

В. Ю. Мірошніков, О. Б. Савін, В. М. Соболь

**НАВАНТАЖЕННЯ НА ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ
У РОЗРАХУНКОВИХ РЕЖИМАХ**

2023

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

В. Ю. Мірошніков, О. Б. Савін, В. М. Соболев

**НАВАНТАЖЕННЯ НА ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ
У РОЗРАХУНКОВИХ РЕЖИМАХ**

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2023

УДК 629.7.015.4(075.8)
М64

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. І. В. Шумаков,
канд. техн. наук, доц. С. В. Бутнік

Мірошніков, В. Ю.

М64 Навантаження на літальний апарат у розрахункових режимах [Електронний ресурс] : навч. посіб. / В. Ю. Мірошніков, О. Б. Савін, В. М. Соболев. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2023. – 116 с.

Розглянуто визначення інерційних та аеродинамічних характеристик ЛА в цілому за відповідними характеристиками агрегатів, параметрів розрахункових режимів, піднімальних сил, що створюються агрегатами літального апарата, а також внутрішніх сил у перерізах корпусу ЛА. Описано методику зрівноваження ЛА.

Для студентів, які вивчають дисципліну «Розрахунок літального апарата на міцність», під час виконання курсового проєкту. Може бути корисним під час дипломного проєктування для розрахунків міцності.

Іл. 24. Табл. 29. Бібліогр.: 4 назви

УДК 629.7.015.4(075.8)

© Мірошніков В. Ю., Савін О. Б.,
Соболь В. М., 2023

© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2023

ВСТУП

Вибір розрахункового режиму й визначення величин і характеру розподілу зовнішніх навантажень, що діють на літальний апарат у розрахунковому режимі, є першими і найбільш вагомими етапами розрахунку міцності.

Виконання цих етапів є частиною курсового проєкту з дисципліни "Розрахунок літального апарата на міцність". При цьому питання, що розглядаються, відповідають змісту розділів лекційного курсу з цієї дисципліни, на викладання якого в ХАІ відводиться 60 год.

З безлічі літальних апаратів тут розглядаються лише безпілотні крилаті літальні апарати, призначені для польоту в атмосфері. Для апаратів такого типу весь час експлуатації може бути розбитий на кілька етапів, кожному з яких відповідають специфічні умови навантаження (транспортування залізницею або автотранспортом до місця старту, транспортування носієм, установлення на стартовий пристрій, старт, політ і т. д.). Оскільки для основних силових елементів конструкції планера літального апарата визначальними є навантаження в польоті, тут розглядається лише цей клас навантажень.

Таким чином, у посібнику описано польотні випадки навантаження крилатих безпілотних літальних апаратів.

Визначення зовнішніх навантажень для розрахунку міцності літального апарата (проєктувального й перевірного) зводиться до виконання послідовності взаємозв'язаних завдань (етапів):

1. Вибір типу розрахункового режиму.
2. Визначення параметрів розрахункового режиму.
3. Визначення піднімальних сил і сил лобового опору агрегатів літального апарата, а також кутів атаки α і кутів відхилення керувальної поверхні δ , піднімальних сил, сил лобового опору агрегатів.

4. Перехід до зв'язаної системи координат.
5. Зрівноваження літального апарата (за принципом Даламбера).
6. Побудова епюр внутрішніх сил у перерізах агрегатів.

Політ літального апарата складається з двох ділянок:

I. Неманеврена ділянка польоту, на якій літальний апарат розганяється під дією тяги прискорювачів. Траєкторія неманевреної ділянки польоту є відомою; характерною особливістю навантаження є наявність великих поздовжніх сил від тяги прискорювачів. Перевантаження n_x є великим, і перевантаження n_{y1} істотно відрізняється від n_y .

II. Маневрена ділянка польоту, на якій літальний апарат певного типу рухається за командами системи наведення. Траєкторія цього руху заздалегідь невідома. Зазвичай прискорювачі є скидними, тяга маршового двигуна порівняно з тягою прискорювачів є невеликою, інтенсивність поздовжніх навантажень на маневреній ділянці є набагато меншою, ніж на неманевреній. Перевантаження n_{y1} і n_y мало відрізняються один від одного.

Методики виконання кожного з перелічених вище завдань щодо визначення зовнішніх навантажень є різними для маневреної та неманевреної ділянок польоту.

Зміст курсового проєкту визначається як компроміс між суперечливими міркуваннями: з одного боку, бажано забезпечити вміння вирішувати весь комплекс питань міцності літального апарата, причому найточнішими сучасними методами, а з іншого – слід урахувати дуже обмежений час студента. За специфікою спеціальності можливість застосування ЕОМ залежить від досить складних організаційних заходів. У зв'язку з цим методика вирішення окремих питань суттєво спрощується внаслідок зниження точності одержуваних результатів.

1. ВИБІР РОЗРАХУНКОВОГО РЕЖИМУ

У кожний момент польоту літального апарата його стан описується кількома параметрами, що визначають величину й розподіл навантажень, які діють на літальний апарат (ЛА). До таких параметрів належать:

- G – вага літального апарата;
- V – швидкість польоту;
- H – висота польоту;
- T – сила тяги двигуна (маршової – для маневреної ділянки польоту; сумарна тяга прискорювачів – для неманевреної);
- n_y – перевантаження в напрямку осі Oy швидкісної системи координат.

Як сукупність цих параметрів, так і відповідний момент польоту називають випадком навантаження або режимом літального апарата. Розрахунковим називається такий режим ЛА, якому відповідає максимальна інтенсивність навантаження всього ЛА в цілому або його окремих частин (агрегатів).

У кожній точці траєкторії на ЛА діють сили, пов'язані з усталеним рухом ЛА по траєкторії. Величини цих сил визначаються траєкторними навантаженнями.

Крім того, можливою є дія сил, що виникають під впливом збурень: поривів вітру або коливань ЛА, спричинених відхиленням керувальних поверхонь. Під час вибору розрахункового режиму вважають, що в будь-який момент польоту можливою є одночасна дія обох груп сил. Для кількісного аналізу змінення навантажень у польоті та для вибору розрахункового режиму необхідно застосовувати числові критерії, які характеризують інтенсивність діючих навантажень. Прикладами таких критеріїв є такі величини:

– $Q_1 = n_{x1} G$ – критерій, що визначає інтенсивність поздовжніх навантажень, що діють на ЛА;

– $Q_2 = n_{y1} G$ – критерій, що визначає інтенсивність поперечних навантажень, що діють на ЛА;

– $Q_3 = n_y G$ – критерій, що застосовується замість критерію Q_2 для наближеного оцінювання інтенсивності поперечних навантажень на маневреній ділянці польоту, для якої виконується вираз $n_y \approx n_{y1}$;

– $Q_4 = n_y G (\sigma_B / \sigma_{Bt})$ – комбінований критерій, що застосовується для маневреної ділянки польоту й характеризує одночасно інтенсивність поперечних навантажень і теплових впливів на ЛА (тут σ_B – границя міцності матеріалу силової конструкції ЛА при нормальній температурі, а σ_{Bt} – при температурі t^0).

Крім наведених тут критеріїв застосовуються й інші, що враховують навантаження окремих частин ЛА. За допомогою критеріїв навантаження розрахунковий режим визначається як таке положення ЛА, якому відповідає максимально можливе значення критерію, що розглядається.

Більш конкретні вказівки щодо вибору розрахункових режимів наводяться у спеціальних галузевих нормативних виданнях. Відхилення від цих указівок є неприпустимим.

2. ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РОЗРАХУНКОВОГО РЕЖИМУ

Параметри розрахункового режиму визначаються на основі кількісного аналізу руху ЛА методами дисципліни "Динаміка польоту". У курсовому проєкті з дисципліни "Розрахунок на міцність ЛА" цей етап значно скорочено, і частина параметрів розрахункового режиму (G , H , T) задається у вихідних даних до проєкту. Тут розглянемо лише деякі окремі питання, вирішення яких передбачено завданням на проєкт.

2.1. Інерційні характеристики літального апарата

До інерційних характеристик ЛА належать:

- положення центра мас ЛА;
- момент інерції J_z мас ЛА відносно осі Oz .

Розглянемо визначення цих характеристик.

2.1.1. Дискретна модель ракети

Для спрощення розрахунків, пов'язаних з визначенням центра мас і моменту інерції ЛА, а також з визначенням і врахуванням масових сил, ракету замінюють системою зосереджених вантажів, розташованих на абсолютно жорсткій осі. При вирішенні питання щодо розміщення цих вантажів уздовж осі враховується та обставина, що маси, розташовані всередині корпусу ракети, зазвичай кріпляться до шпангоутів. Тому в місцях кріплення шпангоутів конструкція корпусу навантажується значними зосередженими силами. У зв'язку з цим природно розташувати зазначені зосереджені вантажі саме в точках, де вісь ракети перетинає площину шпангоутів. Кажуть, що зосереджені вантажі розташовуються "на шпангоутах".

У курсовому проєкті зосереджені вантажі слід розміщувати на стикових шпангоутах, тобто на шпангоутах, що обмежують відсіки (розбивка ЛА на відсіки наводиться у вихідних даних).

Не слід брати (у проєкті) більше десяти зосереджених вантажів.

Маса кожного із зосереджених вантажів визначається масами відсіків, що прилягають до відповідного стикового шпангоута.

Маса кожного з відсіків визначається як сума:

$$M_n = (M_{нач})_n + (\Delta M_{корп})_n + (\Delta M_{приск})_n + (\Delta M_{конс})_n, \quad (2.1)$$

де $(M_{нач})_n$ – маса "начинки" n -го відсіку (маса обладнання, палива, заряду або

механізмів, розташованих усередині n -го відсіку), що задається у ваговому зведенні;

$(\Delta M_{корп})_n$ – маса силових елементів конструкції корпусу на довжині аналізованого n -го відсіку; ця величина визначається приблизно, у припущенні про рівномірний розподіл зазначеної у вихідних даних маси несної конструкції корпусу;

$(\Delta M_{приск})_n$ – частина маси прискорювача, що відповідає частині довжини прискорювача й потрапляє в простір між площинами шпангоутів, які обмежують n -й відсік; вважають, що маса прискорювача рівномірно розподілена по його довжині;

$(\Delta M_{конс})_n$ – частина маси консолей крила, рулів або стабілізатора, що відповідає частині площі цих консолей, що потрапляє між площинами шпангоутів, які обмежують n -й відсік.

Прийнято, що маса консолей рівномірно розподіляється по їх площях, отже, частка маси консолей є пропорційною частці їх площ, які потрапляють у зону відсіку.

Після визначення мас усіх відсіків слід перевірити правильність рівності

$$\sum M_n = M_{ЛА}, \quad (2.2)$$

де M_n – маса n -го відсіку;

$M_{ЛА}$ – маса всього ЛА,

$$M_{ЛА} = M_{конс}^{\Sigma} + M_{приск}^{\Sigma} + M_{корп} + \sum (M_{нач})_n. \quad (2.3)$$

Тут $(M_{нач})_n$ – маса «начинки» n -го відсіку, що задається у ваговому зведенні;

$M_{корп}$ – маса несної конструкції корпусу;

$M_{приск}^{\Sigma}$ – сумарна маса прискорювачів;

$M_{конс}^{\Sigma}$ – сумарна маса консолей усіх несних і керувальних поверхонь

(крила, рулів, стабілізатора).

Маса кожного відсіку порівну розподіляється між двома шпангоутами, розташованими на його межах. Винятком є перший носовий відсік, маса якого розподіляється так: третина маси припадає на вершину носової частини (нульовий вантаж), а дві третини – на перший шпангоут.

Отже, маси зосереджених вантажів визначаються так:

- маса нульового вантажу дорівнює третині маси першого відсіку;
- маса першого вантажу дорівнює сумі двох третин маси першого відсіку й половини маси другого відсіку;
- маса другого й наступних вантажів дорівнює півсумі мас, що прилягають до цього вантажу (шпангоута) відсіків;
- маса останнього вантажу дорівнює половині маси останнього відсіку.

Після визначення мас усіх вантажів необхідно перевірити, чи виконується рівність

$$\sum M_i = M_{ЛА}, \quad (2.4)$$

де M_i – маса i -го зосередженого вантажу. Не допускається похибка, що перевищує одну тисячну маси ЛА. Неминучу похибку округлення слід розподілити по вантажах для того, щоб сумарна маса вантажів точно дорівнювала масі $M_{ЛА}$, обчисленій за формулою (2.3).

2.1.2. Положення центра мас

Кожний зосереджений вантаж має масу M_i та довжину носика \bar{x}_i (величини \bar{x}_i , що є додатними, слід визначати за кресленням).

Відстань від носика до центра мас системи зосереджених вантажів, що розглядаються замість ЛА, визначається формулою

$$\bar{x}_T = \frac{1}{M_{ЛА}} \sum M_i \bar{x}_i.$$

Координати \bar{x}_{1i} вантажів у зв'язаній системі координат (напрямок осі Ox_1 є протилежним до напрямку осі \bar{x}) визначають так:

$$\bar{x}_{1i} = \bar{x}_T - \bar{x}_i. \quad (2.6)$$

Після обчислення величин x_{1i} для всіх вантажів необхідно зробити перевірку правильності визначення положення центра мас, тобто перевірити виконання рівності

$$\sum M_i x_{1i} = 0. \quad (2.7)$$

Відносна похибка, яка визначається як різниця сум додатних і від'ємних доданків, віднесена до меншої з цих двох сум, не повинна перевищувати однієї десятої відсотка.

Можливі й інші способи схематизації ЛА для визначення центра ваги. Оскільки всі способи є наближеними, то дають різні результати. Важливо, щоб у процедурі зрівноваження (див. розд. 5) була така сама схематизація, як і при визначенні положення центра ваги, у протилежному випадку зрівноважити ЛА з достатньою точністю не вдасться.

Результат проведених обчислень слід подати у вигляді табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Результати проведених обчислень

Параметр	Номер вантажу			
	1	2	...	<i>n</i>
M_i			...	
x_{1i}			...	

Масовий момент інерції ЛА визначається формулою

$$J_z = \sum_{i=1}^n M_i x_{1i}^2. \quad (2.8)$$

2.2. Похідні коефіцієнта піднімальної сили ЛА

У розрахунках, пов'язаних з визначенням максимального перевантаження й кута атаки ЛА, фігурують коефіцієнти C_{YLA}^α і C_{YLA}^δ ЛА в цілому, тоді як у завданні на проєкт наводяться лише значення коефіцієнтів C_{Yj}^α і C_{Yj}^δ його окремих агрегатів. Розглянемо методику визначення похідних коефіцієнта піднімальної сили C_{YLA}^α і C_{YLA}^δ через значення відповідних похідних агрегатів.

Використовується лінеаризоване подання піднімальної сили ЛА в цілому

$$Y = Y^\alpha \alpha + Y^\delta \delta = qS \left(C_{YLA}^\alpha \alpha + C_{YLA}^\delta \delta \right), \quad (2.9)$$

де $q = 0,5\rho V^2$ – швидкісний напір;

S – характерна площа ЛА (вибирається довільно, наприклад, $S = S_{кр}$).

З іншого боку, піднімальна сила ЛА є сумою піднімальних сил його агрегатів:

$$Y = Y_{корп} + Y_{кр} + Y_p + Y_{приск} + Y_{стаб}, \quad (2.10)$$

і для кожного з цих доданків можна записати формулу

$$Y_j = qS_j \mu_j \left[C_{Yj}^\alpha (1 - \varepsilon_j^\alpha) \alpha + C_{Yj}^\delta \delta_j \right], \quad (2.11)$$

де μ_j – коефіцієнт гальмування потоку, що потрапляє на агрегат;

ε_j^α – коефіцієнт скосу потоку, що потрапляє на агрегат;

δ_j – кут відхилення поверхні (при нормальній схемі і при схемі "качка" відхиляються тільки рулі, для решти агрегатів $\delta_j = 0$; при схемі "поворотне крило" відхиляється крило, для решти агрегатів $\delta_j = 0$);

S_j – характерна площа j -го агрегата, тобто площа, до якої віднесені задані коефіцієнти C_{Yj}^α і C_{Yj}^δ (наприклад, якщо ці коефіцієнти отримано за результатами продувок, то суть терміна "характерна площа" впливає з

формули, за якою визначається коефіцієнт $C_Y^\alpha = \frac{Y}{qS\alpha}$, де сила Y вимірюється на аеродинамічних вагах).

Підставивши (2.11) у (2.10) і порівнявши отримані вирази з (2.9), отримаємо формули для C_{YLA}^α і C_{YLA}^δ :

$$C_{YLA}^\alpha = \sum C_{Yj}^\alpha (1 - \varepsilon_j^\alpha) \mu_j \frac{S_j}{S} \quad (2.12)$$

(де індекс « j » перетворюється на індекси: «корп» (корпус), «кр» (крило), «р» (руль), «стаб» (стабілізатор), «приск» (прискорювач)):

$$C_{YLA}^\delta = C_{Yp}^\delta \mu_p \frac{S_p}{S}. \quad (2.13)$$

Для схеми "поворотне крило" керування за тангажем забезпечується поворотом крила, тому у формулі (2.13) замість індексу «р» буде індекс «кр».

Часто використовують наближену рівність для поворотних поверхонь

$$C_{Yj}^\delta \approx C_{Yj}^\alpha. \quad (2.14)$$

2.3. Коефіцієнт C_{x0} літального апарата

Для визначення сили лобового опору ЛА при нульовому куті атаки

$$X_o = -C_{x0} qS \quad (2.15)$$

коефіцієнт C_{x0} необхідно виразити через коефіцієнти сил лобового опору агрегатів при нульовому куті атаки. Використовуючи прийом, аналогічний застосованому для визначення похідних коефіцієнта піднімальної сили, отримаємо

$$C_{x0} = \sum C_{xoj} \mu_j \frac{S_j}{S}. \quad (2.16)$$

2.4. Положення центрів тиску агрегатів

Для подальших розрахунків необхідно визначити положення центрів тиску кожного з агрегатів (координати x_{Ij} точки прикладення піднімальної сили кожного з агрегатів).

Положення цих точок визначається характером розподілу повітряних навантажень і залежить від їх величини. Якщо немає даних щодо дренажних продувок ЛА, то слід використовувати наближені правила [1], якими регламентується характер розподілу повітряних навантажень, узятий для розрахунку міцності (для вирішення інших завдань ці правила можуть бути неприйнятними).

Положення центрів тиску необхідно знати для визначення коефіцієнтів m_z^α і m_z^δ моменту тангажу, а також для зрівноваження ЛА та побудови епюр внутрішніх сил по довжині корпусу.

2.4.1. Центр тиску носової частини корпусу

Якщо носова частина має параболічну форму, то піднімальна сила $Y_H \approx Y_{корп}$ розподіляється за законом квадратної параболи

$$q_H(x) = \frac{Y_{корп}}{l_H} \frac{6\bar{x}(l_H - \bar{x})}{l_H^2}, \quad (2.17)$$

де l_H – довжина носової частини, а \bar{x} відраховується від носика. Центр тиску в цьому випадку знаходиться на середині довжини носової частини:

$$\bar{x} = 0,5l_H. \quad (2.18)$$

Координата центра тиску носової частини корпусу у зв'язаній системі координат визначається виразом

$$x_{1корп} = x_{10} - 0,5l_H, \quad (2.19)$$

де x_{10} – координата вершини носової частини ЛА.

Якщо носова частина має конічну форму, то характер змінення погонного повітряного навантаження $q_H(x)$ описується схемою, яку зображено на рис. 2.1.

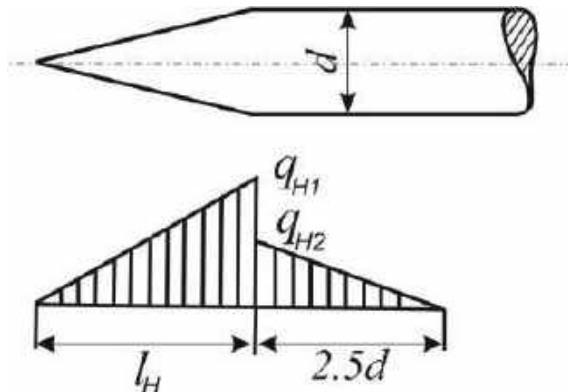


Рис. 2.1. Носова частина конічної форми

При цьому вважають, що погонне навантаження, розподілене по носовій частині, дорівнює $\frac{2}{3} Y_{корп}$, а погонне повітряне навантаження, розподілене по передній частині циліндра, $-\frac{1}{3} Y_{корп}$.

Використовуючи ці умови, знаходимо

$$q_{H1} = \frac{4}{3} \frac{Y_{корп}}{l_H}; \quad (2.20)$$

$$q_{H2} = \frac{4}{15} \frac{Y_{корп}}{d}. \quad (2.21)$$

Тут припускається, що збурення, спричинене зломом твірної, поширюється на довжину $2,5d$. Відстань від носика до центра тиску (положення рівнодійної) визначають за правилом важеля:

$$x_{1корп} = x_{10} - \left(\frac{7}{9} l_H + \frac{5}{18} d \right). \quad (2.22)$$

Якщо носова частина являє собою повітрязабірник з центральним тілом, то вважають, що рівнодійна повітряних сил $Y_{корп}$ прикладена в перерізі по зрізу сопла повітрязабірника.

2.4.2. Центр тиску крила

Центри тиску крила, руля та стабілізатора визначаються однаково.

Піднімальна сила крила $Y_{кр}$ складається з двох частин:

$$Y_{кр} = Y_{п.к.ч} + Y_{конс}^{\Sigma} \quad (2.23)$$

Тут $Y_{п.к.ч}$ – піднімальна сила підкорпусної частини крила, тобто піднімальна сила, що виникає на ділянці корпусу через вплив крила на обтікання корпусу. Ця величина визначається наближеною формулою

$$Y_{п.к.ч} = \psi Y_{кр}, \quad (2.24)$$

де

$$\psi = \xi \frac{2(3 + 2\xi)}{5(1 + \xi)^2}, \quad (2.25)$$

причому

$$\xi = \frac{d}{l}, \quad (2.26)$$

де l – розмах крила, $l = d + 2l_{конс}$;

d – діаметр корпусу.

