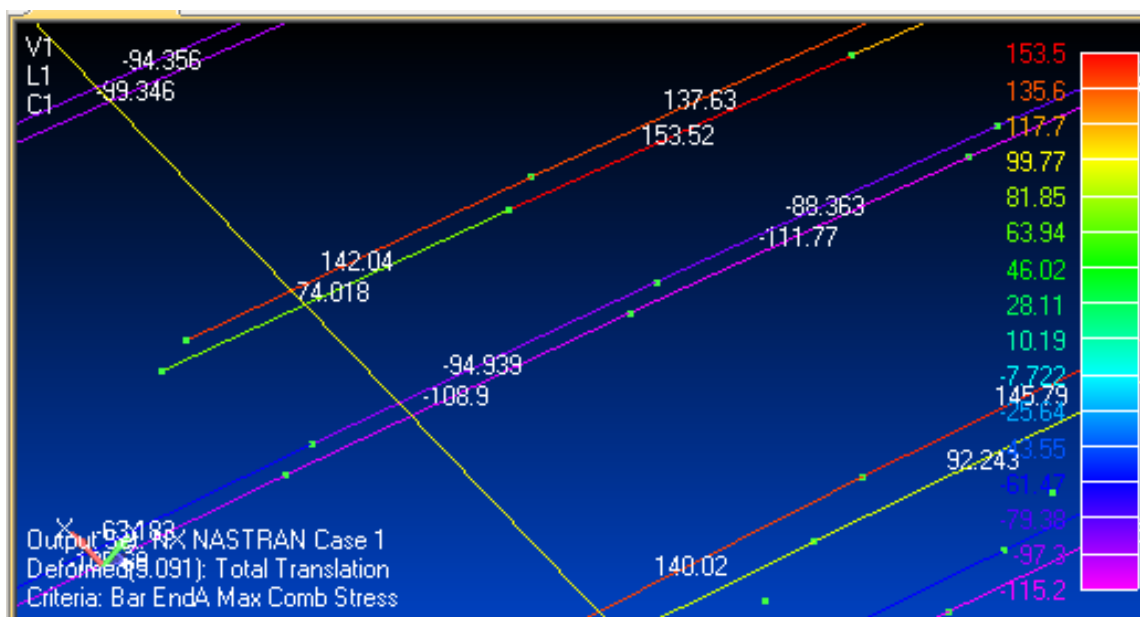


Рис. 7. Максимальні сумарні напруження у двох вузлових елементах

7. Визначимо параметри кривої витривалості для алюмінію на основі загальнодоступних даних. Скористаємось довідковими даними щодо витривалості різних матеріалів, розміщеними у табл. 1 [1]. Довідкові дані не дають координати точки перегину. Однак, крива Велера, представлена у [3] (рис. 8), має дуже близьке до табл. 1 значення амплітуди напруження у разі $5 \cdot 10^8$ циклах, що дає підстави скористатись нею під час подальших розрахунків.