Сумарна піднімальна сила консолей визначається виразом

$$Y_{конс}^{\Sigma} = (1 - \psi) Y_{кр}. \quad (2.27)$$

Піднімальна сила підкорпусної частини крила під час розрахунку на міцність вважається рівномірно розподіленою по довжині бортової хорди, тому точка прикладення сили $Y_{п.к.ч}$ знаходиться на середині довжини бортової хорди. Сумарна піднімальна сила чотирьох консолей прикладена з урахуванням симетрії крила до осі корпусу. Координата точки прикладення $Y_{конс}^{\Sigma}$ дорівнює координаті точки прикладення піднімальної сили однієї консолі. Для знаходження цієї координати використовують рівність

$$Q_{\text{конс}} = \frac{M_{\text{пр}}}{N_{\text{конс}}}, \quad (2.28)$$

де $N_{\text{конс}}$ – піднімальна сила однієї консолі;

$M_{\text{пр}}$ – момент повітряних сил консолі відносно довільно вибраної осі зведення Oz , перпендикулярної до осі Ox_1 . Зручно вибрати цю вісь так, щоб вона проходила через носик бортової хорди, тоді $Q_{\text{конс}}$ – відстань від носика бортової хорди до центра тиску консолі.

Момент відносно осі Oz створюється погонним повітряним навантаженням, яке розподіляється згідно із законом відносної циркуляції

$$q_{\text{пов}} = \frac{N_{\text{конс}}}{l_{\text{конс}}} \Gamma(z). \quad (2.29)$$

Момент визначається як інтеграл вигляду

$$M_{\text{пр}} = \int_0^{l_{\text{конс}}} q_{\text{пов}} (a+c) dz, \quad (2.30)$$

де $a+c$ – відстань від осі зведення Oz до точки прикладення погонного повітряного навантаження в перерізі (рис. 2.2).

Із порівняння формул (2.28)–(2.30) випливає, що

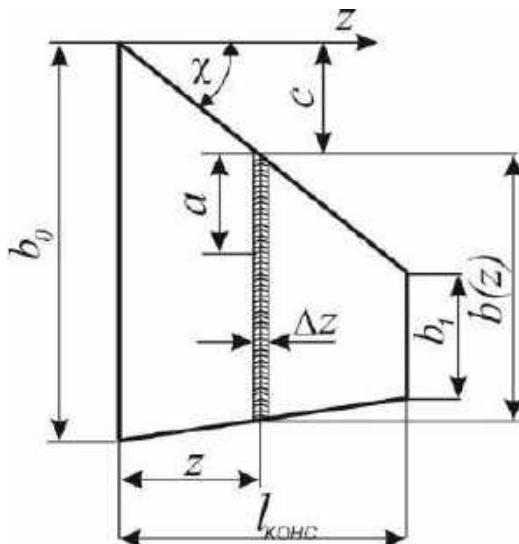


Рис. 2.2. Зображення перерізу консолі

$$Q_{\text{конс}} = \frac{1}{l_{\text{конс}}} \int_0^{l_{\text{конс}}} \Gamma(z) (c+a) dz. \quad (2.31)$$

Відстань від осі Oz до передньої кромки крила

$$c = z \operatorname{tg}(\chi_{\text{неп}}), \quad (2.32)$$

а відстань від носика до центра тиску профілю

$$a = \bar{a}(z) b(z). \quad (2.33)$$

Для підінтегральної функції введемо позначення

$$f(z) = \Gamma(z)(c + a). \quad (2.34)$$

Інтеграл (2.34) обчислюється наближено за формулою трапецій

$$\int_0^{l_{\text{конс}}} f(z) dz \approx \frac{\Delta z}{2} (f_0 + 2f_1 + \dots + 2f_{n-1} + f_n). \quad (2.35)$$

Для обчислення за цією формулою довжину консолі слід розбити на 10 ділянок перерізами, паралельними до бортової хорди. Ширина ділянки

$$\Delta z = 0,1l_{\text{конс}}, \quad (2.36)$$

координата i -го перерізу

$$z_i = i\Delta z_i \quad (i = 0, 1, 2, \dots, 10). \quad (2.37)$$

Для кожного з перерізів за довідковими даними визначають η і \bar{a}_i . За кресленням (або розрахунком) визначають хорди b_i . За формулою (2.34) обчислюють f_i , а потім

$$Q_{\text{конс}} \approx 0,05(f_0 + 2f_1 + \dots + 2f_9 + f_{10}). \quad (2.38)$$

Знаючи точки прикладення сил $Y_{\text{конс}}^{\Sigma}$ і $Y_{\text{п.к.ч}}$, можна знайти відстань від носика бортової хорди до точки прикладення сумарної піднімальної сили, використовуючи співвідношення (2.23), (2.24), (2.27):

$$Q_{\text{кр}} = Q_{\text{конс}}(1 - \psi) + 0,5b_0\psi, \quad (2.39)$$

де b_0 – довжина бортової хорди консолі.

Координата центра тиску крила у зв'язаній системі координат

$$x_{1\text{кр}} = x_{1\text{БХ}} - a_{\text{кр}}, \quad (2.40)$$

де $x_{1\text{БХ}}$ – координата носика бортової хорди.

Для визначення центрів тиску руля та стабілізатора (якщо він є) використовується така сама методика. Для спрощення розрахунків через малі розміри руля можна (у курсовому проєкті) уважати, що центр тиску руля знаходиться на середині його бортової хорди.

2.5. Похідні коефіцієнта моменту тангажу

Момент тангажу M_z визначається через коефіцієнт моменту m_z :

$$M_z = m_z q_\infty SL, \quad (2.41)$$

де L – характерний лінійний розмір літального апарата, який при використанні викладеної нижче методики можна вибрати довільно (наприклад, довжина літального апарата).

Для виконання розрахунків, пов'язаних з визначенням навантажень на ЛА, необхідно знати похідні від коефіцієнта моменту по куту атаки (m_z^α) і куту відхилення руля (m_z^δ). Для обчислення цих похідних виконується зіставлення двох виразів для визначення моменту M_z .

З одного боку, момент тангажу можна подати як розкладання функції $M_z(\alpha, \delta)$ в околі деякої точки (α_0, δ_0) , у якій $M_z = M_{z0}$:

$$M_z \approx M_{z0} + q_\infty SL \left[m_z^\alpha (\alpha - \alpha_0) + m_z^\delta (\delta - \delta_0) \right]. \quad (2.42)$$

З іншого боку, момент тангажу можна подати як суму моментів повітряних сил агрегатів відносно осі Oz , що проходить через центр мас ЛА. При цьому зручно використовувати розкладення цих сил на осі зв'язаної системи координат, оскільки сили X_{lj} в утворенні моменту M_z не беруть участі:

$$M_z = \sum Y_{lj} x_{lj}. \quad (2.43)$$

Тут Y_{lj} – проекція повітряної сили j -го агрегата на вісь Oy_1 зв'язаної системи координат;

x_{lj} – координати центра тиску j -го агрегата (див. підрозд. 2.4).

Прирівнявши (2.42) і (2.43), отримуємо співвідношення, у яке входять невідомі величини m_z^α і m_z^δ :

$$M_{z0} + q_\infty SL \left[m_z^\alpha (\alpha - \alpha_0) + m_z^\delta (\delta - \delta_0) \right] = \sum Y_{lj} x_{lj}. \quad (2.44)$$

Здиференціювавши обидві частини рівності (2.44) за α , отримаємо вираз

$$m_z^\alpha = \sum \frac{Y_{lj}^\alpha x_{lj}}{q_\infty SL}. \quad (2.45)$$

Здиференціювавши (2.44) за δ , одержуємо вираз

$$m_z^\delta = \frac{Y_{l\delta}^\delta x_{l\delta}}{q_\infty SL}. \quad (2.46)$$

В останньому виразі враховано, що від δ залежить тільки повітряна сила агрегата, який відхиляється.

Відомо, що піднімальні сили агрегатів Y_j лінійно залежать від α і δ , а залежність Y_{lj} від цих кутів є досить складною. Тому для обчислення похідних, що входять у формули (2.45) і (2.46), зручно виразити Y_{lj} через Y_j . Це можна зробити за допомогою формули повороту осей

$$Y_{lj} = Y_j \cos(\alpha) - X_j \sin(\alpha). \quad (2.47)$$

Для спрощення оцінювання величини застосовується таке припущення: проєкція повітряної сили агрегата на його площину дорівнює силі X_{oj} лобового опору агрегата при нульовому куті атаки. Для агрегатів, що не відхиляються (корпусу, стабілізатора, прискорювача, неповоротного крила), площина агрегата збігається з площиною $x_1 0z_1$, звідки випливає, що

$$X_{lj} \approx X_{oj}. \quad (2.48)$$

Використавши для X_{lj} формулу повороту осей

$$X_{lj} = X_j \cos(\alpha) + Y_j \sin(\alpha) \quad (2.49)$$

і врахувавши (2.48), отримаємо наближене значення для агрегатів, що не відхиляються:

$$X_j = [X_{oj} - Y_j \sin(\alpha)] \sec(\alpha). \quad (2.50)$$

Після підстановки (2.50) у (2.47) маємо вираз

$$Y_{lj} = [Y_j - X_{oj} \sin(\alpha)] \sec(\alpha). \quad (2.51)$$

Похідна за α від цього виразу має вигляд

$$Y_{lj}^\alpha = [C_{Y_j}^\alpha (1 - \varepsilon_j^\alpha) + C_{x_{oj}} \sec \alpha + C_{Y_j} \operatorname{tg} \alpha] \mu_j q_\infty S_j. \quad (2.52)$$

Похідна за δ від сили Y_l агрегата, що не відхиляється, дорівнює нулю. Для агрегатів, що відхиляються, кут між віссю Ox і площиною агрегата дорівнює не α , а сумі $\alpha + \delta$. Тому для агрегатів, що відхиляються (наприклад, для руля), відповідно до введеного раніше припущення маємо рівність

$$X_p \cos(\alpha + \delta) + Y_p \sin(\alpha + \delta) = X_{op}, \quad (2.53)$$

звідки випливає наближений вираз для сили лобового опору агрегата, що відхиляється (руля, поворотного крила):

$$X_p = [X_{op} - Y_p \sin(\alpha + \delta)] \sec(\alpha + \delta). \quad (2.54)$$

Після підстановки (2.54) у (2.47) маємо вираз для сили Y_l агрегата, що відхиляється (наприклад, руля):

$$Y_{lp} = [Y_p \cos \delta - X_{op} \sin \alpha] \sec(\alpha + \delta). \quad (2.55)$$

Здиференціювавши за α цей вираз, отримуємо таке рівняння:

$$Y_{lp}^\alpha = \left[C_{Y_p}^\alpha (1 - \varepsilon_p^\alpha) \frac{\cos \delta}{\cos(\alpha + \delta)} + \frac{C_{x_{op}} \cos \delta + C_{Y_p} \cos \delta \sin(\alpha + \delta)}{\cos^2(\alpha + \delta)} \right] \mu_p q_\infty S_p. \quad (2.56)$$

Здиференціювавши за δ формулу (2.55), одержуємо вираз

$$Y_{lp}^\delta = \left\{ C_{Y_p}^\delta \frac{\cos \delta}{\cos(\alpha + \delta)} + \frac{[C_{x_{op}} \sin(\alpha + \delta) + C_{Y_p}] \sin \alpha}{\cos^2(\alpha + \delta)} \right\} \mu_p q_\infty S_p. \quad (2.57)$$

Обчислення похідних m_z^α і m_z^δ зводиться до підстановки в (2.45) і (2.46)

виразів (2.52), (2.56) і (2.57). Аналіз цих виразів показує, що похідна від коефіцієнта моменту тангажу залежить від кутів α і δ . Однак на стадії розрахунку (див. алгоритм визначення навантажень у "Вступі") кути α і δ є невідомими, тому можна лише наближено визначити похідні m_z^α і m_z^δ . Для цього візьмемо $\alpha = \delta = 0$, тоді

$$m_{zo}^\delta = C_{Yp}^\delta \mu_p \frac{x_{lp} S_p}{LS}, \quad (2.58)$$

$$m_{zo}^\alpha = \sum \left[C_{Yj}^\alpha (1 - \varepsilon_j^\alpha) + C_{xoj} \right] \mu_j \frac{x_{lj} S_j}{LS}. \quad (2.59)$$

Серед доданків суми (2.59) є доданок від поверхні, що відхиляється.

Передбачається, що величини m_z^α і m_z^δ будуть уточнені після того, як стануть відомими α і δ , які також можуть бути уточнені за новими значеннями похідних моменту тангажу. При відомих α і δ похідні m_z^α і m_z^δ обчислюють за формулами (2.45) і (2.46), у які підставляють значення похідних від сил Y_{lj} , обчислені за формулами (2.52), (2.56), (2.57) (при $Y_{lj}^\delta = 0$ для агрегатів, що не відхиляються).

Якщо $m_z^\alpha < 0$, то кажуть, що аеродинамічна схема ЛА є статично стійкою. Величина m_z^δ для аеродинамічних компонувань "качка" і "поворотне крило" є додатною, для нормальної схеми і схеми "безхвостка" – від'ємною. У книзі [2, с. 284] наведено орієнтовні значення балансувального відношення

$$(\delta / \alpha)_{\text{бал}} = - (m_z^\alpha / m_z^\delta)$$

для ЛА без прискорювача (табл. 2.2).

Якщо ЛА має прискорювач і стабілізатор, то відношення $(\delta / \alpha)_{\text{бал}}$, що його характеризує, може істотно відрізнитися від наведеного в табл. 2.2.

Орієнтовні значення відношення $(\delta / \alpha)_{бал}$

Схема літального апарата	$(\delta / \alpha)_{бал}$
Нормальна	-(1+1,5)
«Качка»	0,8+1,2
«Безхвостка»	-(1,2+2,0)
«Поворотне крило»	4+10

2.6. Фокус літального апарата за кутом атаки

Фокус ЛА за кутом атаки визначається як та точка, у якій прикладена частина піднімальної сили ЛА, обумовлена кутом атаки [2, с. 260]:

$$x_{F\alpha} = \frac{m_z^\alpha L}{C_{YLA}^\alpha}$$

(координата $x_{F\alpha}$ відкладається з урахуванням знака від центра тяжіння ЛА). Розмір $x_{F\alpha}$ характеризує статичну стійкість ЛА. Якщо $x_{F\alpha} < 0$, то ЛА є статично стійким. Неважко переконатися, що фокус ЛА за кутом відхилення руля (поворотного крила) збігається із центром тиску цього агрегата:

$$x_{F\delta} = x_{Ip}.$$

2.7. Визначення розрахункової швидкості літального апарата

Для зменшення трудомісткості самостійної роботи під час виконання проєкту швидкість польоту для розрахункових режимів на неманевреній ділянці польоту задається у вихідних даних.

Розрахункова швидкість ЛА в розрахункових режимах на маневреній ділянці польоту визначається як максимально можлива швидкість горизонтального польоту на певній висоті (висота польоту задається у

вихідних даних; можливе варіювання висот для визначення $V_{\max, \min}$). Для горизонтального польоту з максимальною швидкістю $\left(\frac{dV}{dt} = 0\right)$ виконуються такі наближені рівності:

$$T + X = 0; \quad (2.60)$$

$$Y + T\alpha = G. \quad (2.61)$$

Під час розв'язання цієї задачі можна використовувати лінійне подання залежності аеродинамічних сил від кутів α і δ :

$$X = X_0 - Y\alpha; \quad (2.62)$$

$$Y = (C_{YLA}^{\alpha}\alpha + C_{YLA}^{\delta}\delta)q_{\infty}S, \quad (2.63)$$

де

$$X_0 = -C_{xоЛА}q_{\infty}S, \quad (2.64)$$

а кути α і δ зв'язані рівнянням балансування

$$m_z^{\alpha}\alpha + m_z^{\delta}\delta = 0. \quad (2.65)$$

Останнє рівняння дає змогу виключити з (2.63) кут δ , і підстановка (2.62) і (2.63) у рівняння (2.60) і (2.61) перетворює їх на систему двох нелінійних алгебраїчних рівнянь відносно двох невідомих α і $z = q_{\infty}S$:

$$T - z(C_{xоЛА} + C\alpha^2) = 0; \quad (2.66)$$

$$C\alpha z + T\alpha = G. \quad (2.67)$$

Тут використано позначення

$$C = C_{YLA}^{\alpha} - \frac{m_z^{\alpha}}{m_z^{\delta}}C_{YLA}^{\delta}. \quad (2.68)$$

З рівняння (2.66) випливає, що

$$z = \frac{T}{C_{xоЛА} + C\alpha^2}. \quad (2.69)$$

Підстановка цього виразу в рівняння (2.67) перетворює його на кубічне рівняння відносно α :

$$\alpha^3 - \frac{G}{T}\alpha^2 + \left(1 + \frac{C_{хоЛА}}{C}\right)\alpha - \frac{GC_{хоЛА}}{TC} = 0. \quad (2.70)$$

Рівняння (2.70) можна розв'язати точно за допомогою відомих формул ([3], с. 47). Можна також використовувати один із числових методів послідовних наближень.

Хорошу збіжність процесу забезпечує, наприклад, метод дотичних, якщо початкове наближення взяти у вигляді

$$\alpha_0 = \frac{GC_{хоЛА}}{T(C + C_{хоЛА})}. \quad (2.71)$$

Визначивши α із рівняння (2.70), знайдемо величину z за формулою (2.69), після чого максимальну швидкість горизонтального польоту (розрахункову швидкість для маневреної ділянки польоту) розрахуємо за формулою

$$V = \sqrt{\frac{2z}{\rho S}}. \quad (2.72)$$

2.8. Максимальне навантаження на неманевреній ділянці польоту

2.8.1. Складові максимального навантаження

Для дослідження характеру змінення критеріїв розрахункових режимів, описаних у роботі [1], необхідно мати методику визначення перевантаження $n_{y \max}$ у будь-якій точці відомої траєкторії неманевреної ділянки польоту. Найбільше можливе значення перевантаження n_y у кожній точці на неманевреній ділянці польоту визначається як сума траєкторного перевантаження в точці та додаткового перевантаження від можливої дії на ЛА горизонтального й вертикального поривів вітру.

Можна показати, що дія вертикального пориву є еквівалентною збільшенню ефективного кута атаки ЛА на величину $\omega_{ВП} / V$. Це дає змогу

отримати формулу для визначення додаткового перевантаження від вертикального пориву:

$$\Delta n_{yВП} = \eta C_{YЛА}^{\alpha} \frac{\rho \omega_{ВП} V}{2(G/S)}, \quad (2.73)$$

де $\omega_{ВП}$ – нормована (розрахункова) швидкість вертикального пориву вітру (задається в директивних документах за розрахунком на міцність);

η – коефіцієнт "пом'якшення пориву", у якому враховується той факт, що перевантаження від дії реального пориву є меншим, ніж перевантаження при миттєвій зміні від нуля до $\omega_{ВП}$ вертикальної компоненти швидкості набіжного потоку.

Дія зустрічного горизонтального пориву є еквівалентною збільшенню швидкості набіжного потоку на величину $\omega_{ГП}$. При цьому додаткове перевантаження визначається формулою

$$\Delta n_{yГП} = C_{YЛА} \frac{\rho \omega_{ГП} V}{2(G/S)} \left(2 + \frac{\omega_{ГП}}{V} \right), \quad (2.74)$$

де $\omega_{ГП}$ – нормована розрахункова швидкість горизонтального пориву.

2.8.2. Коефіцієнт піднімальної сили ЛА

Обчислення додаткового перевантаження від дії зустрічного горизонтального пориву суттєво ускладнюється через необхідність знати коефіцієнт піднімальної сили ЛА

$$C_{YЛА} = C_{YЛА}^{\alpha} \alpha + C_{YЛА}^{\delta} \delta, \quad (2.75)$$

де кути α і δ відповідають усталеному руху ЛА по траєкторії до появи зустрічного пориву вітру, тобто при $n_y = n_{yтр}$. У випадку досконалих прискорювачів, коли їх сумарна тяга напрямлена строго по осі симетрії ЛА, кути α і δ визначаються з двох рівнянь, що є умовами руху по траєкторії:

$$m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\delta} \delta = 0, \quad (2.76)$$

$$n_{y_{TP}} G = (Y^\alpha + T)\alpha + Y^\delta \delta. \quad (2.77)$$

Напрямок сумарної тяги реальних прискорювачів через неоднорідність процесів горіння в камерах згорання, а також через неминучі похибки виготовлення та складання відхиляється від осі симетрії ЛА. Це відхилення характеризується ексцентриситетом ε . Крім того, у разі пакетної схеми прискорювачів справжні значення тяг різних прискорювачів відхиляються від номінальних значень по-різному. Ці відхилення характеризуються величиною розкиду тяг $(\Delta T / T)$.

Описані недосконалості прискорювачів призводять до появи нормальної сили ΔY^T і поздовжнього моменту ΔM_z^T (обчислення цих величин як функцій від ε і $\frac{\Delta T}{T}$ наведено нижче). Визначення величини $C_{YЛА}$ з урахуванням цих додаткових сил залежить від характеру системи автоматичного керування ЛА. Можливими є два випадки:

1. Рулі "заклинені" протягом усього часу руху ЛА на неманевреній ділянці польоту, і система стабілізації ніяк не реагує на відхилення від заданої траєкторії, спричинені дією ΔY^T і ΔM_z^T .

2. За командами системи стабілізації рулі відхиляються, щоб парирувати дію сил ΔY^T та ΔM_z^T і забезпечити рух ЛА строго по заданій траєкторії. У курсовому проєкті і в цьому посібнику розглядається другий випадок, тобто величини α і δ визначаються за умови збереження рівності $n_y = n_{y_{TP}}$ під дією ΔY^T і ΔM_z^T . Умови усталеного руху ЛА у разі недосконалих прискорювачів набувають вигляду, що відрізняється від вигляду рівнянь (2.76) і (2.77):

$$m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta = -\frac{\Delta M_z^T}{q_\infty SL}; \quad (2.78)$$

$$(Y^\alpha + T)\alpha + Y^\delta \delta = n_{y_{TP}} G - \Delta Y^T. \quad (2.79)$$

Визначивши з цієї системи величини $\alpha = \alpha_{тр}$ і $\delta = \delta_{тр}$ за формулою (2.75), знайдемо $C_{УЛА}$, необхідне для визначення $\Delta n_{уГП}$. Максимальне перевантаження в точці неманевреної ділянки польоту визначаємо так:

$$n_{у\max\text{неман}} = n_{утр} + \Delta n_{уГП} + \Delta n_{уВП}. \quad (2.80)$$

Для спрощення розрахунків цю величину можна округлити до двозначних цифр. На описані далі перевірки це округлення не впливає.

2.8.3. Зусилля, що виникають через недосконалість прискорювачів

Зусилля ΔY^T і ΔM_z^T , обумовлені недосконалістю прискорювачів, визначаються по-різному залежно від типу прискорювача.

А. Прискорювач "тандем". У цьому випадку параметром недосконалості є граничний ексцентриситет ε – кут відхилення вектора сили тяги від осі ЛА. У разі наявності ексцентриситетів проєкція сили тяги на вісь Oy визначається як

$$T \sin(\alpha + \varepsilon),$$

а при малих (менше 25°) кутах атаки α –

$$T(\alpha + \varepsilon).$$

Таким чином, наявність ексцентриситету приводить до появи додаткової сили

$$\Delta Y^T = \varepsilon T. \quad (2.81)$$

Величина ексцентриситету ε вважається додатною, якщо відповідна сила ΔY^T напрямлена вгору. При заданій величині граничного ексцентриситету однаково можливими є додатне й від'ємне значення. Отже, потрібно розглянути обидва випадки й вибрати той, якому відповідає більш інтенсивне навантаження конструкції.

Якщо координата точки прикладення вектора тяги прискорювача у

зв'язаній системі координат дорівнює x_{IT} (зазвичай для схеми "тандем" $x_{IT} < 0$), то поперечній силі ΔY^T відповідає момент відносно осі Oz :

$$\Delta M_z^T = \varepsilon T x_{IT}. \quad (2.82)$$

Система (2.76)–(2.77) має два розв'язки, що відповідають додатному й від'ємному значенням ексцентриситету, тобто дві пари значень кутів α_{TP} і δ_{TP} . З цих двох розв'язків вибирають той, що забезпечує більше значення величини $C_{УЛА}$, оскільки ця величина визначає перевантаження від горизонтального пориву вітру.

Б. Прискорювач-пакет схеми "плюс". У цьому випадку тяги ідеальних прискорювачів нахилені до осі ЛА під кутом φ і перетинаються в точці A на осі ЛА (рис. 2.3). Точка прикладення тяги одного прискорювача – середина повного зрізу прискорювача – знаходиться від осі ЛА на відстані h .

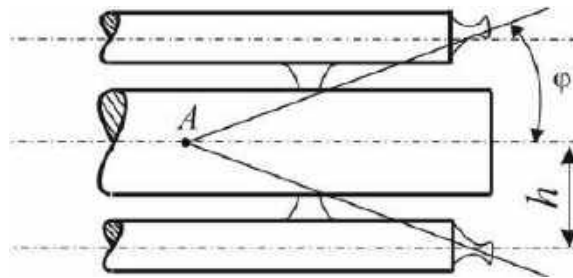


Рис. 2.3. Прискорювач-пакет схеми "плюс"

Параметрами недосконалості є як ексцентриситет тяги, що характеризується граничним кутом ексцентриситету ε , так і розкид тяг, що характеризується відношенням $\Delta T / T$. Для схеми "плюс" ексцентриситет тяг пари прискорювачів, розташованих горизонтально, дає вертикальну складову $2\varepsilon T$; для прискорювачів, розташованих у вертикальній площині, вертикальна складова дорівнює $2\varepsilon T \cos \varphi$. Сумарну вертикальну складову від ексцентриситету визначаємо за формулою

$$\Delta Y_\varepsilon^T = 2\varepsilon T (1 + \cos \varphi) \quad (2.83)$$

(при цьому вважаємо $\cos \alpha \approx 1$). Якщо точка A , у якій мають перетинатися тяги

ідеальних прискорювачів, має координату x_{IT} , то момент відносно центра мас ЛА, обумовлений ексцентриситетом тяг, можна розрахувати так:

$$\Delta M_{z\varepsilon}^T = 2\varepsilon T (1 + \cos \varphi) \left(x_{IT} - \frac{h}{\sin \varphi} \right). \quad (2.84)$$

Тут слід зважати на знак величини x_{IT} . Ексцентриситет може бути як додатним (коли $\Delta Y_\varepsilon^T > 0$), так і від'ємним.

Розкид тяг прискорювачів, розташованих горизонтально, вертикальної проєкції сил не дає. Розкид тяг прискорювачів, розташованих вертикально, дає вертикальну силу

$$\Delta Y_T^T = 2\Delta T \sin \varphi, \quad (2.85)$$

прикладену в точці A . Відповідний момент відносно центра мас ЛА

$$\Delta M_z^T = 2\Delta T x_{IT} \sin \varphi. \quad (2.86)$$

Розкид тяг може бути додатним ($\Delta T > 0$, коли $\Delta Y_T^T > 0$) і від'ємним. Повна поперечна сила, обумовлена недосконалістю пакетних прискорювачів схеми "плюс", визначається виразом

$$\Delta Y^T = 2\varepsilon T (1 + \cos \varphi) + 2\Delta T \sin \varphi. \quad (2.87)$$

Відповідний повний момент можна обчислити за формулою

$$\Delta M_z^T = 2\varepsilon T (1 + \cos \varphi) \left(x_{IT} - \frac{h}{\sin \varphi} \right) + 2\Delta T x_{IT} \sin \varphi. \quad (2.88)$$

Слід розглянути два граничні випадки: коли і ексцентриситет, і розкид є додатними; коли обидва параметри недосконалості прискорювачів є від'ємними. Вибирається той, якому відповідає більше значення величини $C_{УЛА}$.

В. Прискорювач-пакет схеми "х". Цей випадок відрізняється від попереднього нахилом площини вертикальних прискорювачів на 45° . Поперечна сила, обумовлена ексцентриситетом, визначається формулою

$$\Delta Y_\varepsilon^T = 4\varepsilon T \sqrt{1 - 0,5 \sin^2 \varphi}. \quad (2.89)$$

Формула для визначення відповідного моменту відносно центра мас має такий вигляд:

$$\Delta M_{z\varepsilon}^T = \Delta Y_\varepsilon^T (x_{IT} - h \operatorname{ctg} \varphi).$$

У цих формулах ураховано, що поперечна складова тяги, обумовлена ексцентриситетом, лежить у вертикальній площині (а не в площині прискорювачів), оскільки таке розташування вектора тяги в конусі з кутом розхилу 2ε дає найбільшу вертикальну складову. Тут, як і раніше, h – відстань від осі ЛА до осі прискорювача, φ – кут між вектором тяги ідеального прискорювача й віссю ЛА.

Розкид тяг дає найбільший ефект у тому випадку, коли ΔT для пари нижніх прискорювачів мають один знак, а ΔT для пари верхніх прискорювачів – протилежний. При цьому виникає вертикальна сила, прикладена в точці перетину тяг ідеальних прискорювачів A ,

$$\Delta Y_T^T = 2\sqrt{2}\Delta T \sin \varphi. \quad (2.90)$$

Ця сила створює момент відносно центра мас ЛА

$$\Delta M_z^T = \Delta Y_T^T x_{IT}, \quad (2.91)$$

де x_{IT} – координата точки перетину тяг ідеальних прискорювачів у зв'язаній системі координат. Сумарна поперечна сила, що виникає через недосконалість пакетних прискорювачів схеми «х»,

$$\Delta Y^T = \Delta Y_\varepsilon^T + \Delta Y_T^T. \quad (2.92)$$

Сумарний момент відносно осі Oz

$$\Delta M_z^T = \Delta M_{z\varepsilon}^T + \Delta M_{zT}^T. \quad (2.93)$$

Ексцентриситет ε і розкид тяг прискорювачів ΔT вважаються додатними, якщо відповідні вертикальні зусилля ΔY^T напрямлені вгору. Необхідно розглянути визначення α_{TP} і δ_{TP} у двох випадках: коли ε і ΔT є додатними; коли їх значення є від'ємними. Далі у розрахунку враховується пара значень α_{TP} і δ_{TP} , якій відповідає найбільша величина $C_{УЛА}$.

Тут розглянуто зусилля, що виникають через недосконалість прискорювачів. Аналогічні недосконалості можуть мати й маршові двигуни. Однак через те, що тяга маршового двигуна є на порядок меншою за тягу прискорювачів, додатковими силами ΔY^T і ΔM_z^T від маршового двигуна можна знехтувати.

2.9. Визначення максимального перевантаження на маневреній ділянці польоту

ЛА на маневреній ділянці польоту рухається за командами системи наведення, і його траєкторія є непередбачуваною. Для того щоб забезпечити міцність конструкції, доводиться припустити, що в кожний момент маневреного польоту може виникнути максимально можливе для цих умов траєкторне перевантаження. Максимально можливе траєкторне перевантаження (або максимально можливе перевантаження усталеного руху по траєкторії) визначається граничним відхиленням рульової поверхні. Це навантаження називають перевантаженням ЛА. Для його визначення використовують систему рівнянь (2.76)–(2.77), у яку підставляють $\delta = \delta_{zp}$. Розв'язком системи є формула для наявного перевантаження:

$$n_{у наяв} = \left(\frac{Y^\delta}{G} - \frac{m_z^\delta}{m_z^\alpha} - \frac{Y^\alpha + T}{G} \right) \delta_{zp}. \quad (2.94)$$

Тут не враховуються додаткові зусилля, спричинені недосконалістю тяги, оскільки тяга маршового двигуна є на порядок меншою за тягу прискорювача. Під час обчислення перевантаження за формулою (2.94) слід пам'ятати про те, що при нормальній аеродинамічній схемі ЛА (руль – за крилом) $\delta_{zp} < 0$. Під час визначення максимального перевантаження на маневреній ділянці польоту слід урахувувати додаткові перевантаження, обумовлені різними збуреннями:

- 1) вертикальний порив вітру;
- 2) горизонтальний порив вітру;
- 3) закид перевантаження при відхиленні руля.

Додаткове перевантаження від вертикального пориву визначається формулою (2.73). Для визначення додаткового перевантаження від горизонтального пориву використовується наближене значення коефіцієнта піднімальної сили ЛА, знайдене із наближеної рівності

$$n_{у\text{наяв}} G = Y, \quad (2.95)$$

яка є наслідком нехтування величиною $T\alpha$ порівняно з Y , що є прийнятним для розв'язання цієї задачі при розгляді маневреної ділянки ($T_{\text{марш}} \ll T_{\text{приск}}$, $n_{у\text{наяв}} \gg n_{у\text{гр}}$). З рівності (2.95) випливає, що

$$C_{YLA} = \frac{n_{у\text{наяв}} G}{q_{\infty} S}. \quad (2.96)$$

Після підстановки (2.96) у формулу (2.74) маємо рівняння для визначення додаткового перевантаження від горизонтального пориву:

$$n_{уГП} = n_{у\text{наяв}} \frac{\omega_{ГП}}{V} \left(2 + \frac{\omega_{ГП}}{V} \right). \quad (2.97)$$

Закид перевантаження при відхиленні руля є наслідком згасання коливань ЛА в новому зрівноваженому положенні, для досягнення якого відхиляється руль. Закид перевантаження набуває максимального значення при відхиленні руля від $\delta = 0$ до $\delta = \delta_{\text{зр}}$ і обчислюється через коефіцієнт закиду перевантаження $k_{\text{зак}}$:

$$n_{у\text{зак}} = n_{у\text{наяв}} k_{\text{зак}}. \quad (2.98)$$

Значення коефіцієнта закиду залежить від великої кількості факторів ([1], с. 10). У практиці розрахунків на міцність коефіцієнт закиду задається в директивних документах.

Під час визначення максимального перевантаження на маневреній ділянці береться до уваги та обставина, що ймовірність одночасної дії на ЛА

всіх трьох збурень є мізерно малою. Тому можливе значення максимального перевантаження на маневреній ділянці завжди менше суми

$$n_{унаяв} (1 + k_{зак}) + \Delta n_{уГП} + \Delta n_{уВП}. \quad (2.99)$$

Можна, наприклад, вибрати максимальне перевантаження як найбільшу з двох величин:

$$n_{уmax ман} = n_{унаяв} (1 + k_{зак}). \quad (2.100)$$

$$n_{уmax вітр} = n_{унаяв} + \Delta n_{уГП} + \Delta n_{уВП}. \quad (2.101)$$

Знайдене значення $n_{уmax}$ для спрощення розрахунків слід округлити до двозначних цифр. На виконання перевірок це округлення не впливає.

3. ВИЗНАЧЕННЯ ПОВІТРЯНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА ЛА В РОЗРАХУНКОВИХ РЕЖИМАХ

Параметри розрахункового режиму (G, T, H, V, n_y) вважаються відомими (частина з них задається у вихідних даних, решта визначається за алгоритмами, описаними в розд. 2). Відомі також аеродинамічні та інерційні (масові) характеристики агрегатів і ЛА в цілому (розд. 1).

Повітряні сили агрегатів визначаються відповідно до плану, наведеного у "Вступі".

3.1. Кут атаки ЛА в розрахунковому режимі

Кут атаки ЛА визначається з умови

$$n_{уmax} G = Y + T\alpha + \Delta Y^T, \quad (3.1)$$

де

$$Y = Y^\alpha \alpha + Y^\delta \delta. \quad (3.2)$$

Відхилення рульової поверхні визначено на попередніх етапах розрахунку:

а) для неманевреної ділянки польоту – розв’язанням системи (2.78)–(2.79);

б) для маневреної ділянки польоту $\delta = \delta_{zp}$.

З рівняння (3.1) випливає, що

$$\alpha = \frac{n_{y\max} G - Y^\delta \delta - \Delta Y^T}{Y^\alpha + T} \quad (3.3)$$

(для маневреної ділянки польоту $\Delta Y^T = 0$). Кут атаки, визначений за формулою (3.3), істотно відрізняється від балансувального кута атаки, зв’язаного з відхиленням керма δ рівнянням балансування у вигляді (2.76) або (2.78), оскільки в розрахунковому режимі рух ЛА не є усталеним ($\varepsilon_z \neq 0$).

На цьому етапі розрахунку можна уточнити величини похідних m_z^α і m_z^δ за знайденим кутом відхилення руля δ і кутом атаки ЛА $\alpha_{\text{бал}}$, що відповідає усталеному руху ЛА до дії збурення (для неманевреної ділянки це α_{TP} , для маневреної ділянки цей кут визначають за формулою (3.3), підставивши в неї $n_{унаяв}$ замість $n_{y\max}$). Уточнені значення похідних коефіцієнта моменту обчислюють за формулами (2.45) і (2.46) з підстановкою в них результатів обчислень за формулами (2.52), (2.56), (2.57). Порівняння знайдених величин з використаними у розрахунках m_{z0}^α і m_{z0}^δ дає змогу оцінити достовірність отриманих повітряних навантажень.

3.2. Піднімальні сили агрегатів

Для визначення піднімальних сил агрегатів використовують формулу (2.11), у яку підставляють кути α і δ , знайдені на попередніх етапах розрахунку.

Щоб перевірити правильність обчислень на попередніх етапах розрахунку, слід розрахувати піднімальні сили агрегатів, визначити сумарну піднімальну силу ЛА за формулою (2.10) і перевірити точність виконання

рівності (3.1) у вигляді

$$Gn_{y \max} - \Delta Y^T = Y + T\alpha. \quad (3.3)$$

Допускається похибка не більше 1 %.

3.3. Сили лобового опору агрегатів

Сили лобового опору агрегатів ЛА визначаються за такими формулами: (2.50) – для агрегатів, що не відхиляються; (2.54) – для агрегатів, що відхиляються. Величини X_{oj} , що входять у ці формули, визначаються формулою

$$X_{oj} = -C_{xoj} S_j \mu_j q_\infty.$$

3.4. Перевантаження ЛА в напрямку осі Ox

Перевантаження ЛА n_x визначається формулою

$$n_x = \frac{T \cos \alpha + X}{G}, \quad (3.4)$$

де X – сумарна сила лобового опору ЛА в цілому,

$$X = \sum X_j, \quad (3.5)$$

причому індекс « j » перетворюється на індекси: «корп» (корпус), «кр» (крило), «р» (руль), «стаб» (стабілізатор), «приск» (прискорювач).

4. ПЕРЕХІД У ЗВ'ЯЗАНУ СИСТЕМУ КООРДИНАТ

Основною перевагою швидкісної системи координат, використаної на попередніх етапах розрахунку, є лінійність залежності $C_{YЛА}$ від α . Ця перевага використана для визначення повітряних сил X_j і Y_j , що діють на агрегати. Для розрахунків на міцність ЛА, що являє собою тіло зі значним

подовженням, зручно зовнішні сили розкласти на нормальні, які спричиняють вигин корпусу, і тангенціальні, що спричиняють його розтяг або стиск.

При цьому використовуються відомі формули переходу (2.47) і (2.49) і враховується наближена рівність $\Delta Y_1^T \approx \Delta Y^T$. Для перевірки правильності обчислень рекомендується порівнювати величини перевантажень n_{x1} і n_{y1} , знайдені двома способами:

1. Використанням формул переходу

$$n'_{x1} = n_x \cos \alpha + n_y \sin \alpha ; \quad (4.1)$$

$$n'_{y1} = n_y \cos \alpha - n_x \sin \alpha . \quad (4.2)$$

2. Обчисленням "за означенням", тобто як відношення відповідних проєкцій головного вектора поверхневих сил до сили ваги:

$$n''_{x1} = \frac{T + X_1}{G} ; \quad (4.3)$$

$$n''_{y1} = \frac{Y_1 + \Delta Y^T}{G} . \quad (4.3)$$

Тут сили X_1 і Y_1 визначаються додаванням сил X_{lj} і Y_{lj} по всіх агрегатах ЛА.

5. ЗРІВНОВАЖЕННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Під дією повітряних сил тяги та сили ваги ЛА не перебуває у стані рівноваги. Це пояснюється тим, що розрахунковий режим завжди відповідає неусталеному збуреному руху. Визначення внутрішніх сил у будь-якому перерізі передбачає використання рівнянь рівноваги однієї з двох частин, на які поділяє тіло ЛА розглядуваний переріз. Однак відповідно до закону рівноваги частина тіла перебуватиме у стані рівноваги тільки тоді, коли все тіло перебуває у стані рівноваги. Отже, на цьому етапі неможливо перейти безпосередньо до визначення внутрішніх сил.

Для вирішення цієї проблеми необхідно зрівноважити діючі активні сили силами інерції, що відповідно до принципу Даламбера завжди можна здійснити. У процесі зрівноваження ЛА фактично визначають не сили інерції, а масові сили, що дорівнюють геометричній сумі сил ваги й сил інерції; цими масовими силами зрівноважуються поверхневі сили. Оскільки ЛА зведено до системи зосереджених вантажів (підрозд. 2.1), то задача зрівноваження зводиться до визначення масових сил цих вантажів.

Повну масову силу, що діє на i -й зосереджений вантаж, розкладемо по осях зв'язаної системи координат:

- P_i – проєкція масової сили i -го вантажу на вісь Oy_1 ;
- S_i – проєкція масової сили i -го вантажу на вісь Ox_1 .

Масова сила P_i своєю чергою складається з двох частин:

$$P_i = F_i + \Phi_i, \quad (5.1)$$

де F_i – масова сила, обумовлена поступальним рухом ЛА;

Φ_i – масова сила, обумовлена обертанням тіла ЛА відносно центра мас.

Сила F_i дорівнює сумі сили ваги й інерційної сили, спричиненої прискоренням поступального руху в напрямку осі Oy_1 :

$$F_i = -n_{y_1} G_i, \quad (5.2)$$

де n_{y_1} – перевантаження в центрі мас ЛА;

G_i – вага i -го зосередженого вантажу.

Очевидно, що сили F_i мають задовольняти рівнянням

$$\sum F_i = -n_{y_1} G_{ЛА}; \quad (5.3)$$

$$\sum F_i x_{Li} = 0, \quad (5.4)$$

які використовуються для перевірки правильності визначення сил F_i .

Сила Φ_i визначається через кутове прискорення:

$$\Phi_i = -\frac{\varepsilon_z x_{Li}}{g} G_i. \quad (5.5)$$

Кутове прискорення визначається формулою

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{J_z}, \quad (5.6)$$

де J_z – масовий момент інерції ЛА відносно осі Oz (див. формулу (2.8));

M_z – момент зовнішніх активних сил відносно осі Oz ,

$$M_z = \sum Y_{lj} x_{lj} + \Delta M_z^T. \quad (5.7)$$

Для перевірки правильності обчислення цей момент можна розрахувати через аеродинамічні коефіцієнти:

$$M_z = q_\infty SL \left(m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta \right) + \Delta M_z^T. \quad (5.8)$$

У процедурі зрівноваження слід використовувати момент, знайдений за формулою (5.7). Сили Φ_i мають задовольняти рівнянням

$$\sum \Phi_i = 0; \quad (5.9)$$

$$\sum \Phi_i x_{li} + M_z = 0, \quad (5.10)$$

виконання яких є ознакою правильності обчислень. Сили P_i , знайдені за формулою (5.1), очевидно, мають задовольняти рівнянням

$$\sum P_i = -n_{y1} G_{ЛА}; \quad (5.11)$$

$$\sum P_i x_{li} + M_z = 0. \quad (5.12)$$

Якщо рівності (5.11) і (5.12) виконуються, то ЛА перебуває у стані рівноваги під дією сил Y_{lj} , ΔY^T і P_i .