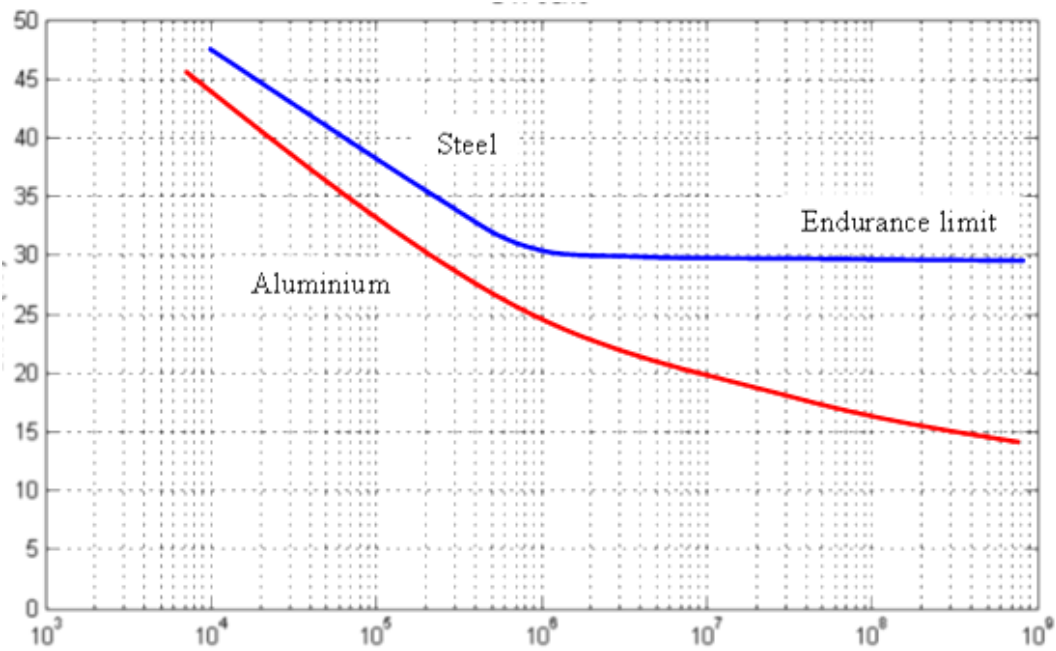


Рис. 8. Крива Веллера із числовими даними

Таблиця 1.

Типові механічні властивості деформованих алюмінієвих сплавів, що змінюються термічною обробкою

Сплав		Стан	Границя міцності у разі розтягнення	Границя текучості у разі розтягнення	Подовження, зразок 50 мм		Твердість	Витривалість	Модуль пружності
					Плоский, товщина 1,6 мм	Круглий, діаметр 1,3 мм			
AA EN ISO	ГОСТ 4784	AA EN ISO	МПа	МПа	%		НВ**	МПа	10 ³ МПа
		0	185	95		18	45	90	73
2014	АКВ	T4	425	290		20	105	140	73
		T6	485	415		13	135	125	73
2017	Д1	0	180	70		22	45	90	72
		T4	425	275		22	105	125	72
2117	Д18	T4	295	165		27	70	95	71
		0	185	75	20	22	47	90	73
2024	Д16	T3	485	345	18		120	140	73
		T4	470	325	20	19	120	125	73

Розділ 1. Інформаційні системи

Сплав	Стан	Границя міцності у разі розтягнення	Границя текучості у разі розтягнення	Подовження, зразок 50 мм		Твердість	Витри-валість	Модуль пружності
				Плоский, товщина 1,6 мм	Круглий, діаметр 1,3 мм			
	0	175	75	18				73
	T42	360	185	20				73
	T31	360	250	17				73
2219	T37	395	315	11				73
	T62	415	290	10			105	73
	T81	455	350	10			105	73
	T87	475	395				105	73
2618 АК4-1ч	T61	440	370		10	115	125	74
	0	125	55	25	30	30	60	69
6061 АДЗЗ	T4	240	145	22	25	65	95	69
	T6	310	275	12	17	95	95	69
	0	90	50			25	55	69
	T1	150	90	20		42	60	69
	T4	170	90	22				69
6063 АДЗ1*	T5	185	145	12		60	70	69
	T6	240	215	12		73	70	69
	T83	255	240	9		82		69
	T831	205	185	10		70		69
	T832	290	270	12		95		69
	0	150	85		18	43		69
6066	T4	360	205		18	43		69
	T6	395	360		12	120	110	69
	T7351	495	435		12			72
	0							
7050	T7451	525	470		11			72
	T7651	550	490		11			72
	0	230	105	17	16	60		72
7075	T6	570	505	11	11	150	160	69

* найближчий аналог

** навантаження 5000 Н і шарик діаметром 10 мм

*** 500 млн. циклів

Для сплаву алюмінію Д16 границя міцності під час термообробки ТЗ становить 475 МПа (4750 кгс/см²), границя витривалості 140 МПа (1400 кгс/см²) у разі 500 млн. циклів. За раніше обчисленому $\sigma_d = 2780$ кгс/см², за графіком рис. 8 одержимо кількість циклів до руйнування під час розтягнення-стиснення $N_C = 3 \cdot 10^5$.