Проекції масових сил на вісь Ox_1 визначаються наближено, але в припущенні про мізерну малість нормальних прискорень обертання через перевантаження n_{x1} поступального руху:

$$S_i = -n_{x1} G_1. \quad (5.13)$$

Очевидно, має виконуватись рівняння рівноваги

$$\sum S_i + T + X_1 = 0. \quad (5.14)$$

У цьому рівнянні i – номер зосередженого вантажу.

Унаслідок процесу зрівноважування процедура побудови епюр внутрішніх сил зводиться до побудови епюр поздовжніх і поперечних сил і згинальних моментів уздовж балки, навантаженої самозрівноважуваною системою зовнішніх сил.

Ця самозрівноважена система зовнішніх сил складається з таких сил:

- поперечні повітряні сили Y_{lj} , прикладені в центрах тиску агрегатів;
- поперечні масові сили P_i , прикладені до зосереджених вантажів;
- осьові повітряні сили X_{lj} , які вважаються (приблизно, у межах цього проєкту) прикладеними також у центрах тиску агрегатів;
- осьові масові сили P_i , прикладені до зосереджених вантажів.

Таким чином, точками прикладення сил є як зосереджені вантажі, так і центри тиску агрегатів.

Зручно всі ці точки пронумерувати наскрізно, позначивши поточний номер точки прикладення літерою k . Усі поперечні сили, як повітряні, так і масові, позначимо однією літерою H_k , а всі осьові сили – літерою L_k (до сил L_k слід віднести й тягу двигунів, прикладену у відповідній точці; до сил H_k слід віднести силу ΔY^T). Систему зовнішніх сил, що діють на ЛА, необхідно подати у вигляді табл. 5.1.

Таблиця 5.1

Система зовнішніх сил

Сила	Номер точки прикладення			
	0	1	...	m
x_{lk}			...	
H_k			...	
L_k			...	

У першому рядку цієї таблиці проставляють номери точок, у яких

прикладено сили, у другому – координати x_{lk} цих точок у зв'язаній системі координат, у третьому – проєкцію сили на вісь Oy_1 (з урахуванням знака), а в четвертому – проєкцію сили на вісь Ox_1 .

6. ЕПЮРИ ВНУТРІШНІХ СИЛ У ПЕРЕРІЗАХ КОРПУСУ ЛА

6.1. Епюра поздовжніх сил

Побудову слід починати з нульового вантажу, розташованого у вершині носової частини. Очевидно, що в цьому перерізі внутрішня поздовжня сила дорівнює нулю. Внутрішня поздовжня сила в перерізах корпусу на ділянці між n -ю та $(n+1)$ -ю точками прикладення осьових сил L_k є постійною й визначається формулою

$$N_n = \sum_{k=0}^n L_k. \quad (6.1)$$

У перерізі, де прикладається тяга двигуна, має відбуватися стрибкоподібне змінення осьової сили на величину тяги.

6.2. Епюра поперечних сил

Внутрішня поперечна сила в перерізах ЛА на ділянці між n -ю та $(n+1)$ -ю силами H_k є постійною й визначається виразом

$$Q_n = \sum_{k=0}^n H_k. \quad (6.2)$$

Якщо величина Q_n є додатною, то в перерізі, що належить кормовій частині корпусу (тобто в перерізі з додатною зовнішньою нормаллю), ця сила напрямлена ввєрх.

6.3. Епюра згинальних моментів

Використовуючи таку ж наскрізну нумерацію, як і при побудові епюри поперечних сил, можна записати вираз для визначення внутрішнього згинального моменту в перерізі, що проходить через n -ту силу:

$$M_n = \sum_{k=1}^n Q_k l_k, \quad (6.3)$$

де Q_k – поперечна сила на ділянці між $(k-1)$ -ю і k -ю поперечними силами H_k ;
 l_k – довжина цієї ділянки.

Починати побудову епюри згинальних моментів слід з нульового вантажу. Якщо ЛА є дійсно зрівноваженим і при обчисленні сум (6.3) не зроблено помилок, то значення згинального моменту в кінцевому перерізі має дорівнювати нулю. Через неминучі похибки округлення це значення може становити 3 % від найбільшого значення. На ділянках між точками прикладення поперечних сил згинальний момент змінюється за лінійним законом (оскільки $Q = const$). Для кожної з ділянок між $(k-1)$ -ю і k -ю поперечними силами має виконуватися рівність

$$\frac{dM}{dx} = \frac{M_k - M_{k-1}}{l_k} = -Q_k, \quad (6.4)$$

що є додатковою перевіркою правильності обчислень.

6.4. Еквівалентна поздовжня сила

Інтенсивність напруженого стану в перерізах корпусу ЛА визначається в основному максимальними нормальними напруженнями. Їх величину наближено можна оцінити, замінюючи реальний переріз безстрингерним зі зведеною товщиною δ_0 , що визначається внаслідок процедури "розмазування" стрингерів.

Тоді

$$\sigma_{\max} = \frac{N}{2\pi R\delta_0} \left(1 + \left| \frac{2M}{RN} \right| \right). \quad (6.5)$$

Еквівалентною поздовжньою силою називають таку силу, дія якої спричиняє в перерізі напруження, що дорівнюють максимальним напруженням від спільної дії дійсних N і M :

$$N_{екв} = N \left(1 + \left| \frac{2M}{RN} \right| \right). \quad (6.6)$$

Ця сила використовується як критерій інтенсивності навантаження перерізів. Побудова епюри еквівалентної поздовжньої сили є необхідною для вибору найбільш навантаженого перерізу корпусу ЛА.

Будуючи епюру $N_{екв}$, слід пам'ятати, що ця епюра має такий самий стрибок, як і епюра N , на кожному з вантажів. Тому слід обчислювати значення $N_{екв}$ над вантажами двічі: для перерізу, розташованого лівіше вантажу ($N_{екв}^-$), і для перерізу, розташованого правіше вантажу ($N_{екв}^+$). Між вантажами значення $N_{екв}$ змінюється за лінійним законом відповідно до змінення згинального моменту.

Наведена методика побудови епюр внутрішніх сил не точно враховує зусилля, що передаються на корпус ЛА від прискорювачів пакетної схеми. З метою зниження трудомісткості вважають, що всі сили, які діють на прискорювач пакетної схеми, передаються на корпус ЛА безпосередньо в тому місці, де вони прикладаються до прискорювача. Насправді на корпус передаються реакції у вузлах підвіски прискорювача, величини яких є статично еквівалентними системі сил (поверхневих і масових), що діють на прискорювач (визначаються з умов рівноваги прискорювача).

Дисципліна «Розрахунок літального апарата на міцність» передбачає виконання курсового проєкту (дод. 1, 2).

Звіт про виконання курсової роботи обов'язково має містити розділи «Зміст», «Висновки», «Список використаних джерел» [4].

**ПРИКЛАД КУРСОВОЇ РОБОТИ НА ТЕМУ
«НЕМАНЕВРЕНА ДІЛЯНКА ПОЛЬОТУ»**

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет авіаційних двигунів

Кафедра міцності літальних апаратів

КУРСОВА РОБОТА

з дисципліни «Міцність літальних апаратів»
на тему «Неманеврена ділянка польоту»

Пояснювально-розрахункова записка

Виконав: студент __ курсу групи № _____
напряму підготовки (спеціальності)
6.134 «Ракетні та космічні комплекси»

Прийняв: _____

Національна шкала: _____

Кількість балів: _____

Оцінка: ECTS _____

Харків – 2023

ВСТУП

Метою цього курсового проєкту є проведення поетапного розрахунку на міцність заданого літального апарата. Цей розрахунок, що складається з проєктувального й перевірного розрахунків, є одним з етапів проєктування будь-якого нового виробу.

У цьому курсовому проєкті спроектовано частину силової конструкції планера, а саме силову конструкцію (обшивку та каркас) корпусу заданого літального апарата за умовами міцності.

Функціональним призначенням силової конструкції планера є сприйняття навантажень, що виникають у процесі експлуатації. Під час проєктування необхідно забезпечити достатню міцність при мінімальній масі конструкції. Маса силової конструкції є одним з основних параметрів, якими визначається досконалість ЛА. Тому в авіації розрахунок на міцність не зводиться до перевірки виконання умов міцності, а є основним інструментом створення силової конструкції планера.

ВИХІДНІ ДАНІ

Варіант 1.1

Задано:

- два ступені, схема «тандем»;
- розрахункова швидкість польоту: $M = 2,5$;
- висота польоту: $H = 2$ км;
- швидкість вертикального пориву вітру: $W_{en} = 27$ м/с;
- швидкість горизонтального пориву вітру: $W_{zn} = 80$ м/с;
- бокова складова тяги: $\Delta \bar{Y}^T = 0,25$ %.

Розрахунковий режим польоту: неманеврена ділянка, максимальні поперечні навантаження. Основні значення параметрів ЛА наведено в таблицях 1–3.

Таблиця 1 – Параметри корпусів 1-го й 2-го ступенів

Параметр	Ступінь	
	1-й	2-й
Довжина корпусу l_{ϕ} , мм	8180	4320
Діаметр міделя d_{κ} , мм	750	1000
Довжина носової частини $l_{\text{нос}}$, мм	2700	200
Форма носової частини	Конус	Усічений конус
Характерна площа (мідель) S , м ²	0,442	0,785
Похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки C_y^{α} , рад ⁻¹	3	—
Мінімальний коефіцієнт лобового опору $C_{x0} \cdot 1000$	90	30
Коефіцієнт гальмування потоку μ	—	0,8
Маса силової конструкції m , кг	70	30
Тяга двигуна T , кН	—	660

Таблиця 2 – Вагове зведення відсіків (без силової конструкції)

Параметр	Номер відсіку						
	1	2	3	4	5	6	7
Довжина відсіку l , мм	1300	1420	1800	1800	1860	2160	2160
Маса відсіку m , кг	510	564	716	700	740	200	200

Таблиця 3 – Параметри крила, руля і стабілізатора

Параметр	Крило	Руль	Стабілізатор
Положення носика бортової хорди відносно носу ЛА x_b , мм	2720	7920	11350
Довжина бортової хорди b_b , мм	5200	220	1150
Кут стрілоподібності за ПК $\chi_{ПК}$, град	81,631	0	17,354
Розмах консолі l_k , мм	765	765	1600
Довжина кінцевої хорди b_k , мм	0	180	650
Маса однієї консолі m_k , мм	50	3	35
Площа однієї консолі S_k , м ²	1,99	0,153	1,45
Похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки C_y^α , рад ⁻¹	1,7	1,4	1,8
Похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом відхилення рулів C_y^δ , рад ⁻¹	—	1,3	—
Характерна площа S , м ²	3,98	0,306	2,9
Мінімальний коефіцієнт лобового опору $C_{x0} \cdot 1000$	3,25	6,21	4,11
Коефіцієнт скосу потоку ε^α , рад ⁻¹	0	0,2	0,2
Коефіцієнт гальмування потоку μ	1	0,9	0,8
Схема розташування консолей	+	+	+
Положення центра тиску $\bar{x}_{ЦТ}$	0,62	0,5	0,52

1 ПАРАМЕТРИ РОЗРАХУНКОВОГО РЕЖИМУ

1.1 Задані параметри розрахункового режиму

Задано:

- розрахункова швидкість польоту: $M = 2,5$;
- висота польоту: $H = 2$ км ($a_H = 332,5$ м/с, $\rho_H = 1,007$ кг/м³);
- швидкість вертикального пориву вітру: $W_{ВП} = 27$ м/с;
- швидкість горизонтального пориву вітру: $W_{ГП} = 80$ м/с.

1.2 Інерційні характеристики ЛА

У всіх подальших розрахунках беруть $g = 9,81$ м/с². Для визначення

інерційних характеристик ЛА розглядаємо як стрижень із зосередженими навантаженнями, розташованими на межах відсіків (на силових шпангоутах).

Маса корпусу літака розподіляється між відсіками пропорційно довжині відсіків, а маса несних поверхонь – пропорційно площам секцій несних поверхонь, що припадають на відсік.

Усі результати розрахунків для здійснення переходу від реального ЛА до стрижня з зосередженими навантаженнями, визначення ваги літака, ваги зосереджених навантажень, центра ваги отриманої системи, масового моменту інерції зведено до таблиць 4 і 5.

Погонна маса конструкції для 1-го й 2-го ступенів:

$$\Delta M_{\text{ск}i}^I = \frac{70}{8,18} = 8,557 \frac{\text{кг}}{\text{м}}, \quad \Delta M_{\text{ск}i}^{II} = \frac{30}{4,32} = 6,944 \frac{\text{кг}}{\text{м}}.$$

Маси крила, руля та стабілізатора взято з урахуванням того, що вони складаються з чотирьох консолей.

Схему ЛА з усіма розмірами зображено на рисунку 1.

Таблиця 4 – Маса ЛА та її складові

Параметр	Номер відсіку							Σ
	1	2	3	4	5	6	7	
$l, \text{м}$	1,3	1,42	1,8	1,8	1,86	2,16	2,16	12,5
$\Delta M_{\text{відс}}, \text{кг}$	510	564	716	700	740	200	200	3630
$\Delta M_{\text{ск}}, \text{кг}$	11,12	12,15	15,4	15,4	15,92	15	15	100
$\Delta M_{\text{кр}}, \text{кг}$	—	—	23,92	71,9	104,12	—	—	200
$\Delta M_{\text{р}}, \text{кг}$	—	—	—	—	12	—	—	12
$\Delta M_{\text{стаб}}, \text{кг}$	—	—	—	—	—	—	140	140
$M_{\text{відс}}^{\Sigma}, \text{кг}$	521,12	576,15	755,32	787,26	872,04	215	355	4082

Маса всього ЛА становить 4082 кг.

Маси відсіків для створення дискретної моделі зосереджених навантажень розподілено по межових силових шпангоутах: 1/3 маси відсіку 1 віднесено до нульового шпангоута, а 2/3 – до першого шпангоута. Маси інших відсіків розподілено порівну по шпангоутах, які обмежують ці відсіки. Отримані таким чином маси навантажень було округлено так, щоб їх сума дорівнювала 4082 кг.

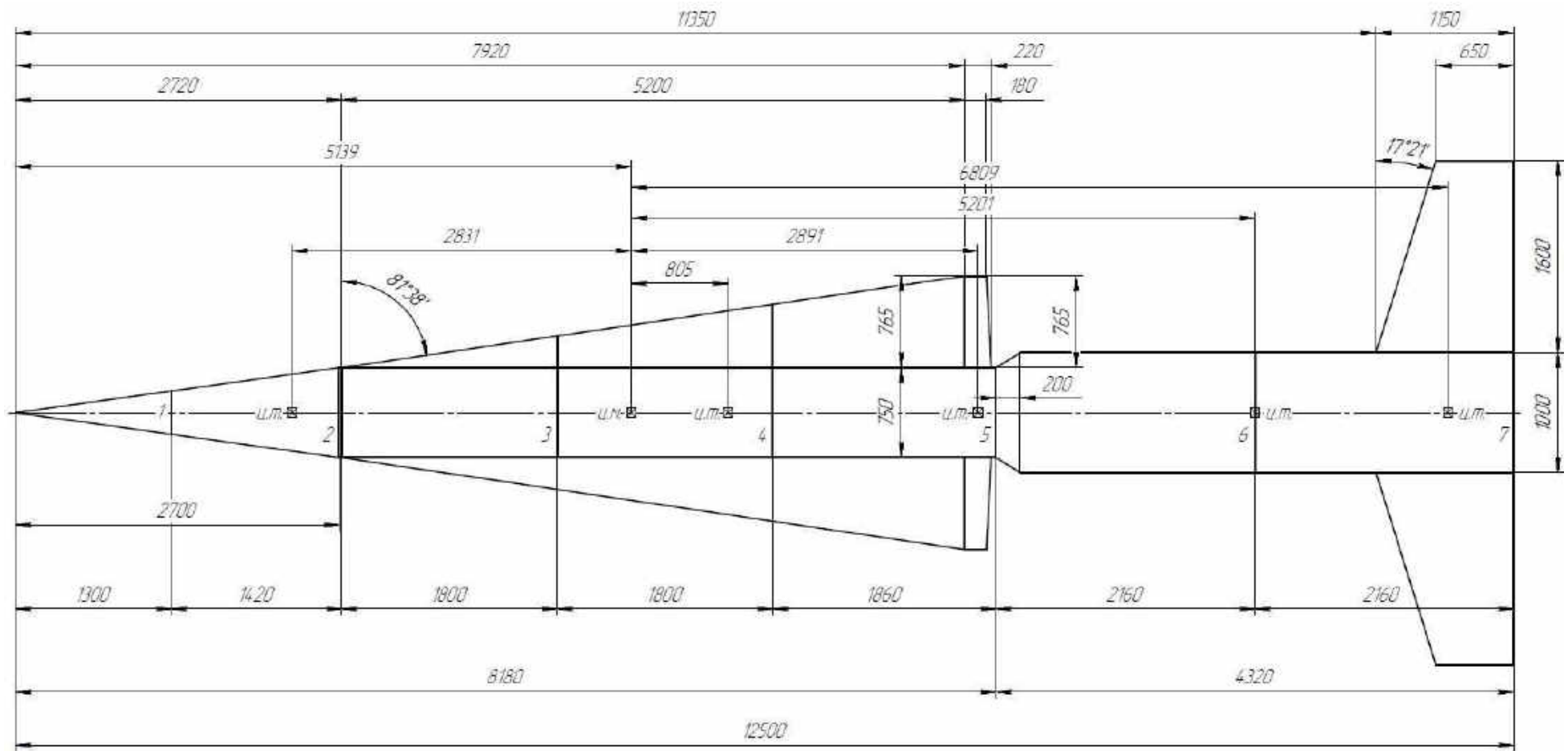


Рисунок 1 – Схема ЛА

Таблиця 5 – Дискретна модель зосереджених навантажень

Параметр	Номер шпангоута								
	0	1	2	3	4	5	6	7	Σ
$M_{гр}, \text{кг}$	173,71	635,49	665,74	771,29	829,65	543,52	285	177,5	4082
$M_i, \text{кг}$	175	635	665	770	830	545	285	177	4082
$x_i, \text{м}$	0	1,3	2,72	4,52	6,32	8,18	10,34	12,5	—
$M_i x_i, \text{кг} \cdot \text{м}$	0	825,5	1808,8	3480,4	5245,6	4458,1	2946,9	2212,5	20978
$x_{1i}, \text{м}$	5,139	3,839	2,419	0,619	-1,181	-3,041	-5,201	-7,361	—
$M_i x_{1i}, \text{кг} \cdot \text{м}$	899,3	2437,8	1608,7	476,7	-980,1	-1657,3	-1482,3	-1302,9	5422,6 -5422,6
$M_i x_{1i}^2, \text{кг} \cdot \text{м}^2$	4621,8	9359,1	3891,6	295,1	1157,5	5039,7	7709,1	9590,4	41664

Визначення положення центра мас у початковій системі координат:

$$x_T = \frac{\sum M_i x_i}{\sum M_i} = \frac{20978}{4082} = 5,139 \text{ м.}$$

Координати шпангоутів (зосереджених навантажень) у центральній системі координат:

$$x_{1i} = x_T - x_i.$$

Похибка обчислення положення центра мас: $\delta = 0 \%$.

Масовий момент інерції:

$$I_z^M = \sum M_i \cdot x_{1i}^2 = 41664 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

1.3 Визначення похідних коефіцієнта піднімальної сили ЛА

Для спрощення розрахунків уважатимемо, що коефіцієнти гальмування та скоу потоку враховані в похідних коефіцієнтів C_{yj}^α і C_{yj}^δ .

За характерну площу візьмемо площу крила: $S = S_{кр} = 3,98 \text{ м}^2$.

За характерну довжину візьмемо довжину фюзеляжу: $l = l_\phi = 12,5 \text{ м}$.

Похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки:

$$C_{yЛА}^\alpha = \sum C_{yj}^\alpha \frac{S_j}{S} = 1,7 \cdot \frac{3,98}{3,98} + 1,4 \cdot \frac{0,306}{3,98} + 1,8 \cdot \frac{2,9}{3,98} + 3 \cdot \frac{0,442}{3,98} = 3,452.$$

Похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом відхилення рулів:

$$C_{yЛА}^\delta = C_{yp}^\delta \frac{S_p}{S} = 1,3 \cdot \frac{0,306}{3,98} = 0,1.$$

1.4 Визначення коефіцієнта сили лобового опору ЛА

Коефіцієнт сили лобового опору ЛА визначається за формулою

$$C_{x0 \text{ ЛА}} = \sum C_{x0j} \frac{S_j}{S} = 0,00325 \cdot \frac{3,98}{3,98} + 0,00621 \cdot \frac{0,306}{3,98} + 0,00411 \cdot \frac{2,9}{3,98} + 0,09 \cdot \frac{0,442}{3,98} + 0,03 \cdot \frac{0,785}{3,98} = 0,0226.$$

1.5 Визначення положення центрів тиску агрегатів ЛА

Координати центрів тиску потрібні для визначення похідних коефіцієнтів моменту тангажу.

Центр тиску 1-го ступеня (носової частини) корпусу:

$$x_{1 \text{ кI}} = x_T - \left(\frac{7}{9} l_{\text{нос}} + \frac{5}{18} d_{\phi} \right) = 5,139 - \left(\frac{7}{9} \cdot 2,7 + \frac{5}{18} \cdot 0,75 \right) = 2,831 \text{ м.}$$

Центр тиску крила:

$$x_{1 \text{ кр}} = x_T - x_{\text{б кр}} - \bar{x}_{\text{ЦТ кр}} b_{\text{б кр}} = 5,139 - 2,72 - 0,62 \cdot 5,2 = -0,805 \text{ м.}$$

Центр тиску руля:

$$x_{1 \text{ р}} = x_T - x_{\text{б р}} - \bar{x}_{\text{ЦТ р}} b_{\text{б р}} = 5,139 - 7,92 - 0,5 \cdot 0,22 = -2,891 \text{ м.}$$

Центр тиску стабілізатора:

$$x_{1 \text{ стаб}} = x_T - x_{\text{б стаб}} - \bar{x}_{\text{ЦТ стаб}} b_{\text{б стаб}} = 5,139 - 11,25 - 0,52 \cdot 1,15 = -6,809 \text{ м.}$$

Центр тиску 2-го ступеня корпусу:

$$x_{1 \text{ кII}} = x_T - (l_{\text{кI}} + 0,5 l_{\text{кII}}) = 5,139 - (8,18 + 0,5 \cdot 4,32) = -5,201 \text{ м.}$$

1.6 Визначення похідних коефіцієнта моменту тангажу при $\alpha = \delta = 0$

Похідна коефіцієнта моменту тангажу за кутом атаки:

$$m_{z0 \text{ ЛА}}^{\alpha} = \sum (C_{y_j}^{\alpha} + C_{x0j}) \frac{x_{1j} S_j}{l S} = (1,7 + 0,00325) \cdot \frac{-0,805 \cdot 3,98}{12,5 \cdot 3,98} + (1,4 + 0,00621) \cdot \frac{-2,891 \cdot 0,306}{12,5 \cdot 3,98} + (1,8 + 0,00411) \cdot \frac{-6,809 \cdot 1,8}{12,5 \cdot 3,98} + (3 + 0,09) \cdot \frac{2,831 \cdot 0,442}{12,5 \cdot 3,98} + (0 + 0,03) \cdot \frac{-5,201 \cdot 0,785}{12,5 \cdot 3,98} = -0,7755.$$

Оскільки $m_{z \text{ ЛА}}^{\alpha} < 0$, то аеродинамічна схема ЛА є статично стійкою.

Похідна коефіцієнта моменту тангажу за кутом відхилення рулів:

$$m_{z0 \text{ ЛА}}^{\delta} = C_{y \text{ р}}^{\delta} \frac{x_{1 \text{ р}} S_{\text{р}}}{l S} = 1,3 \cdot \frac{-2,891 \cdot 0,306}{12,5 \cdot 3,98} = -0,0231.$$

Отримано значення $m_{z \text{ ЛА}}^{\delta} < 0$, що відповідає нормальній аеродинамічній схемі ЛА.

1.7 Визначення балансувального відношення

Балансувальне відношення ЛА визначаємо за формулою

$$\left(\frac{\delta}{\alpha}\right)_{\text{бал}} = -\left(\frac{m_{z0 \text{ ла}}^{\alpha}}{m_{z0 \text{ ла}}^{\delta}}\right) = -\left(\frac{-0,7755}{-0,0231}\right) = -33,55.$$

Оскільки ЛА має стабілізатор і прискорювач, то це балансувальне відношення суттєво відрізняється від орієнтовного значення для нормальної аеродинамічної схеми (-1,5...-1).

1.8 Визначення фокусу ЛА

Фокус ЛА за кутом атаки:

$$x_{F\alpha} = \frac{m_{z0 \text{ ЛА}}^{\alpha}}{C_{y \text{ ЛА}}^{\alpha}} l = \frac{-0,7755}{3,452} \cdot 12,5 = -2,808 \text{ м.}$$

Оскільки $x_{F\alpha} < 0$, то аеродинамічна схема ЛА є статично стійкою.

Фокус ЛА за кутом відхилення рулів збігається з центом тиску рулів:

$$x_{F\delta} = x_{1 \text{ р}} = 2,891 \text{ м.}$$

1.9 Визначення максимального перевантаження на неманевреній ділянці

Максимальне перевантаження визначається як сума:

$$n_y = n_y^{\text{ТР}} + n_y^{\text{ВП}} + n_y^{\text{ГП}}.$$

Траєкторне перевантаження – розгін по прямолінійній траєкторії під кутом $\theta = 45^\circ$:

$$n_y^{\text{ТР}} = \cos \theta = \cos 45^\circ = 0,707.$$

Траєкторні кути атаки та відхилення рулів необхідно визначати із умови недосконалості тяги.

Припустимо, що тяга та бокова складова тяги прикладені на середині довжини прискорювача – тут центр тиску 2-го ступеня корпусу. Його координата $x_{1 \text{ КП}} = x_{1 \text{ Т}} = -5,201 \text{ м}$.

Бокова складова тяги:

$$\Delta Y^T = \Delta \bar{Y}^T T = 0,0025 \cdot 660 = 1,65 \text{ кН.}$$

Момент тангажу, спричинений боковою складовою тяги:

$$\Delta M_z^T = \Delta Y^T |x_{1 \text{ Т}}| = 1,65 \cdot 5,201 = 8,581 \text{ кН} \cdot \text{м.}$$

Можливими є два випадки:

- 1) $\Delta Y^T > 0$, $\Delta M_z^T < 0$;
- 2) $\Delta Y^T < 0$, $\Delta M_z^T > 0$.

Траєкторні кути атаки та відхилення рулів визначимо із системи рівнянь

$$\begin{cases} m_z^\alpha \alpha_{\text{тр}} + m_z^\delta \delta_{\text{тр}} = -\frac{\Delta M_z^T}{q_\infty S l}; \\ (Y^\alpha + T) \alpha_{\text{тр}} + Y^\delta \delta_{\text{тр}} = n_y^{\text{тр}} G - \Delta Y^T. \end{cases}$$

Тут

$$\begin{aligned} V &= M a_H = 0,85 \cdot 332,5 = 831,3 \text{ м/с}; \\ q_\infty &= \frac{\rho_H V^2}{2} = \frac{1,0066 \cdot 831,3^2}{2} = 348 \text{ кПа}; \\ G &= m g = 4082 \cdot 9,81 = 40 \text{ кН}; \\ Y^\alpha &= C_{y_{\text{ЛА}}}^\alpha q_\infty S = 3,452 \cdot 348 \cdot 3,98 = 4779 \text{ кН}; \\ Y^\delta &= C_{y_{\text{ЛА}}}^\delta q_\infty S = 0,1 \cdot 348 \cdot 3,98 = 138 \text{ кН}; \end{aligned}$$

1. $\Delta Y^T = 1,65 \text{ кН} > 0$, $\Delta M_z^T = -8,581 \text{ кНм} < 0$;

$$\begin{cases} -0,7755 \alpha_{\text{тр}} - 0,0231 \delta_{\text{тр}} = -\frac{-8,581}{348 \cdot 3,98 \cdot 12,5}; \\ (4779 + 660) \alpha_{\text{тр}} + 138 \delta_{\text{тр}} = 0,707 \cdot 40 - 1,65, \\ \begin{cases} -0,7755 \alpha_{\text{тр}} - 0,0231 \delta_{\text{тр}} = 0,0005; \\ 5439 \alpha_{\text{тр}} + 138 \delta_{\text{тр}} = 26,67. \end{cases} \end{cases}$$

Загальний розв'язок:

$$\begin{cases} \alpha_{\text{тр}} = 0,03716 \approx 2,13^\circ; \\ \delta_{\text{тр}} = -1,268 \approx -72,66^\circ. \end{cases}$$

2. $\Delta Y^T = -1,65 \text{ кН} < 0$, $\Delta M_z^T = 8,581 \text{ кНм} > 0$;

$$\begin{cases} -0,7755 \alpha_{\text{тр}} - 0,0231 \delta_{\text{тр}} = -\frac{8,581}{348 \cdot 3,98 \cdot 12,5}; \\ (4779 + 660) \alpha_{\text{тр}} + 138 \delta_{\text{тр}} = 0,707 \cdot 40 - (-1,65), \\ \begin{cases} -0,7755 \alpha_{\text{тр}} - 0,0231 \delta_{\text{тр}} = -0,0005; \\ 5439 \alpha_{\text{тр}} + 138 \delta_{\text{тр}} = 29,97. \end{cases} \end{cases}$$

Загальний розв'язок:

$$\begin{cases} \alpha_{\text{тр}} = 0,03386 \approx 1,94^\circ; \\ \delta_{\text{тр}} = -1,1144 \approx -63,85^\circ. \end{cases}$$

Оскільки кути відхилення рулів виявилися значно більшими, то припустимо, що $\delta_{\text{тр}} = 0$, і проведемо розрахунки відносно $n_y^{\text{тр}}$ і $\alpha_{\text{тр}}$:

1. $Y^T = 1,65 \text{ кН} > 0$, $\Delta M_z^T = -8,581 \text{ кНм} < 0$;

$$\begin{cases} -0,7755 \alpha_{\text{тр}} - 0,0231 \cdot 0 = -\frac{-8,581}{348 \cdot 3,98 \cdot 12,5}; \\ (4779 + 660) \alpha_{\text{тр}} + 138 \cdot 0 = n_y^{\text{тр}} \cdot 40 - 1,65, \\ \begin{cases} -0,7755 \alpha_{\text{тр}} = 0,0005; \\ 5439 \alpha_{\text{тр}} - 40 n_y^{\text{тр}} = -1,65. \end{cases} \end{cases}$$

Загальний розв'язок:

$$\begin{cases} \alpha_{\text{тр}} = -0,00064 \approx -0,04^\circ; \\ n_y^{\text{тр}} = -0,0457. \end{cases}$$

$$2. \Delta Y^T = -1,65 \text{ кН} < 0, \Delta M_z^T = 8,581 \text{ кНм} > 0;$$

$$\begin{cases} -0,7755\alpha_{\text{тр}} - 0,0231 \cdot 0 = -\frac{8,581}{348 \cdot 3,98 \cdot 12,5}; \\ (4779 + 660)\alpha_{\text{тр}} + 138 \cdot 0 = n_y^{\text{тр}} \cdot 40 - (-1,65), \\ \begin{cases} -0,7755\alpha_{\text{тр}} = -0,0005; \\ 5439\alpha_{\text{тр}} - 40n_y^{\text{тр}} = 1,65. \end{cases} \end{cases}$$

Загальний розв'язок:

$$\begin{cases} \alpha_{\text{тр}} = 0,00064 \approx 0,04^\circ; \\ n_y^{\text{тр}} = 0,0457. \end{cases}$$

Коефіцієнт піднімальної сили ЛА для двох випадків:

$$C_{y \text{ ЛА}} = C_{y \text{ ЛА}}^\alpha \alpha_{\text{тр}} + C_{y \text{ ЛА}}^\delta \delta_{\text{тр}};$$

$$1) \Delta Y^T > 0: C_{y \text{ ЛА}} = 3,452 \cdot -0,00064 + 0,1 \cdot 0 = -0,00221;$$

$$2) \Delta Y^T < 0: C_{y \text{ ЛА}} = 3,452 \cdot 0,00064 + 0,1 \cdot 0 = 0,00221.$$

У подальших розрахунках береться варіант, при якому $C_{y \text{ ЛА}} = \text{max}$, тобто розрахунок при $\Delta Y^T < 0$. Таким чином, параметри польоту:

$$\alpha_{\text{тр}} = 0,00064 \approx 0,04^\circ; \delta_{\text{тр}} = 0;$$

$$\Delta Y^T = -1,65 \text{ кН}; \Delta M_z^T = 8,581 \text{ кН} \cdot \text{м};$$

$$n_y^{\text{тр}} = 0,0457; C_{y \text{ ЛА}} = 0,00221.$$

Визначення додаткових перевантажень:

а) додаткове перевантаження від дії горизонтального пориву вітру зі швидкістю $W_{\text{гп}} = 80 \text{ м/с}$:

$$\begin{aligned} \Delta n_y^{\text{гп}} &= C_{y \text{ ЛА}} \frac{\rho_H W_{\text{гп}} V}{2 \left(\frac{G}{S}\right)} \left(2 + \frac{W_{\text{гп}}}{V}\right) = 0,00221 \cdot \frac{1,007 \cdot 80 \cdot 831,3}{2 \cdot \left(\frac{40000}{3,98}\right)} \left(2 + \frac{80}{831,3}\right) = \\ &= 0,001; \end{aligned}$$

б) додаткове перевантаження від дії вертикального пориву вітру зі швидкістю $W_{\text{вп}} = 27 \text{ м/с}$:

$$\Delta n_y^{\text{вп}} = \eta C_{y \text{ ЛА}}^\alpha \frac{\rho_H W_{\text{вп}} V}{2 \left(\frac{G}{S}\right)} = 0,9 \cdot 3,452 \cdot \frac{1,007 \cdot 27 \cdot 831,3}{2 \cdot \left(\frac{40000}{3,98}\right)} = 3,489;$$

в) максимальне перевантаження в розрахунковому режимі:

$$n_y = n_y^{\text{тр}} + n_y^{\text{вп}} + n_y^{\text{гп}} = 0,046 + 3,489 + 0,001 = 3,54.$$

2. ВИЗНАЧЕННЯ ПОВІТРЯНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА ЛА В РОЗРАХУНКОВОМУ РЕЖИМІ

2.1 Визначення кута атаки в розрахунковому режимі

Визначимо кут атаки при $\delta = \delta_{\text{тр}} = 0$:

$$\alpha_{\text{пр}} = \frac{n_y G - Y^\delta \delta - \Delta Y^T}{Y^\alpha + T} = \frac{3,54 \cdot 40 + 138 \cdot 0 + 1,65}{4779 + 660} = 0,0263 \approx 1,94^\circ.$$

Візьмемо його як розрахунковий.

2.2 Визначення повітряних навантажень агрегатів та ЛА

Параметри розрахункового режиму:

$$\alpha = 0,0263 \approx 1,94^\circ; \quad \delta = 0;$$
$$q = 348 \text{ кПа}; \quad n_y = 3,54.$$

2.2.1 Визначення піднімальних сил агрегатів і ЛА

Загальна формула для визначення піднімальної сили агрегата:

$$Y_j = (C_{y_j}^\alpha \alpha + C_{y_j}^\delta \delta) q S_j.$$

Визначаємо піднімальні сили:

- 1-го ступеня корпусу:

$$Y_{\text{кI}} = (3 \cdot 0,0263) \cdot 348 \cdot 0,442 = 12,15 \text{ кН};$$

- 2-го ступеня корпусу:

$$Y_{\text{кII}} = 0 \text{ кН};$$

- крила:

$$Y_{\text{кр}} = (1,7 \cdot 0,0263) \cdot 348 \cdot 3,98 = 61,97 \text{ кН};$$

- руля:

$$Y_{\text{р}} = (1,4 \cdot 0,0263 + 1,3 \cdot 0) \cdot 348 \cdot 0,306 = 3,92 \text{ кН};$$

- стабілізатора:

$$Y_{\text{стаб}} = (1,8 \cdot 0,0263) \cdot 348 \cdot 2,9 = 47,81 \text{ кН};$$

- усього ЛА:

$$Y = \Sigma Y_j = 12,15 + 0 + 61,97 + 3,92 + 47,81 = 125,85 \text{ кН}.$$

Перевірка правильності розрахунків:

$$G n_y - \Delta Y^T = Y + T \alpha;$$
$$40 \cdot 3,54 + 1,65 = 125,85 + 660 \cdot 0,0263;$$
$$143,23 = 143,23.$$

Похибка обчислення становить 0 %, тому розрахунки виконано правильно.

2.2.2 Визначення сил лобового опору агрегатів і ЛА

Загальна формула для визначення сили лобового опору агрегата при нульовому куті атаки:

$$X_{0j} = -C_{x0j} q S_j.$$

Визначаємо сили лобового опору:

- 1-го ступеня корпусу:

$$X_{0\text{кІ}} = -0,09 \cdot 348 \cdot 0,442 = -13,836 \text{ кН};$$

- 2-го ступеня корпусу:

$$X_{0\text{кІІ}} = -0,03 \cdot 348 \cdot 0,442 = -8,191 \text{ кН};$$

- крила:

$$X_{0\text{кр}} = -0,00325 \cdot 348 \cdot 3,98 = -4,499 \text{ кН};$$

- руля:

$$X_{0\text{р}} = -0,00621 \cdot 348 \cdot 0,306 = -0,611 \text{ кН};$$

- стабілізатора:

$$X_{0\text{стаб}} = -0,00411 \cdot 348 \cdot 2,9 = -4,146 \text{ кН}.$$

Загальні формули для визначення сил лобового опору для агрегатів, що не відхиляються, та агрегатів, що відхиляються, у швидкісній системі координат мають такий вигляд:

$$X_j = \frac{X_{0j} - Y_j \sin \alpha}{\cos \alpha}, \quad X_j = \frac{X_{0j} - Y_j \sin(\alpha + \delta)}{\cos(\alpha + \delta)}.$$

Визначаємо сили лобового опору:

- 1-го ступеня корпусу:

$$X_{\text{кІ}} = \frac{-13,836 - 12,15 \sin 0,0263}{\cos 0,0263} = -14,161 \text{ кН};$$

- 2-го ступеня корпусу:

$$X_{\text{кІІ}} = \frac{-8,191 - 0 \sin 0,0263}{\cos 0,0263} = -8,194 \text{ кН};$$

- крила:

$$X_{\text{кр}} = \frac{-4,449 - 61,97 \sin 0,0263}{\cos 0,0263} = -6,133 \text{ кН};$$

- руля:

$$X_{\text{р}} = \frac{-0,611 - 3,92 \sin 0,0263}{\cos 0,0263} = -0,765 \text{ кН};$$

- стабілізатора:

$$X_{\text{стаб}} = \frac{-4,146 - 47,81 \sin 0,0263}{\cos 0,0263} = -5,406 \text{ кН};$$

- усього ЛА:

$$X = \Sigma X_j = -14,161 - 8,194 - 6,133 - 0,765 - 5,406 = -34,66 \text{ кН}.$$

2.2.3 Визначення перевантаження ЛА вздовж осі Ox

Поздовжнє перевантаження визначаємо так:

$$n_x = \frac{T \cos \alpha + X}{G} = \frac{660 \cos 0,0263 - 34,66}{40} = 15,61.$$

2.2.4 Перехід до зв'язаної системи координат

Для визначення повітряних навантажень і коефіцієнтів перевантажень скористаємось формулами повороту осей:

$$X_{1j} = X_j \cos \alpha + Y_j \sin \alpha, \quad Y_{1j} = Y_j \cos \alpha - X_j \sin \alpha;$$

$$n'_{x1} = n_x \cos \alpha + n_y \sin \alpha, \quad n'_{y1} = n_y \cos \alpha - n_x \sin \alpha.$$

Сили лобового опору агрегатів у зв'язаній системі координат:

$$X_{1\text{кІ}} = -14,161 \cos 0,0263 + 12,15 \sin 0,0263 = -13,836 \text{ кН};$$

$$X_{1\text{кІІ}} = -8,194 \cos 0,0263 + 0 \sin 0,0263 = -8,191 \text{ кН};$$

$$X_{1\text{кр}} = -6,133 \cos 0,0263 + 61,97 \sin 0,0263 = -4,499 \text{ кН};$$

$$X_{1\text{р}} = -0,765 \cos 0,0263 + 3,92 \sin 0,0263 = -0,611 \text{ кН};$$

$$X_{1\text{стаб}} = -5,406 \cos 0,0263 + 47,81 \sin 0,0263 = -4,146 \text{ кН}.$$

Сила лобового опору всього ЛА:

$$X_1 = \Sigma X_{1j} = -13,836 - 8,191 - 4,499 - 0,611 - 4,146 = -31,33 \text{ кН}.$$

Піднімальні сили агрегатів у зв'язаній системі координат:

$$Y_{1\text{кІ}} = 12,15 \cos 0,0263 + 14,161 \sin 0,0263 = 12,51 \text{ кН};$$

$$Y_{1\text{кІІ}} = 0 \cos 0,0263 + 8,194 \sin 0,0263 = 0,22 \text{ кН};$$

$$Y_{1\text{кр}} = 61,97 \cos 0,0263 + 6,133 \sin 0,0263 = 62,11 \text{ кН};$$

$$Y_{1\text{р}} = 3,92 \cos 0,0263 + 0,765 \sin 0,0263 = 3,94 \text{ кН};$$

$$Y_{1\text{стаб}} = 47,81 \cos 0,0263 + 5,406 \sin 0,0263 = 47,94 \text{ кН}.$$

Піднімальна сила всього ЛА:

$$Y_1 = \Sigma Y_{1j} = 12,51 + 0,22 + 62,11 + 3,94 + 47,94 = 126,72 \text{ кН}.$$

Коефіцієнт поздовжнього перевантаження у зв'язаній системі координат:

$$n'_{x1} = 15,61 \cos 0,0263 + 3,54 \sin 0,0263 = 15,7;$$

$$n''_{x1} = \frac{T + X_1}{G} = \frac{660 - 31,33}{40} = 15,7.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0,002 \%$.

Коефіцієнт нормального перевантаження у зв'язаній системі координат:

$$n'_{y1} = 3,54 \cos 0,0263 - 15,61 \sin 0,0263 = 3,12;$$

$$n''_{y1} = \frac{Y_1 + \Delta Y^T}{G} = \frac{126,72 - 1,65}{40} = 3,12.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0,007\%$.

Момент тангажу також визначається двома способами:

$$M'_z = \sum Y_{1j} x_{1j} + \Delta M_z^T = 12,51 \cdot 2,831 + 0,22(-5,201) +$$

$$+ 62,11 \cdot (-0,805) + 3,94(-2,891) + 47,94(-6,809) + 8,581 =$$

$$= -344,9 \text{ кН} \cdot \text{м};$$

$$M''_z = (m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta) q S l + \Delta M_z^T =$$

$$= (-0,7755 \cdot 0,0263 - 0,0231 \cdot 0) \cdot 348 \cdot 3,98 \cdot 12,5 + 8,581 = -344,8 \text{ кН} \cdot \text{м}.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0,036 \%$.

3 ЗРІВНОВАЖЕННЯ ЛА ТА ПОБУДОВА ЕПЮР ВНУТРІШНІХ ЗУСИЛЬ

Вихідні дані:

$$n_{x1} = 15,7; \quad n_{y1} = 3,12; \quad R_1 = \frac{750}{2} = 375 \text{ мм}; \quad R_2 = \frac{1000}{2} = 500 \text{ мм};$$

$$I_z = 41664 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}; \quad M_z = -344,84 \text{ кН} \cdot \text{м}; \quad G = 40 \text{ кН} \cdot \text{м}; \quad P = 660 \text{ кН} \cdot \text{м}.$$

Параметри основних сил, що діють на ЛА, наведено в таблиці 6.