8. Визначимо характеристики витривалості при умовах польоту, заданих у п. 1. За одну годину зустрічаються 6 циклів, у кожному відбувається по 10 коливань. Разом $n = 60$ коливань за годину. Кількість годин нальоту до вичерпання ресурсу N_C :

$$i_N = N_C / n \approx 15000 \text{ годин}$$

і кількість польотів

$$15000 \text{ год} / 4 \text{ год} = 3750.$$

Відповідно до регламенту обслуговування літака АН-24 [4], час нальотів (ресурс) може досягати 10 000 годин. Тоді за виразом (9) можна обчислити частину від загального пошкодження літака, яку вкладає циклічне навантаження, зазначене у п. 1:

$$\psi_1 = 10000 / 15000 = 0,67. \quad (17)$$

Для визначення повної картини пошкоджень планеру літака, необхідно розглянути також інші циклічні навантаження, які виникають під час зльоту і посадки літака, переході на різні висоти згідно із визначеним режимом польоту. А також скласти і більш докладно розглянути моделі місця стику крила із центропланом, кесону із від'ємною частиною крила.

9. Для наближеної оцінки окружних навантажень на нервюру під дією підйомної сили, пропонується схема приведення їх до ваги літака P і кута стрілоподібності χ . Окружні навантаження у нервюрі виникають саме із-за стрілоподібності крила [7]. Якщо зорієнтувати модель крила у плані (рис. 9), можна побачити співвідношення між довжиною L_s відокремленої секції крила та зміщенням профілю Δ на цій довжині, для прикладу, $\chi = \Delta / L_s = 0,3$ радіан, що дорівнює приблизно $\chi = 18^\circ$.

Нехай для літака із пів розмахом крила близько $L/2 = 8$ метрів, сила ваги складатиме орієнтовно $P = 4$ тони (4000 кгс). Тоді величина крутного моменту під дією підйомної сили при малому куті стрілоподібності χ , із припустимою для інженерних розрахунків точністю, складе:

$$M_{кр} = M \cdot \sin^2(\chi) \approx (P/2) \cdot (L/2) \cdot \chi^2 = 2000 \cdot 8 \cdot 0,3^2 = 1600 \text{ кгс м.}$$

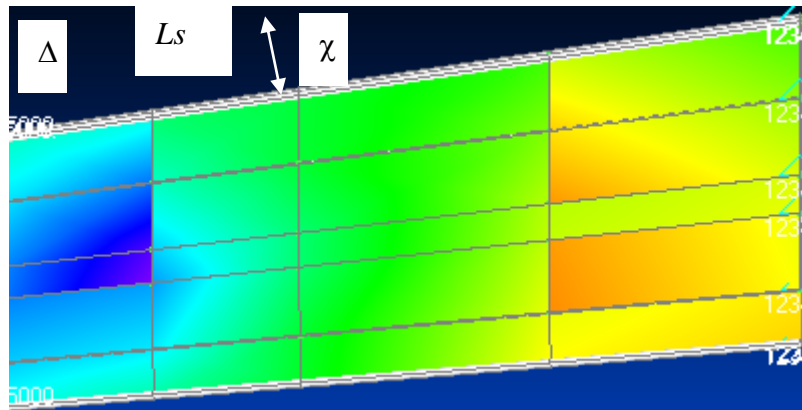
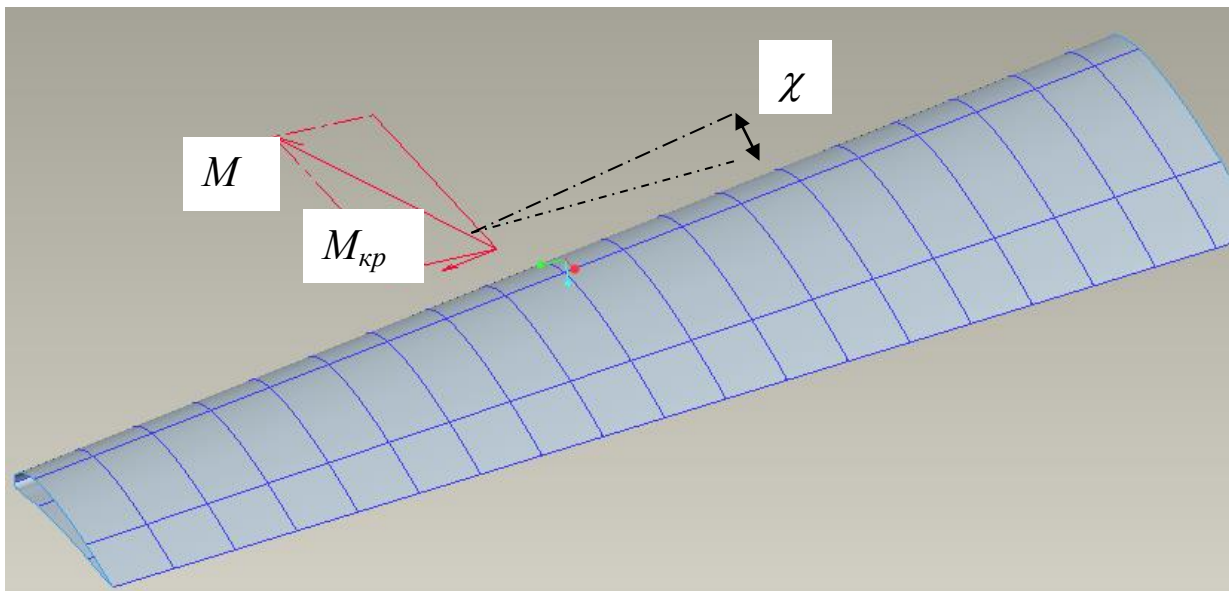


Рис. 9. Секція крила у плані

Нехай крило по довжині містить $N = 20$ нервюр 9 (рис. 10), якщо крок нервюри брати із діапазону 350...450 мм.

Рис. 10. Орієнтація моменту M на крилі від підйомної сили

Для зменшення рутинної роботи під час побудови у комп'ютерних прикладних пакетах оптимізаційної моделі крила, візьмемо подвійні нервюри із подвійним кроком. Тоді на кожному подвійному нервюру висотою профілю, у середньому $b = 0,4$ м (рис. 11), прийдеться пара сил:

$$Fq = [M_{кр}/(N/2)]/(2 \cdot b) = [(P/2) \cdot (L/2) \cdot \chi^2 / (N/2)] / (2 \cdot b). \quad (18)$$

У разі подовження крила $(L/2/H) = 5$, де $H \approx 2,5b$ – довжина хорди крила (рис. 10), вираз (13) можна спростити для окремого випадку:

$$Fq = [(P/2) \cdot (L/2 / (2 \cdot b)) \cdot \chi^2] / (N/2) \approx (P/2) \cdot \chi^2 / (N/2). \quad (19)$$

Вираз (19) підтверджує зазначене вище припущення, що із достатньою для розрахунків точністю, величина окружної сили, яка виникає у нервюрі під дією крутного моменту $M_{кр}$, дорівнює вазі літака, поділеній на

кількість нервюр, із масштабним коефіцієнтом – синусом кута стрілоподібності χ .

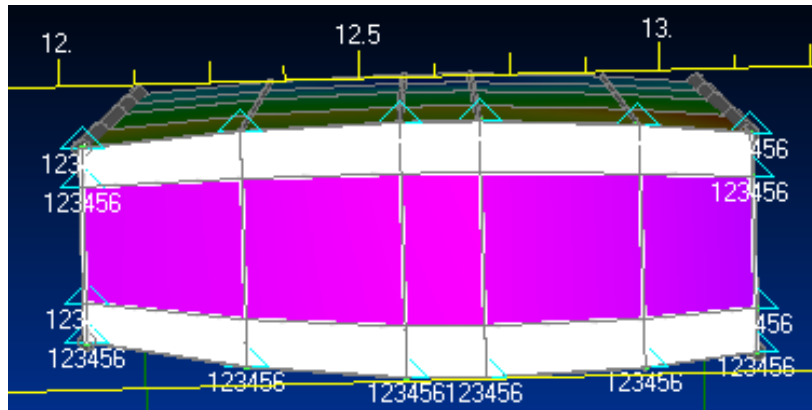


Рис. 11. Секція крила у перерізі

10. Розглянемо дію крутних сил на нервюру під час злету і посадки літака із використанням комп'ютерної оптимізаційної моделі секції крила, побудованої у прикладних пакетах (рис. 12). Для цього зосередимо половину (20000 Н або 2000 кгс) всієї ваги літака, яка доводиться на одне крило, в одному крайньому вузлі кінцевої нервюри. Для аналізу виберемо не кінцеву нервюру, яка не в повній мірі відображає реальне навантаження, оскільки сила насправді буде дещо розподілена по крилу, а середню нервюру, де найменший вплив матимуть умови кріплення та навантаження.