Таблиця 6 – Піднімальні сили та сили лобового опору агрегатів ЛА

Параметр	1-й ступінь	2-й ступінь	Крило	Руль	Стабілізатор	Σ
Піднімальна сила Y_1 , кН	12,51	0,22	62,11	3,94	47,94	126,72
Сила лобового опору X_1 , кН	-13,836	-8,191	-4,499	-0,661	-4,146	-31,33

Кутове прискорення:

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{I_z} = \frac{-344840}{41664} = -8,277 \text{ с}^{-2}.$$

Зрівноважувальні сили вздовж осі Ox_1 :

$$S_i = -n_{x1} G_i;$$

Зрівноважувальні сили вздовж осі Oy_1 :

$$P_i = F_i + \Phi_i;$$

$$F_i = -n_y G_i, \quad \Phi_i = -\frac{\varepsilon_z x_{1i}}{g} G_i.$$

Основні параметри для зрівноваження ЛА наведено в таблиці 7.

Таблиця 7 – Зрівноваження ЛА

Параметр	Номер шпангоута								Σ
	0	1	2	3	4	5	6	7	
x_{1i} , м	5,139	3,839	2,419	0,619	-1,181	-3,041	-5,201	-7,361	-
G_i , кН	1,717	6,229	6,524	7,554	8,142	5,346	2,796	1,736	40
S_i , кН	-26,95	-97,8	-102,4	-118,6	-127,8	-83,93	-43,89	-27,26	-628,7
F_i , кН	-5,362	-19,46	-20,38	-23,59	-25,43	-16,7	-8,732	-5,423	-125,1
Φ_i , кН	7,444	20,18	13,32	3,946	-8,112	-13,72	-12,27	-10,78	0
P_i , кН	2,082	0,721	-7,061	-19,65	-33,54	-30,42	-21	-16,21	-
$F_i x_{1i}$, кН · м	-27,56	-74,69	-49,29	-14,61	30,03	50,78	45,42	39,92	0
$\Phi_i x_{1i}$, кН · м	38,25	77,46	32,21	2,443	9,580	41,71	63,81	79,38	344,8

Мають виконуватися такі умови:

$$\Sigma F_i = -n_{y1}G, \quad \Sigma F_i \cdot x_{1i} = 0, \quad \Sigma \Phi_i = 0, \quad \Sigma \Phi_i \cdot x_{1i} + M_z = 0;$$

$$\Sigma F_i = -125,1 \text{ кН} = -n_{y1}G = -3,12 \cdot 40 = -125,1 \text{ кН};$$

$$\Sigma F_i \cdot x_{1i} = 0, \quad \Sigma \Phi_i = 0;$$

$$\Sigma \Phi_i \cdot x_{1i} + M_z = 344,8 - 344,8 = 0.$$

Усі перевірки дають помилку 0 %, що свідчить про правильність розрахунків.

Перевірка обчислення зрівноважувальної сили вздовж осі Ox_1 :

$$\Sigma S_i + T + X_1 = -628,65 + 660 - 31,33 = 0,02.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0,003 \%$.

ЛА як систему зосереджених навантажень з усіма розмірами, поверхневими та зрівноважувальними силами зображено на рисунку 2.

У таблиці 8 наведено результати розрахунків, необхідних для побудови епюр внутрішніх зусиль $N_x, Q_y, M_z, N_{\text{екв}}$. Епюри зображено на рисунках 3 і 4.

Епюра $N_{\text{екв}} = N \left(1 + \left| \frac{2M}{RN} \right| \right)$ потрібна для визначення найбільш навантаженого перерізу, для якого буде проведений проєктувальний розрахунок.

Похибки, виявлені при побудові епюр, не перевищують 1 %.

Таблиця 8 – Визначення внутрішніх силових факторів

Параметр	Номер ділянки										
	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI
$l_{\text{діл}}, \text{ м}$	1,3	1,008	0,412	1,8	1,424	0,376	1,71	0,15	2,16	1,608	0,552
$N_x, \text{ кН}$	-26,95	-124,7	-138,6	-241	-359,6	-364,1	-491,9	-492,6	-576,5	31,43	27,28
$Q_y, \text{ кН}$	2,082	2,803	15,32	8,256	-11,39	50,72	17,18	21,12	-9,296	-31,73	16,21
$M_z, \text{ кН} \cdot \text{ м}$	0	2,706	5,531	11,84	26,7	10,48	29,55	58,92	62,09	42,01	-9,012
	2,706	5,531	11,84	26,7	10,48	29,55	58,92	62,09	42,01	-9,012	-0,067
$N_{\text{екв}}, \text{ кН}$	-26,95	-139,2	-168,1	-304,1	-502	-420	-649,5	-806,8	-824,9	199,5	63,33
	-41,38	-154,2	-201,7	-383,4	-415,5	-521,7	-806,2	-823,7	-744,5	67,47	27,55

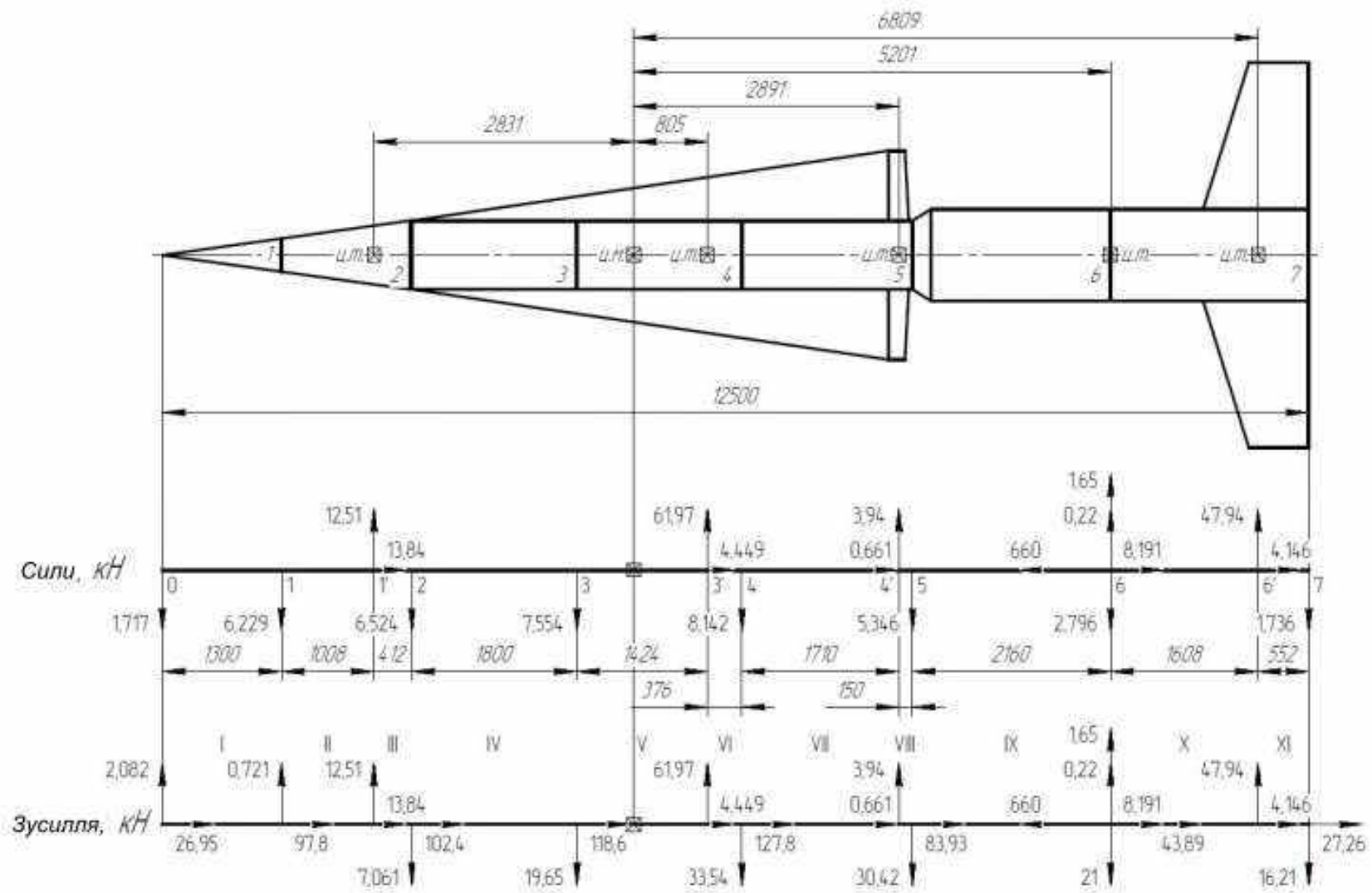


Рисунок 2 – ЛА як система зосереджених навантажень

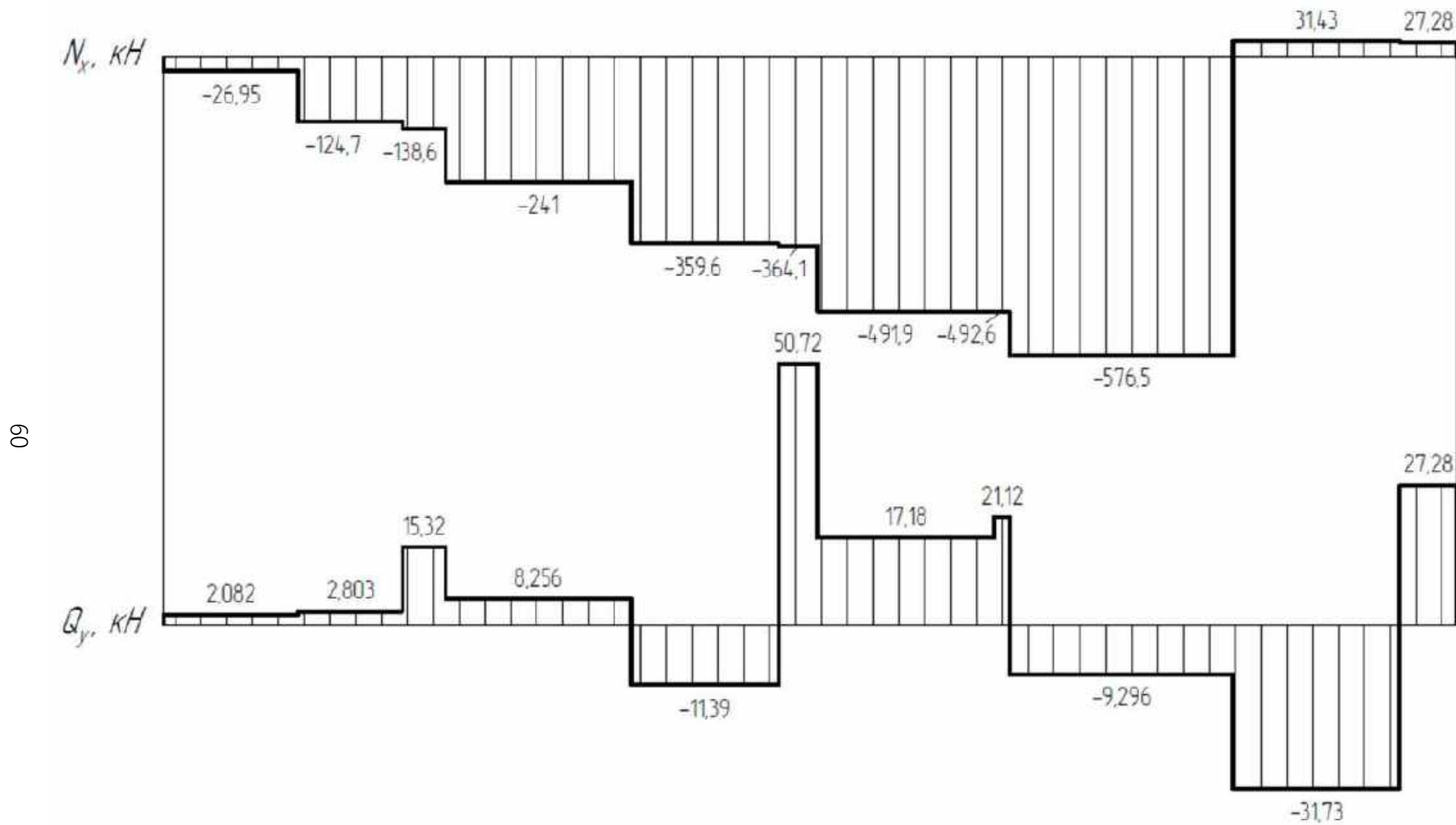


Рисунок 3 – Епюри N_x та Q_y

$\kappa H \cdot M$

M_{2r} KHM

-9,012

2,706

5,531

11,84

26,7

10,48

29,55

58,92

62,09

42,01

199,5

67,47

63,33

27,55

ERK₂

N_{3KB} KH

-26,95

-41,38

-154,2

-139,2

-168,1

-201,7

-304,1

-383,4

-502

-415,5

-420

-521,7

-649,5

-806,2

-823,7

-806,8

-824,9

-744,5

За розрахунковий беремо переріз у зоні переходу 1-го ступеня в 2-й з боку 2-го ступеня ЛА (переріз 5). Внутрішні зусилля в цьому перерізі (експлуатаційні):

$$N_x = -576,5 \text{ кН}; Q_y = -9,296 \text{ кН}; M_z = 62,09 \text{ кН} \cdot \text{м}; N_{\text{екв}} = -824,9 \text{ кН};$$

$$R = 0,5 \text{ м}; \mu = \left| \frac{2M_z^e}{RN_x^e} \right| = \left| \frac{2 \cdot 62,09}{0,5 \cdot (-576,5)} \right| = 0,4308.$$

4 ПРОЄКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК СТРИНГЕРНОГО ВІДСІКУ

Вихідні дані: розрахунковий переріз № 5 ($R = 0,5 \text{ м} = 500 \text{ мм}$) (рисунок 5); експлуатаційні зусилля:

$$N_x^e = -576,5 \text{ кН}; Q_y^e = -9,296 \text{ кН}; M_z^e = 62,09 \text{ кН} \cdot \text{м};$$

$$N_{\text{екв}}^e = -824,9 \text{ кН}; \mu = 0,4308; \text{ коефіцієнт безпеки: } f = 1,3.$$

Розрахункові зусилля:

$$N_x^p = N_x^e f = -576,5 \cdot 1,3 = -749,4 \text{ кН};$$

$$Q_y^p = Q_y^e f = -9,296 \cdot 1,3 = -12,09 \text{ кН};$$

$$M_z^p = M_z^e f = 62,09 \cdot 1,3 = 80,72 \text{ кН};$$

$$N_{\text{екв}}^p = N_{\text{екв}}^e f = -824,9 \cdot 1,3 = -1072 \text{ кН}.$$

Заміна реального навантаження відсіку еквівалентною стискальною проєктувальною силою: оскільки $\mu = 0,4308 > 0,25$, то

$$N_{\text{пр}}^p = N_{\text{екв}}^p = -1072 \text{ кН}; N_{\text{пр}}^e = N_{\text{екв}}^e = -824,9 \text{ кН}.$$

Як розрахункові стискальні зусилля беремо

$$N^p = N_{\text{пр}}^p = -1\,072\,318 \text{ Н}; N^e = N_{\text{пр}}^e = -824\,860 \text{ Н}.$$

Як матеріал беремо алюмінієвий сплав Д16Т з такими властивостями:

$$E = 72000 \text{ МПа}; \sigma_{\text{пц}} = 280 \text{ МПа}; \sigma_T = 300 \text{ МПа}; \sigma_B = 450 \text{ МПа}.$$

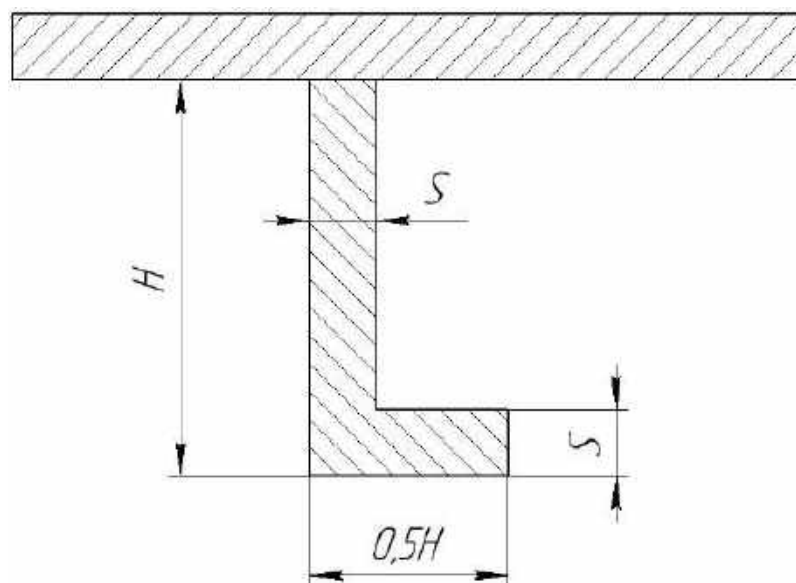


Рисунок 5 – Ескіз поперечного перерізу стрингера та шпангоута

4.1 Проектування безстрингерного відсіку

Визначаємо зусилля:

$$N^* = 2\pi R^2 \sigma_T \left(\frac{\sigma_T}{1,79E} \right)^{0,7273} = 2\pi \cdot 0,5^2 \cdot 300 \left(\frac{300}{1,79 \cdot 72000} \right)^{0,7273} = 5\,730\,777 \text{ Н.}$$

Оскільки $N^p < N^*$, деформування – лінійне, тоді потрібна гнучкість

$$\lambda_{\text{потр}}^{\text{пр}} = \left(\frac{11,247R^2E}{N^p} \right)^{0,421} = \left(\frac{11,247 \cdot 0,5^2 \cdot 72000}{1072318} \right)^{0,421} = 166.$$

Товщина обшивки безстрингерного відсіку:

$$\delta_o = \frac{R}{\lambda} = \frac{500}{166} = 3 \text{ мм.}$$

Перевірка:

$$\sigma_{\text{пр}}^o = \frac{1,79E}{\lambda^{1,376}} = \frac{1,79 \cdot 72000}{166^{1,376}} = 113,8 \text{ МПа;}$$

$$N_{\text{розр}} = 2\pi R \delta_o \sigma_{\text{пр}}^o = 2\pi \cdot 500 \cdot 3 \cdot 113,8 = 1\,073\,938 \text{ Н} \approx N^p.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0,15 \%$.

4.2 Вибір змінних параметрів ε та ψ

Мінімальне значення ε визначається з умови відсутності руйнування обшивки від зсуву:

$$\varepsilon_{\text{min}} = \frac{2Q^p}{\pi R \delta_o \sigma_B} = \frac{2 \cdot 12085}{\pi \cdot 500 \cdot 3 \cdot 450} = 0,0114.$$

Конструктивно виберемо $\varepsilon = 0,3328$.

Товщина стрингерного відсіку:

$$\delta = \varepsilon \delta_o = 0,3328 \cdot 3 = 1 \text{ мм.}$$

Визначення обмеження за ψ :

1. Обмеження за границею критичних напружень стрингера $\sigma_{\text{кр}}^{\text{см}} < \sigma_B$:

$$K = \frac{2\pi R \delta \sigma_B}{N^e} = \frac{2\pi \cdot 500 \cdot 1 \cdot 450}{824860} = 1,714.$$

Оскільки $K > 1,69$, то $\psi'_{\text{max}} = 1$.

2. Обмеження за границею плинності в обшивці при експлуатаційному навантаженні:

$$\psi''_{\text{max}} = \frac{2\pi R \delta \sigma_T}{N^e} = \frac{2\pi \cdot 500 \cdot 1 \cdot 300}{824860} = 1,143.$$

Вибираємо найменше: $\psi_{\text{max}} = 1$.

Для проектування відсіку знайдемо $\psi_{\text{опт}}$. Для цього зробимо проектувальні розрахунки для різних значень ψ із діапазону $\psi_{\text{min}} \leq \psi \leq \psi_{\text{max}}$ з кроком приблизно $\Delta\psi = (0,2 \dots 0,25)(\psi_{\text{max}} - \psi_{\text{min}})$.

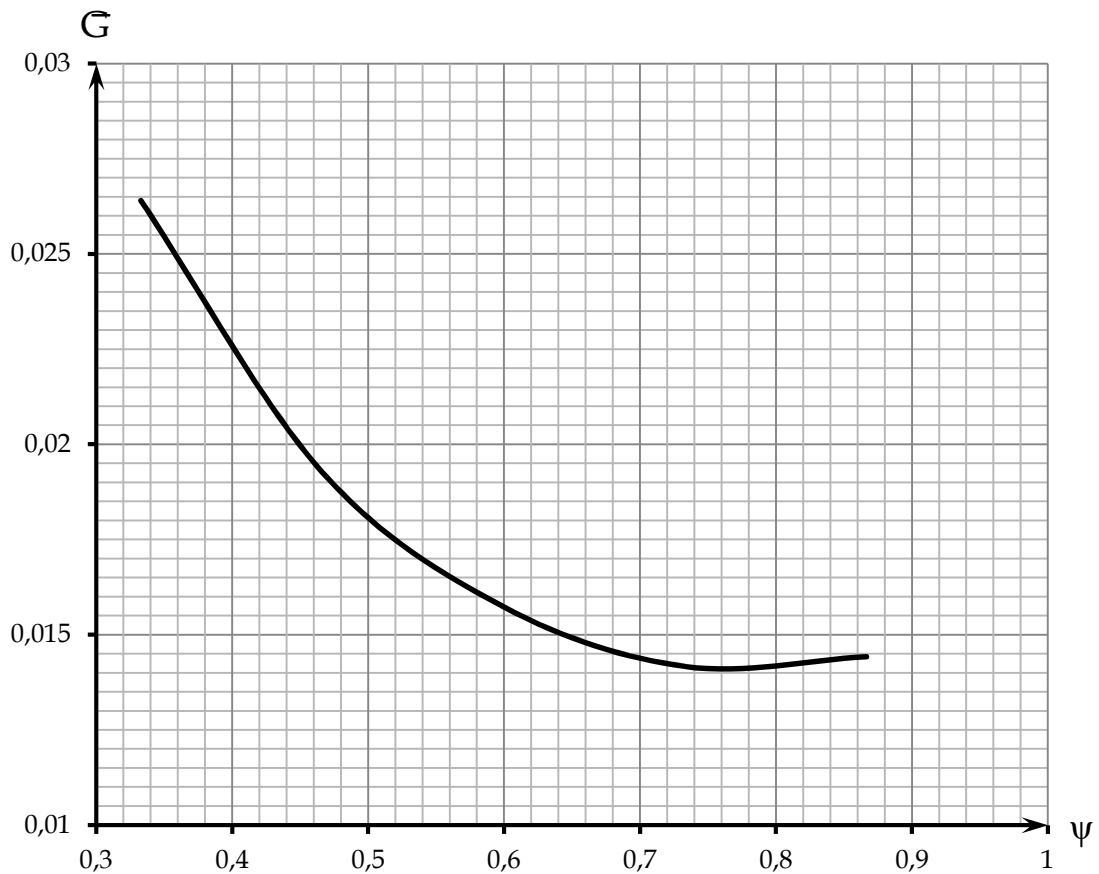


Рисунок 6 – Крива залежності $\bar{G}(\psi)$

За отриманими значеннями побудуємо графік залежності вагової досконалості відсіку \bar{G} від коефіцієнта ψ (рисунок 6):

$$\bar{G} = \left(F_{\text{обш}} + F_{\text{стр}} + \frac{L}{a} F_{\text{шп}} \right) \rho.$$

Значенню $\psi_{\text{опт}}$ відповідатиме мінімальне значення \bar{G} , тобто точка мінімуму на кривій.