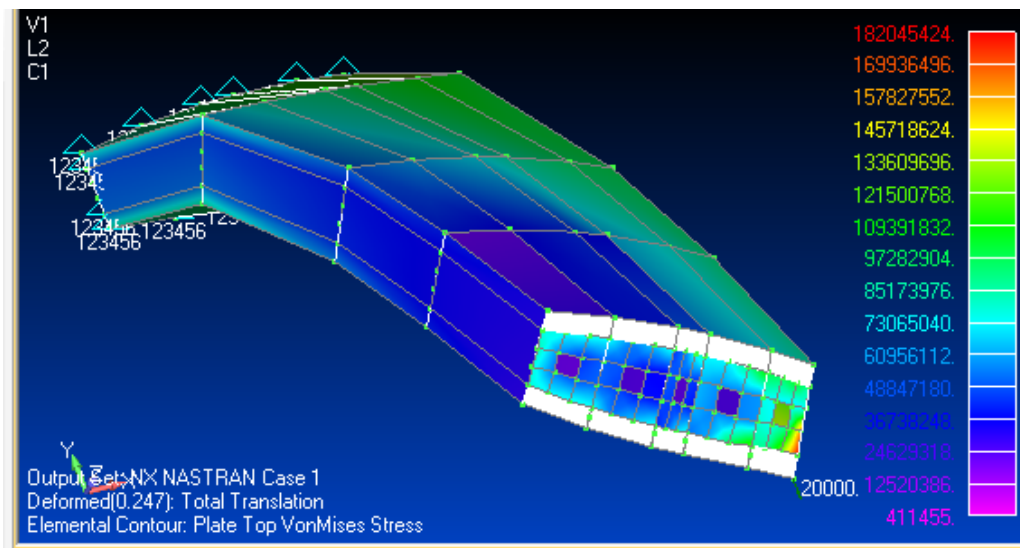


Рис. 12. Навантаження секції крила літака із кутом стрілоподібності

Напружено-деформований стан у нервюрі крила літака підтверджує припущення п. 9, що у стінці нервюри існують взаємно протилежні окружні сили, які діють вздовж напрямку польоту літального апарату (*Plate X Membrane Force* на рис. 13) у верхній (синьо-зелений колір на

рис. 13 відповідає значенню плюс $50 \cdot 10^3 \text{ Н/м}$) та у нижній (фіолетовий колір на рис. 13 відповідає мінус $50 \cdot 10^3 \text{ Н/м}$).

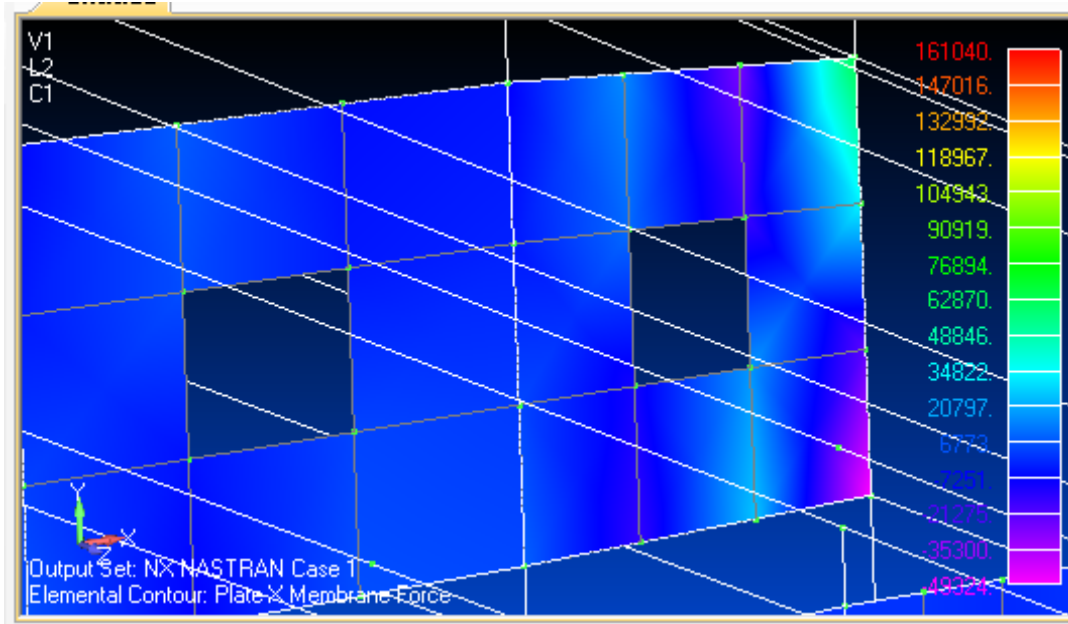


Рис. 13. Сили у серединній поверхні вздовж повздовжньої осі літального апарату

Також дія сил у серединній поверхні нервюри вздовж осі дії підйомної сили (*Plate Y Membrane Force* на рис. 14) показує, що у кожному із елементів нервюри, розташованому між стрингерами, діє не однорідна сила, а момент сил (на рис. 14 мінус $50 \cdot 10^3 \text{ Н/м}$ зверху ліворуч і знизу праворуч у секції нервюри).

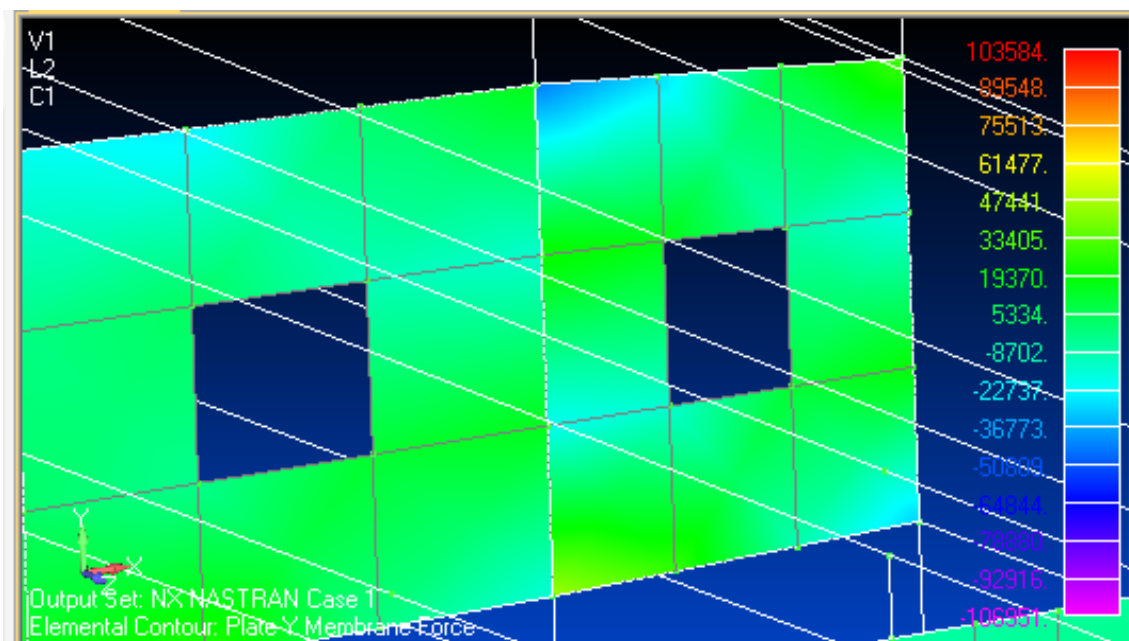


Рис. 14. Сили у серединній поверхні вздовж поперечної осі літального апарату

Для напевного визначення окружних сил, які діють на нервюру, подивимося в моделі крила осьові механічні напруження у двох вузлових елементах, які окантовують нервюру (рис. 15).