4.3 Проектування стрингерного відсіку при заданих ε та ψ

Задано $\varepsilon = 0,3328$, $\psi = \psi_{\text{опт}} \approx 0,768$; товщина обшивки стрингерного відсіку $\delta = 1$ мм.

Довжина контуру обшивки: $L = 2\pi R = 2\pi \cdot 500 = 3142$ мм.

Площа перерізу обшивки: $F_{\text{обш}} = L\delta = 3142 \cdot 1 = 3142$ мм².

Критичне напруження втрати стійкості обшивкою:

$$\sigma_0 = \frac{\psi N^e}{F_{\text{обш}}} = \frac{0,768 \cdot 824860}{3142} = 201,6 \text{ МПа.}$$

Визначення відстані між стрингерами:

$$\lambda = \frac{R}{\delta} = \frac{500}{1} = 500, \quad \sigma_{\text{ц.т.}} = \frac{1,79E}{\lambda^{1,375}} = \frac{1,79 \cdot 72000}{500^{1,375}} = 25,07 \text{ МПа;}$$

$$b = \delta \sqrt{\frac{3,6E}{\sigma_0 - \sigma_{ц.т.}}} = 1 \cdot \sqrt{\frac{3,6 \cdot 72000}{201,6 - 25,07}} = 38,31 \text{ мм.}$$

Кількість стрингерів:

$$n = \frac{L}{b} = \frac{3142}{38,31} = 81,998 \approx 82.$$

Отже,

$$b = \frac{L}{82} = \frac{3142}{82} = 38,31 \text{ мм.}$$

Площа стрингерів:

$$F_{\text{стр}} = \frac{1 - \psi}{\psi} F_{\text{обш}} = \frac{1 - 0,758}{0,768} \cdot 3142 = 949 \text{ мм}^2.$$

Площа одного стрингера:

$$f_{\text{стр}} = \frac{F_{\text{стр}}}{n} = \frac{949}{82} = 11,57 \text{ мм}^2.$$

Визначення критичного напруження втрати стійкості стрингером:

$$z = \sqrt{f \frac{1}{1 - \psi} + \frac{1}{4} \left(\frac{\psi}{1 - \psi} \right)^2} - \frac{1}{2} \frac{\psi}{1 - \psi} =$$

$$= \sqrt{1,3 \frac{1}{1 - 0,768} + \frac{1}{4} \left(\frac{0,768}{1 - 0,768} \right)^2} - \frac{1}{2} \frac{0,768}{1 - 0,768} = 1,233;$$

$$\sigma_{\text{стр}} = z^2 \sigma_0 = 1,233^2 \cdot 201,6 = 306,7 \text{ МПа.}$$

Перевірка обчислень:

$$2c = b \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma_c}} = 38,31 \sqrt{\frac{201,6}{306,7}} = 31,07;$$

$$N_{\text{розр}} = \sigma_{\text{стр}} n (f_{\text{стр}} + 2c\delta) = 306,7 \cdot 82 (11,57 + 31,07 \cdot 1) = 1\,072\,318 = N^p.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0 \%$.

4.4 Визначення параметрів поперечного перерізу стрингера

Поперечний переріз стрингера зображено на рисунку 5.

Параметри перерізу H і S визначаються з системи рівнянь

$$\begin{cases} f_{\text{стр}} = \varphi_1(H, S) = 1,5HS; \\ \sigma_{\text{стр}} = \varphi_2(H, S) = \sigma_{\text{кр}}^{\text{min}}, \end{cases}$$

$$\lambda = \frac{H}{S} - \text{гнучкість стояка стрингера.}$$

Критичне напруження місцевої втрати стійкості елемента стрингера визначаємо за формулою

$$\sigma_{кр} = \frac{0,9k_{\sigma}E}{\left(\frac{H_{ел}}{S_{ел}}\right)^2}$$

– стояка

$$\sigma_{кр}^{ст} = \frac{0,9 \cdot 4 \cdot E}{\lambda^2} = 3,6 \frac{E}{\lambda^2};$$

– полиці

$$\sigma_{кр}^{пол} = \frac{0,9 \cdot 0,45 \cdot E}{\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2} = 0,405 \cdot 4 \cdot \frac{E}{\lambda^2} = 1,62 \frac{E}{\lambda^2}.$$

Таким чином, $\sigma_{кр}^{min} = \sigma_{кр}^{пол} = 1,62 \frac{E}{\lambda^2}$, а система рівнянь набуває такого вигляду:

$$\begin{cases} 1,5HS = f_{стр}, \\ 1,62 \frac{E}{\lambda^2} = \sigma_{стр}, \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \lambda = \frac{H}{S}, \\ 1,5\lambda S^2 = 11,57, \\ \frac{1,62 \cdot 72000}{306,7} = \lambda^2, \end{cases} \rightarrow \begin{cases} S = \sqrt{\frac{11,57}{1,5\lambda}}, \\ \lambda = \sqrt{380,3}, \\ H = \lambda S, \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \lambda = 19,5, \\ S = 0,629 \text{ мм}, \\ H = 12,27 \text{ мм}. \end{cases}$$

Накреслимо поперечний переріз стрингера з розрахунковими розмірами (рисунок 7).

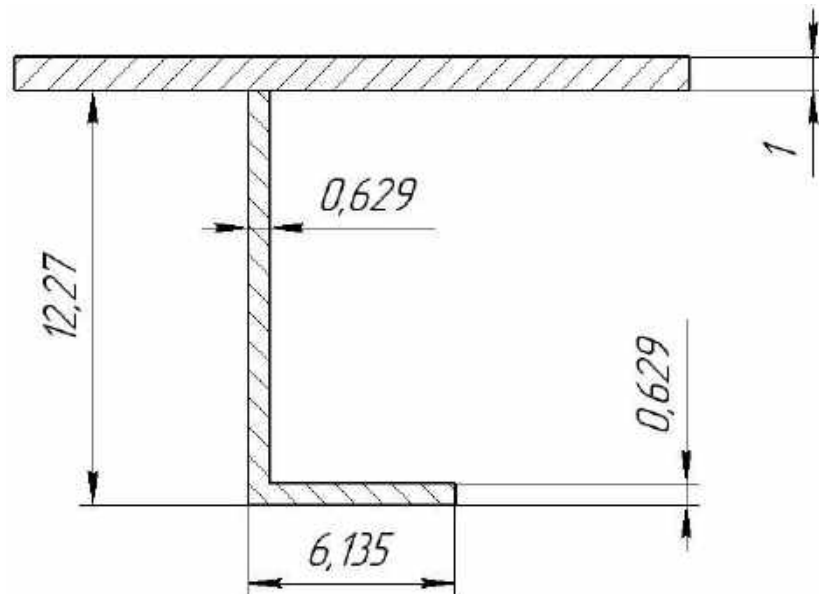


Рисунок 7 – Поперечний переріз стрингера та шпангоута

4.5 Контроль згинальної міцності стрингера

Центр ваги й момент інерції перерізу стрингера (рисунок 8):

$$y_{ц.в.} = \frac{S_{xi}}{f_{стр}} \approx \frac{HS \frac{H}{2} + 0}{1,5HS} = \frac{H}{3};$$

$$I_x = \frac{S}{3} \left[\left(\frac{2H}{3} \right)^3 + \left(\frac{H}{3} \right)^3 \right] + \frac{HS}{2} \left(\frac{H}{3} \right)^2 = \frac{H^3 S}{6} = \frac{12,27^3 \cdot 0,629}{6} = 193,5 \text{ мм}^4.$$

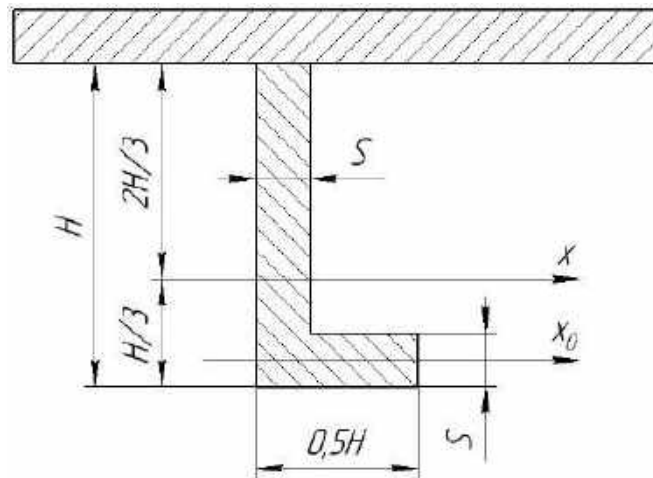


Рисунок 8 – До розрахунку моменту інерції стрингера

Згинальна міцність стрингера:

$$(EI)_{\text{стр}} = 72 \cdot 10^9 \cdot 193,5 \cdot 10^{-1} = 13,93 \text{ Н} \cdot \text{м}^2.$$

Необхідна згинальна міцність:

$$(EI)_{\text{стр}}^* = 2bE\delta^3 \left(1 + \frac{1}{20} \frac{b^2}{R\delta} \right) = 2 \cdot 38,31 \cdot 72000 \cdot 1^3 \left(1 + \frac{1}{20} \cdot \frac{38,31^2}{500 \cdot 1} \right) = 6,33.$$

Умова $(EI)_{\text{стр}} > (EI)_{\text{стр}}^*$ виконується.

4.6 Визначення параметрів шпангоута

Відстань між шпангоутами визначається з умови рівномірності стрингера $\sigma_{\text{кр}}^M = \sigma_{\text{кр}}^{\text{обш}} = \sigma_{\text{стр}}$:

$$a = \sqrt{\frac{\pi^2 (EI)_{\text{стр}}}{f_{\text{стр}} \sigma_{\text{стр}}}} = \sqrt{\frac{\pi^2 \cdot 13,93}{11,57 \cdot 306,7}} = 0,1935 \text{ м} = 193,5 \text{ мм}.$$

Вигляд поперечного перерізу шпангоута подібний до вигляду поперечного перерізу стрингера. Коефіцієнт подібності визначається з умови забезпечення достатньої згинальної міцності $(EI)_{\text{стр}}^{**} = \beta^4 (EI)_{\text{стр}}$:

$$\beta^2 = \sqrt{\frac{(EI)_{\text{стр}}^{**}}{(EI)_{\text{стр}}}} = \sqrt{1,7 \left(\frac{R}{a} \right)^3} = \sqrt{1,7 \left(\frac{R}{a} \right)^3} = \sqrt{1,7 \cdot \left(\frac{500}{193,5} \right)^3} = 5,279.$$

Площа поперечного перерізу шпангоута:

$$F_{\text{шп}} = \beta^2 f_{\text{стр}} = 5,279 \cdot 11,57 = 61,1 \text{ мм}^2.$$

5 ПОБУДОВА ДІАГРАМИ КЛАПЕЙРОНА

Діаграма Клапейрона – діаграма деформування стрингера. Її можна використовувати в розрахунках як діаграму деформування матеріалу стрингера.

Матеріал стрингера – Д16Т з характеристиками:

$$E = 72000 \text{ МПа}; \sigma_{\text{пц}} = 280 \text{ МПа}, \sigma_T = 300 \text{ МПа},$$

$$\sigma_B = 450 \text{ МПа}, \sigma_{\text{кр}}^{\text{СТ}} = \sigma_{\text{стр}} = 306,7 \text{ МПа};$$

$$\varepsilon_{\text{пц}} = \frac{\sigma_{\text{пц}}}{E} = \frac{280}{72000} = 0,00389 = 0,389 \%;$$

$$\varepsilon_{\text{пц}} = \frac{\sigma_T}{E} + 0,002 = \frac{300}{72000} + 0,002 = 0,00617 = 0,617 \%;$$

$$\varepsilon_{\text{пц}} = 0,06 = 6 \%, \varepsilon_{\text{стр}} = 0,00701 = 0,701 \%.$$

Крива розтягнутої зони відповідає кривій матеріалу. Криву стисненої зони після втрати стійкості стрингера будуюмо за допомогою формули

$$\sigma = \sigma_{\text{стр}} \exp \left[-\beta \left(\frac{\varepsilon - \varepsilon_{\text{стр}}}{\varepsilon_T} \right)^2 \right].$$

Задаючись декількома точками $\varepsilon > \varepsilon_{\text{стр}}$, будуюмо криву залежності $\sigma(\varepsilon)$:

$$\beta = \frac{\ln 2}{\left(\frac{2\sigma_T}{\sigma_{\text{стр}}} \right)^2} = \frac{\ln 2}{\left(\frac{2 \cdot 300}{306,7} \right)^2} = 0,1811.$$

Результати розрахунків зведемо в таблицю 9.

Таблиця 9 – До побудови діаграми Клапейрона

ε	0,00701	0,008	0,01	0,012	0,014
$\varepsilon - \varepsilon_{\text{стр}}$	0	0,001	0,003	0,005	0,007
$\frac{\varepsilon - \varepsilon_{\text{стр}}}{\varepsilon_T}$	0	0,1614	0,4857	0,81	1,1343
$\beta \left(\frac{\varepsilon - \varepsilon_{\text{стр}}}{\varepsilon_T} \right)^2$	0	-0,0047	-0,0427	-0,1188	-0,233
$\exp[...]$	1	0,995	0,958	0,888	0,792
$\sigma = \sigma_{\text{стр}} \exp[...]$	306,7	305,2	293,9	272,3	242,9

За цими даними будуюмо діаграму Клапейрона (рисунок 9).

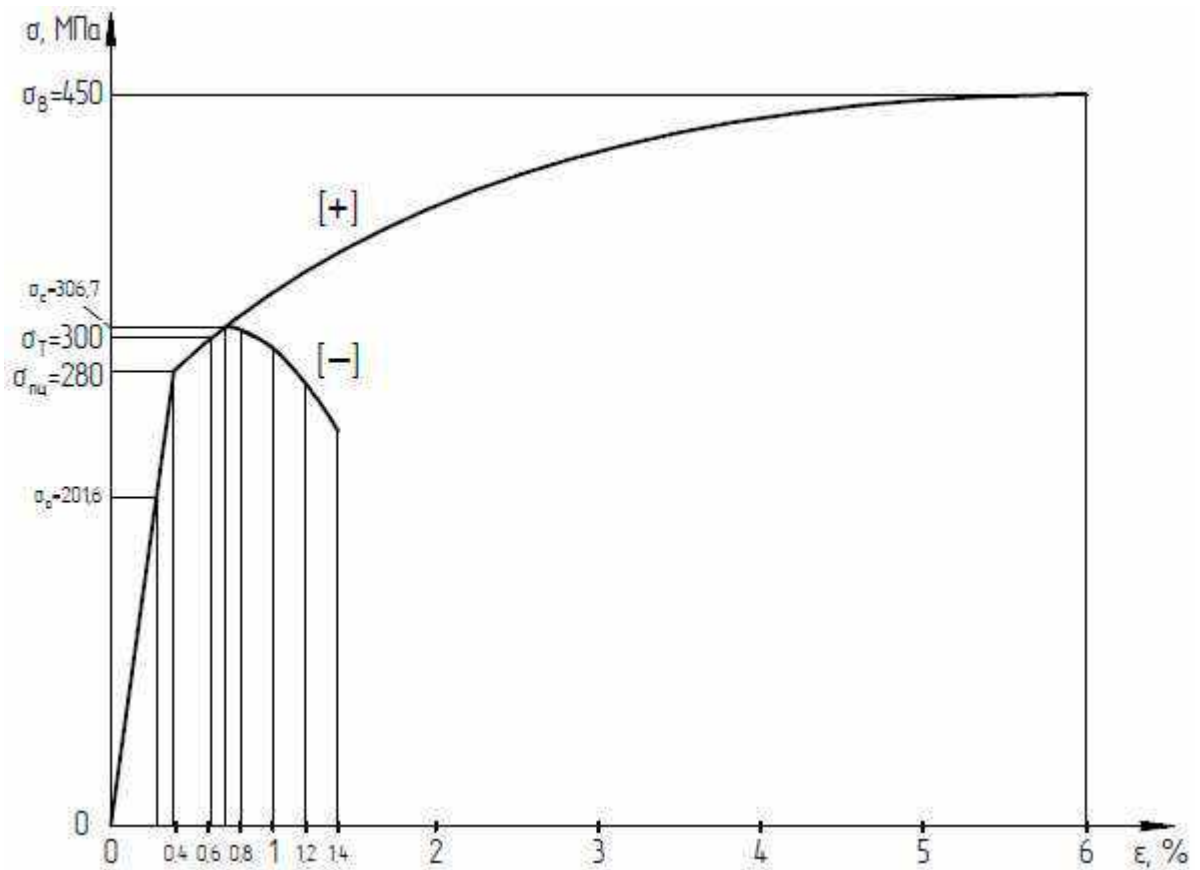


Рисунок 9 – Діаграма Клапейрона

6 ПЕРЕВІРНИЙ РОЗРАХУНОК СТРИНГЕРНОГО ВІДСІКУ МЕТОДОМ РЕДУКЦІЙНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ (МРК)

Вихідні дані:

1. Геометричні характеристики:

$$R = 500 \text{ мм}, \quad \delta = 1 \text{ мм}, \quad n = 82, \quad f_c = 11,57 \text{ мм}, \\ b = 38,31 \text{ мм}, \quad 2c = 31,07 \text{ мм}, \quad f = 1,3.$$

2. Механічні характеристики:

- матеріал – Д16Т:

$$\sigma_o = 201,6 \text{ МПа}, \quad \sigma_{\text{стр}} = 306,7 \text{ МПа};$$

- внутрішні силові фактори (навантаження):

$$N_x^e = -576\,492 \text{ Н}, \quad N_x^p = -749\,439 \text{ Н};$$

$$Q_y^e = -9\,296 \text{ Н}, \quad Q_y^p = -12\,085 \text{ Н};$$

$$M_z^e = 62\,092\,154 \text{ Н} \cdot \text{мм}, \quad M_z^p = 80\,719\,800 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

6.1 Створення спрощеної моделі поперечного перерізу

Спрощену модель стрингера створимо шляхом об'єднання стрингерів у групи (рисунок 10).

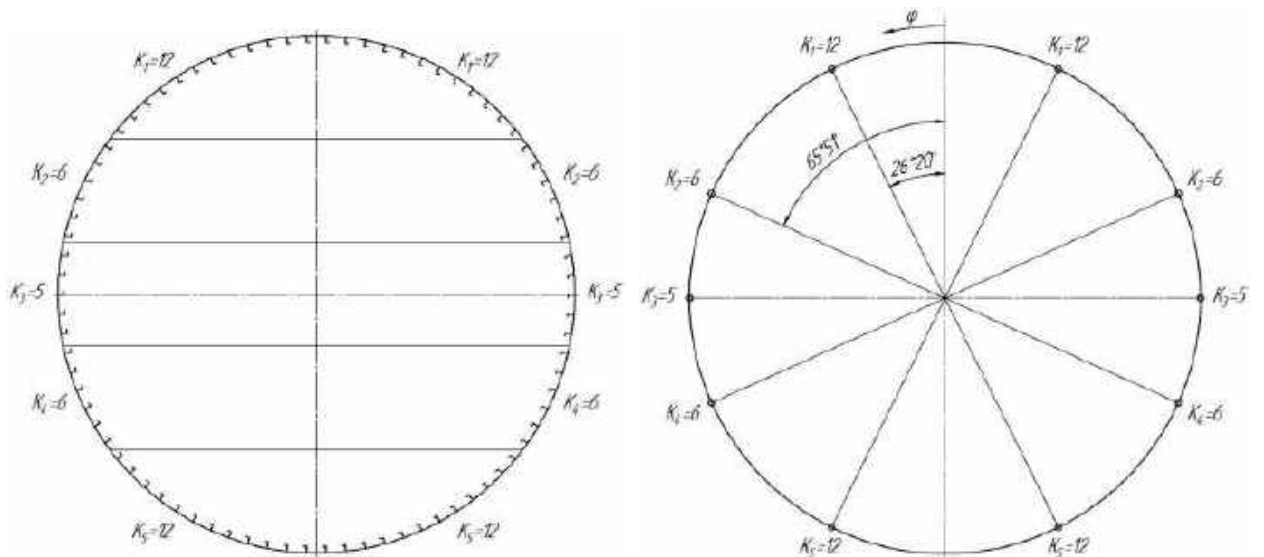


Рисунок 10 – Об'єднання стрингерів у групи

При об'єднанні було враховано, що Δu груп – приблизно однакові.