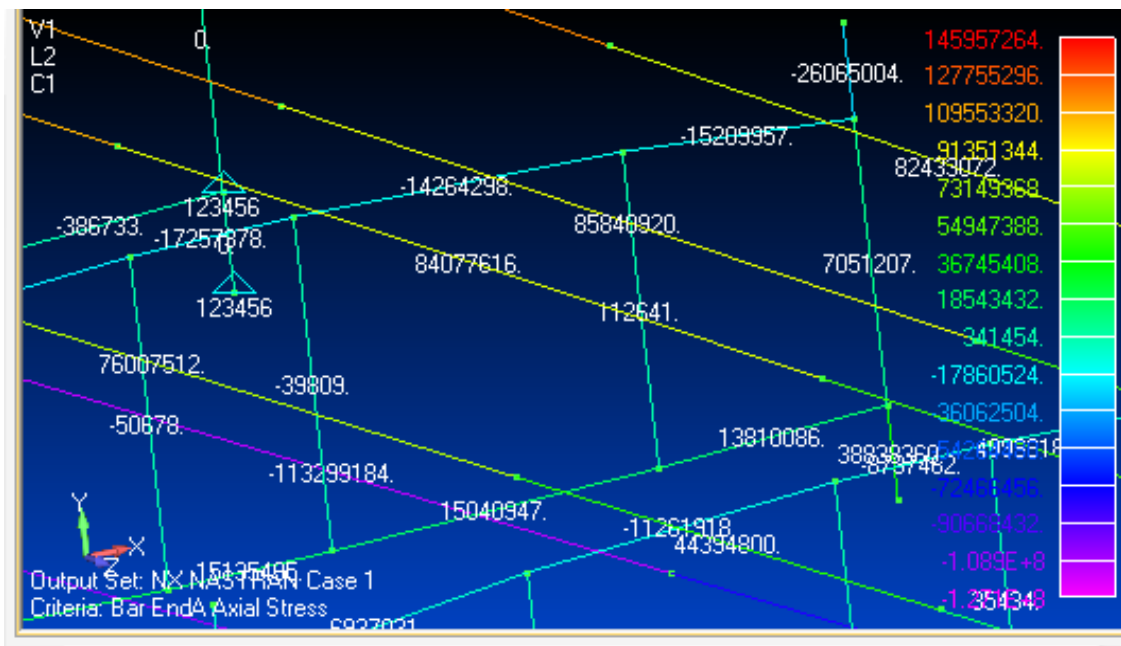


Рис. 15. Механічні напруження у двох вузлових елементах, що окантовують

У верхній частині нервюри діють щонайменше напруження $\sigma_B = -1,4 \cdot 10^7$ Па, у нижній частині нервюри діють у середньому напруження $\sigma_H = +1,4 \cdot 10^7$ Па. Якщо помножити зазначені напруження на площу перетину елемента, що окантовує (*Area, A* на рис. 16) $S_o = 7 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$, одержимо окружні сили, які діють у нервюрі: $F = \sigma_H \cdot S_o = 100 \text{ Н}$.

Якщо знайти величину пари сил, поділивши половину ваги літака на кількість нервюр у крилі із урахуванням кута стрілоподібності, як це запропоновано формулою (14), отримаємо:

$$F_q = (P / 2) \cdot \chi^2 / (N / 2) = 2000 \text{ кгс} \cdot 0,3^2 / 20 = 10 \text{ кгс} = 100 \text{ Н}. \quad (20)$$

Одержаний у виразі (20) результат дуже близький до взятого із розрахункової комп'ютерної моделі $F = \sigma_H \cdot S_o = 100 \text{ Н}$, що також підтверджує достатню точність запропонованої у цьому пункті спрощеної схеми визначення окружних навантажень у нервюрі. І хоча у моделі рис. 12 присутня лише одна секція крила, яка складається із 5-х нервюр, проте момент пропорційний плечу самого моменту, тому під час розрахунку цілого крила збільшення моменту підйомної сили (за рахунок збільшення його довжини) візьме на себе пропорційно більша кількість нервюр (крок встановлен-

ня нервюр мало змінюється по довжині крила). Таким чином, навантаження в окремо взятій нервюрі не зміниться.

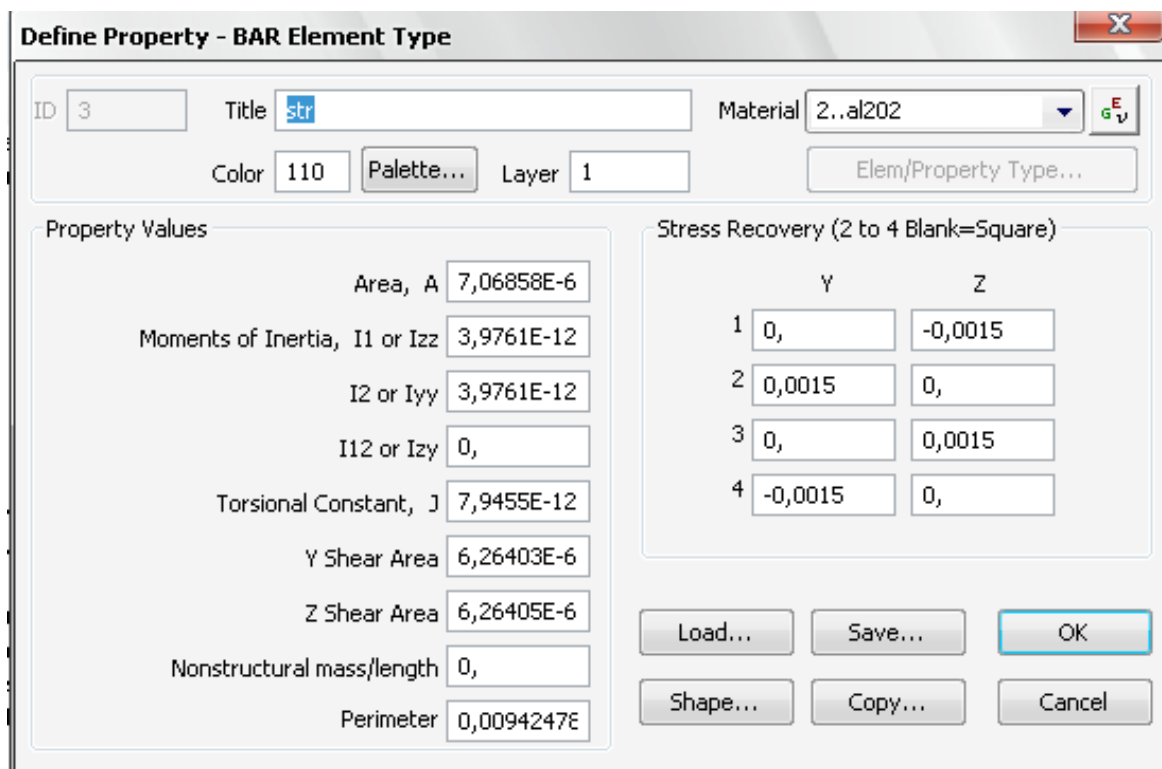


Рис. 16. Властивості двох вузлового елемента нервюри

Спрощена схема визначення навантажень у нервюрі дозволить відразу здійснювати проектний розрахунок ресурсу нервюри окремо від ресурсу крила в цілому. Це надасть наступні переваги:

- завчасно підбирати параметри нервюри для оптимізаційної моделі,
- більш докладно дослідити нервюру із використанням засобів комп'ютерного твердотільного моделювання.

Висновки

Представлені приклади розрахунку в основному направлені на демонстрацію механізму розрахунку витривалості за допомогою інтеграції CAD і CAM-систем. Як показує приклад, запропонований метод прогнозування ресурсу авіаційних конструкцій на базі попереднього статичного розрахунку дозволяє скласти простий послідовний програмний модуль в доступних математичних пакетах. Це дозволить зменшити витрати на програмне забезпечення для проведення розрахунків та контролювати кожен крок розрахунків, при необхідності вносячи в них корективи. Запропонована спрощена схема визначення навантажень на елементи конструкції крила дозволить використати максимально точні моделі силових елементів конструкції літальних апаратів. Для точного розрахунку необхідно використати

більшу (максимально узагальнюючу) кількість зовнішніх впливів на етапі систематизації навантажень.

Список використаної літератури

1. *Агамиров Л. В.*, Райхер В. Л. – М: МЭИ, 2018. – 203 с.
2. *Берендеев Н. Н.* Применение системы ANSYS к оценке усталостной долговечности. – Нижний Новгород: ННГУ. – 2006. – 83 с.
3. *Феодосьев В. И.* Сопротивление материалов – М.: Наука. – 1986. – 512 с.
4. Расчеты на прочность деталей машин: Справочник / Биргер И. А., Шор Б. Ф., Иосилевич Г. Б. – М. Машиностроение, 1993. – 640 с.
5. Вікіпедія: адреса https://uk.wikipedia.org/wiki/Границя_витривалості
Регламент обслуговування літаків АН-24, АН-26.
http://www.aviadocs.net/RLE/An-26/CD1/RTO/RO_24_26_500_06_ch1.pdf
7. *Гребеньков О. А.* Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение. – 1984. – 240 с.
8. *Болотин В. В.* Прогнозирование ресурса машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1984. – 312 с.