Кутові координати центрів ваги групи:

$$\alpha_i = \Delta\varphi \left(n_i - \frac{K_i}{2} \right), \quad \Delta\varphi = \frac{360^\circ}{n}, \quad n_i = n_{i-1} + K_i,$$

де K_i – кількість стрингерів у групі об'єднаних елементів.

Координати центрів ваги групи:

$$\bar{y}_i = R \cos \alpha.$$

Результати розрахунків зведено в таблиці 10–12.

6.2 Нульове наближення МРК

Задаємося коефіцієнтами редукції й шириною приєднаної обшивки:

$$r_i^0 = 1, \quad 2c_i^0 = b = 38,31 \text{ мм.}$$

Отриманий редукований переріз є симетричним відносно осі $O\bar{z}$, тому центр перерізу збігається з центром кола. Координати груп у головній центральній СК будуть дорівнювати початковим їх координатам:

$$y_i = \bar{y}_i.$$

Площа перерізу:

$$F = 2 \sum f_i = 4\,091 \text{ мм}^2.$$

Площа редукованого перерізу:

$$F^r = 2 \sum f_i^r = 4\,091 \text{ мм}^2.$$

Момент інерції редукованого перерізу:

$$I_z^r = 2 \sum \Delta I_z^r i = 530\,850\,906 \text{ мм}^4.$$

Нормальні фіктивні напруження:

$$\sigma_{\phi}^N = \frac{N_x^p}{Fr} = \frac{-749\,439}{4\,091} = -183,2 \text{ МПа};$$

$$\sigma_{\phi}^M = -\frac{M_z^p}{I_z^r} y_i = -\frac{80\,719\,800}{530\,850\,906} y_i = 0,117 y_i.$$

Перевірка:

$$\sum \Delta N_i = N_x^p, \quad \sum \Delta M_i = -M_z^p.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0 \%$.

У нульовому наближенні збіжність результатів розрахунку за коефіцієнтами редукції є хорошою, а за шириною приєднаної обшивки незбіжність становить понад 10 %.

Таблиця 10 – Нульове наближення МРК

Параметр	Формула	Зосереджені групи стрингерів					Σ
		1	2	3	4	5	
K_i	-	12	6	5	6	12	82
n_i	$n_{i-1} + K_i$	12	18	23	29	41	-
$\alpha, \text{град}$	$\Delta\varphi \left(n_i - \frac{K_i}{2} \right)$	26,34	65,85	90	114,15	153,66	-
$\alpha, \text{рад}$	-	0,460	1,149	1,571	1,992	2,682	-
$\cos \alpha$	-	0,8962	0,4091	0	-0,4091	-0,8962	-
$\bar{y}_i, \text{мм}$	$R \cos \alpha$	448,1	204,5	0	-204,5	-448,1	-
$(2c)_i, \text{мм}$	b	38,31	38,31	38,31	38,31	38,31	-
$2c\delta_i, \text{мм}^2$	$(2c)_i \delta$	38,31	38,31	38,31	38,31	38,31	-
$f_{i \text{ ел}}$	$f_{\text{ср}} + 2c\delta_i$	49,89	49,89	49,89	49,89	49,89	-
$f_i, \text{мм}^2$	$f_{\text{ел}} K_i$	598,6	299,3	249,4	299,3	598,6	4091
r_i	1	1	1	1	1	1	-
$f_i^r, \text{мм}^2$	$r_i f_i$	598,6	299,3	249,4	299,3	598,6	4091
$\Delta S_{z_i}^r, \text{мм}^3$	$f_i^r \bar{y}_i$	268234	61220	0	-61220	-268234	0
$y_i, \text{мм}$	\bar{y}_i	448,1	204,5	0	-204,5	-448,1	-
$\Delta I_{z_i}^r, \text{мм}^4$	$f_i^r y_i^2$	120191167	12521560	0	12521560	120191167	530850906
$\sigma_{i\phi}^M, \text{МПа}$	$-\frac{M_z}{I_z^r} y_i$	-68,13	-31,10	0	31,10	68,13	-
$\sigma_{i\phi}^N, \text{МПа}$	$\frac{N_x^p}{Fr}$	-183,2	-183,2	-183,2	-183,2	-183,2	-

Закінчення таблиці 10

Параметр	Формула	Зосереджені групи стрингерів					Σ
		1	2	3	4	5	
$\sigma_i^\phi, \text{МПа}$	$\sigma_{i\phi}^M + \sigma_{i\phi}^N$	-251,3	-214,3	-183,2	-152,1	-115,1	-
$\sigma_i^{cmp}, \text{МПа}$	$\sigma_i^\phi r_i$	-251,3	-214,3	-183,2	-152,1	-115,1	-
$\Delta N_i, \text{Н}$	$\sigma_i^{cmp} f_i$	-150461	-64146	-45698	-45528	-68887	-749439
$\Delta M_i, \text{Н}$	$\sigma_i^{cmp} f_i y_i$	67418988	-13120045	0	9312054	30867079	-80719800
$\sigma_i^K, \text{МПа}$	Діаграма Клапейрона	-251,3	-214,3	-183,2	-152,1	-115,1	-
r_i^*	$\frac{\sigma_i^K}{\sigma_i^\phi}$	1	1	1	1	1	-
Δr_i	$r_i^* - r_i$	0	0	0	0	0	-
$(2c)_i', \text{мм}$	$b \sqrt{\frac{\sigma_o}{\sigma_i^K}}$	34,32	37,16	40,19	44,11	50,72	-
$(2c)_i^*, \text{мм}$	$\min(b; (2c)_i')$	34,32	37,16	38,31	38,31	38,31	-
$\Delta(2c), \text{мм}$	$(2c)_i^* - (2c)_i$	4,00	1,15	0	0	0	-
δ_{2cmp}	$\frac{\Delta(2c)}{b} \cdot 100 \%$	10,43	3,00	0	0	0	-

Далі розрахунки виконуємо в першому наближенні.

6.3 Перше наближення МРК

Коефіцієнти редукції й ширину приєднаної обшивки беремо в нульовому наближенні:

$$r_i^1 = r_i^*, \quad 2c_i^1 = (2c)_i^*.$$

Отриманий редукований переріз є несиметричним відносно $O\bar{Z}$.

Координата ц.в.:

$$y_{\text{ц.в.}} = \frac{S_{\bar{Z}}^r}{F^r} = \frac{-45\,793}{3\,981} = -11,5 \text{ мм.}$$

Координати груп у головній центральній СК:

$$y_i = \bar{y}_i - y_{\text{ц.в.}}$$

Згинальний момент відносно головної осі:

$$M_z' = M_z^p + N_x^p y_{\text{ц.в.}} = 80\,719\,800 + 749\,439 \cdot 11,5 = 89\,340\,755 \text{ Н} \cdot \text{мм.}$$

Площа перерізу:

$$F = 2 \sum f_i = 3\,981 \text{ мм}^2.$$

Площа редукованого перерізу:

$$F^r = 2 \sum f_i^r = 3\,981 \text{ мм}^2.$$

Момент інерції редукованого перерізу:

$$I_z^r = 2 \sum \Delta I_{z_i}^r = 510\,491\,784 \text{ мм}^4.$$

Нормальні фіктивні напруження:

$$\sigma_\phi^N = \frac{N_x^p}{F^r} = \frac{-749\,439}{3\,981} = -188,3 \text{ МПа};$$

$$\sigma_\phi^M = -\frac{M_z^p}{I_z^r} y_i = -\frac{80\,719\,800}{510\,491\,784} y_i = 0,1216 y_i.$$

Перевірка:

$$\sum \Delta N_i = N_x^p, \quad \sum \Delta M_i = -M_z^p.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0 \%$.

У нульовому наближенні збіжність результатів розрахунку за коефіцієнтами редукації є хорошою, а за шириною приєднаної обшивки незбіжність становить понад 2 %.

Таблиця 11 – Перше наближення МРК

Параметр	Формула	Зосереджені групи стрингерів					Σ
		1	2	3	4	5	
K_i	-	12	6	5	6	12	82
α , град	-	26,34	65,85	90	114,15	153,66	-
\bar{y}_i , мм	$R \cos \alpha$	448,1	204,5	0	-204,5	-448,1	-
$(2c)_i$, мм	У нульовому наближенні	34,32	37,16	38,31	38,31	38,31	-
$2c\delta_i$, мм ²	$(2c)_i \delta$	34,32	37,16	38,31	38,31	38,31	-
$f_{i \text{ ел}}$	$f_{\text{стр}} + 2c\delta_i$	45,89	48,74	49,89	49,89	49,89	-
f_i , мм ²	$f_{\text{ел}} K_i$	550,7	292,4	249,4	299,3	598,6	3981
r_i	У нульовому наближенні	1	1	1	1	1	-
f_i^r , мм ²	$r_i f_i$	550,7	292,4	249,4	299,3	598,6	3981
$\Delta S_{z_i}^r$, мм ³	$f_i^r \bar{y}_i$	246748	59810	0	-61220	-268234	-45793
y_i , мм	$\bar{y}_i - y_{\text{ц.т.}}$	459,6	216,0	11,5	-193,0	-436,6	-
$\Delta S_{z_i}^r$, мм ³	$f_i^r y_i$	253082	63173	2869	-57777	-261348	0
$\Delta I_{z_i}^r$, мм ⁴	$f_i^r y_i^2$	116313098	13647820	33005	11152713	114099255	510491784
$\sigma_{i\phi}^M$, МПа	$-\frac{M_z^p}{I_z^r} y_i$	-80,43	-37,81	-2,01	33,78	76,41	-
$\sigma_{i\phi}^N$, МПа	$\frac{N_x^p}{F^r}$	-188,3	-188,3	-188,3	-188,3	-188,3	-

Закінчення таблиці 11

Параметр	Формула	Зосереджені групи стрингерів					Σ
		1	2	3	4	5	
σ_i^Φ , МПа	$\sigma_i^M + \sigma_i^N$	-268,7	-226,1	-190,3	-154,5	-111,9	-
$\sigma_i^{стр}$, МПа	$\sigma_i^\Phi r_i$	-268,7	-226,1	-190,3	-154,5	-111,9	-
ΔN_i , Н	$\sigma_i^{стр} f_i$	-147960	-66106	-47459	-46237	-66958	-749439
ΔM_i , Н	$\sigma_i^{стр} f_i y_i$	-68000557	-14281367	-545930	8925094	29232373	-89340775
σ_i^K , МПа	Діаграма Клапейрона	-268,7	-226,1	-190,3	-154,5	-111,9	-
r_i^*	$\frac{\sigma_i^K}{\sigma_i^\Phi}$	1	1	1	1	1	-
Δr_i	$r_i^* - r_i$	0	0	0	0	0	-
$(2c)_i'$, мм	$b \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma_i^K}}$	33,19	36,18	39,44	43,77	51,44	-
$(2c)_i^*$, мм	$\min(b; (2c)_i')$	33,19	36,18	38,31	38,31	38,31	-
$\Delta(2c)$, мм	$(2c)_i^* - (2c)_i$	1,13	0,98	0	0	0	-
$\delta_{2стр}$	$\frac{\Delta(2c)}{b} \cdot 100 \%$	2,94	2,56	0	0	0	-

Далі необхідно виконати розрахунки в другому наближенні.

6.4 Друге наближення МРК

Коефіцієнти редукції й ширину приєднаної обшивки беремо в першому наближенні:

$$r_i^2 = r_i^*, \quad 2c_i^2 = (2c)_i^*.$$

Отриманий редукований переріз є несиметричним відносно $O\bar{Z}$.

Координата ц. в.:

$$y_{ц.в.} = \frac{S_{\bar{Z}}^r}{F^r} = \frac{-60\,307}{3\,942} = -15,3 \text{ мм.}$$

Координати груп у головній центральній СК:

$$y_i = \bar{y}_i - y_{ц.в.}$$

Згинальний момент відносно головної осі:

$$M_z' = M_z^p + N_x^p y_{ц.в.} = 80\,719\,800 + 749\,439 \cdot 15,3 = 92\,184\,814 \text{ Н} \cdot \text{мм.}$$

Площа перерізу:

$$F = 2 \sum f_i = 3\,942 \text{ мм}^2.$$

Площа редукованого перерізу:

$$F^r = 2 \sum f_i^r = 3\,942 \text{ мм}^2.$$

Момент інерції редукованого перерізу:

$$I_z^r = 2 \sum \Delta I_{z i}^r = 504\,177\,844 \text{ мм}^4.$$

Нормальні фіктивні напруження:

$$\sigma_{\phi}^N = \frac{N_x^p}{F^r} = \frac{-749\,439}{3\,942} = -190,1 \text{ МПа};$$

$$\sigma_{\phi}^M = -\frac{M_z^p}{I_z^r} y_i = -\frac{80\,719\,800}{504\,177\,844} y_i = 0,1232 y_i.$$

Перевірка:

$$\sum \Delta N_i = N_x^p, \quad \sum \Delta M_i = -M_z^p.$$

Похибка обчислення: $\delta = 0 \%$.

У другому наближенні збіжність результатів розрахунку за коефіцієнтами редукації є хорошою, а за шириною приєднаної обшивки незбіжність становить понад 1 %.

Таблиця 12 – Друге наближення МРК

Параметр	Формула	Зосереджені групи стрингерів					Σ
		1	2	3	4	5	
K_i	-	12	6	5	6	12	82
$\alpha, \text{град}$	-	26,34	65,85	90	114,15	153,66	-
$\bar{y}_i, \text{мм}$	$R \cos \alpha$	448,1	204,5	0	-204,5	-448,1	-
$(2c)_i, \text{мм}$	У першому наближенні	33,19	36,18	38,31	38,31	38,31	-
$2c\delta_i, \text{мм}^2$	$(2c)_i \delta$	33,19	36,18	38,31	38,31	38,31	-
$f_{i \text{ ел}}$	$f_{\text{стр}} + 2c\delta_i$	44,76	47,76	49,89	49,89	49,89	-
$f_i, \text{мм}^2$	$f_{\text{ел}} K_i$	537,2	286,5	249,4	299,3	598,6	3942
r_i	У першому наближенні	1	1	1	1	1	-
$f_i^r, \text{мм}^2$	$r_i f_i$	537,2	286,5	249,4	299,3	598,6	3942
$\Delta S_{z i}^r, \text{мм}^3$	$f_i^r \bar{y}_i$	240692	58608	0	-61220	-268234	-60307
$y_i, \text{мм}$	$\bar{y}_i - y_{\text{ц.м.}}$	463,4	219,8	15,3	-189,2	-432,8	
$\Delta S_{z i}^r, \text{мм}^3$	$f_i^r y_i$	248910	62992	3816	-56641	-259076	0
$\Delta I_{z i}^r, \text{мм}^4$	$f_i^r y_i^2$	115340152	13847584	58374	10718511	112124301	504177844
$\sigma_{i \phi}^M, \text{МПа}$	$-\frac{M_z^p}{I_z^r} y_i$	-84,73	-40,19	-2,80	34,60	79,13	-
$\sigma_{i \phi}^N, \text{МПа}$	$\frac{N_x^p}{F^r}$	-190,1	-190,1	-190,1	-190,1	-190,1	-

Закінчення таблиці 12

Параметр	Формула	Зосереджені групи стрингерів					Σ
		1	2	3	4	5	
$\sigma_i^\phi, \text{МПа}$	$\sigma_i^M + \sigma_i^N$	-274,8	-230,3	-192,9	-155,5	-111,0	-
$\sigma_i^{cmp}, \text{МПа}$	$\sigma_i^\phi r_i$	-274,8	-230,3	-192,9	-155,5	-111,0	-
$\Delta N_i, \text{Н}$	$\sigma_i^{стр} f_i$	-147631	-65992	-48116	-46546	-66435	-749439
$\Delta M_i, \text{Н}$	$\sigma_i^{стр} f_i y_i$	-68409172	-14507209	-736089	8808184	28751879	-92184814
$\sigma_i^K, \text{МПа}$	Діаграма Клапейрона	-274,8	-230,3	-192,9	-155,5	-111,0	-
r_i^*	$\frac{\sigma_i^K}{\sigma_i^\phi}$	1	1	1	1	1	-
Δr_i	$r_i^* - r_i$	0	0	0	0	0	-
$(2c)_i', \text{мм}$	$b \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma_i^K}}$	32,82	35,85	39,17	43,63	51,64	-
$(2c)_i^*, \text{мм}$	$\min(b; (2c)_i')$	32,82	35,85	38,31	38,31	38,31	-
$\Delta(2c), \text{мм}$	$(2c)_i^* - (2c)_i$	0,37	0,33	0	0	0	-
$\delta_{2cстр}$	$\frac{\Delta(2c)}{b} \cdot 100 \%$	0,97	0,87	0	0	0	-

Розрахунок у наступному наближенні не потребується.

Можна вважати, що знайдені напруження $\sigma_i^K = \sigma_i^{стр}$ є дійсними.

6.5 Визначення дотичних напружень у розрахунковому перерізі

Щоб сформулювати висновок про міцність перерізу, що розраховується, необхідно знати не тільки нормальні напруження, а й дотичні, що діють в обшивці.

Для визначення дотичних напружень будемо використовувати результати, отримані в останньому наближенні МРК, а також діаграму Клапейрона.

Результати розрахунків зведено в таблицю 13.

Розрахунки виконуємо методом редукування перерізу з використанням коефіцієнтів редукації за зсувом ψ_i . Оскільки ці коефіцієнти редукації є ідентичними коефіцієнтам редукації за нормальними напруженнями, то визначення головних центральних осей (ГЦО) редукованого перерізу за зсувом повторює визначення їх у другому наближенні МРК.

Координата центра ваги:

$$y_{ц.в.} = \frac{S_z^\psi}{F\psi} = \frac{-60\,307}{3\,942} = -15,3 \text{ мм.}$$

Координати груп у головній центральній СК:

$$y_i = \bar{y}_i - y_{ц.в.}$$

Площа перерізу:

$$F = 2 \sum f_i = 3\,942 \text{ мм}^2.$$

Площа редукованого перерізу:

$$F^\psi = 2 \sum f_i^\psi = 3\,942 \text{ мм}^2.$$

Момент інерції редукованого перерізу:

$$I_z^\psi = 2 \sum \Delta I_{zi}^\psi = 504\,177\,844 \text{ мм}^4.$$

Потік дотичних зусиль:

$$q_j = -\frac{Q^p}{I_z^\psi} S_{zj}^\psi = \frac{12\,085}{504\,177\,844} S_{zj}^\psi = (2,397 \cdot 10^{-5}) S_{zj}^\psi,$$

де S_{zj}^ψ – еюра поточних статичних моментів (рисунок 11).

Таблиця 13 – Визначення дотичних напружень

Параметр	Формула	Зосереджені групи стрингерів					Σ	
		1	2	3	4	5		
α_i , град	-	26,34	65,85	90,00	114,15	153,66	-	
\bar{y}_i , мм	$R \cos \alpha$	448,1	204,5	0,0	-204,5	-448,1	-	
f_i , мм ²	У другому наближенні	537,2	286,5	249,4	299,3	598,6	3942	
ψ_i		1	1	1	1	1	-	
f_i^ψ , мм ²	$\psi_i f_i$	537,2	286,5	249,4	299,3	598,6	3942	
ΔS_{zi}^ψ , мм ³	$f_i^\psi \bar{y}_i$	240692	58608	0	-61220	-268234	-60307	
y_i , мм	$\bar{y}_i - y_{ц.т.}$	463,4	219,8	15	-189,2	-432,8	-	
ΔS_{zi}^ψ , мм ³	$f_i^\psi y_i$	248910	62992	3816	-56641	-259076	0	
ΔI_{zi}^ψ , мм ⁴	$f_i^\psi y_i^2$	115340152	13847584	58374	10718511	112124301	504177844	
Параметр	Формула	Ділянки						Σ
		0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-0'	
S_{zj}^ψ , мм ³	-	0	248910	311902	315717	259076	0	-
q_j , $\frac{\text{Н}}{\text{мм}}$	$-\frac{Q_y^p}{I_z^\psi} S_{zj}^\psi$	0	5,966	7,476	7,568	6,210	0	-
τ_j , МПа	$\frac{q_j}{\delta}$	0	5,966	7,476	7,568	6,210	0	-
Δy_j , мм	$y_i - y_{i+1}$	36,6	243,5	204,5	204,5	243,5	67,2	-
ΔQ_j , Н	$q_j \Delta y_j$	0	1453	1529	1548	1512	0	12085

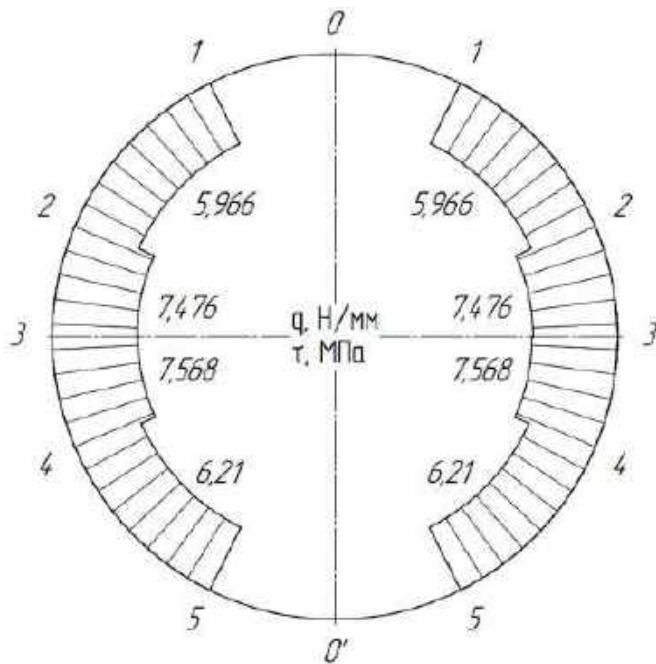


Рисунок 11 – Епюри потоку дотичних зусиль і дотичних напружень

Величини дотичних напружень – невеликі, що є характерним для неманевреної ділянки польоту: велика тяга, але малі поперечні навантаження.

Перевірка визначення проєкції дотичних зусиль на вісь Oy – підтвердила правильність розрахунків.

6.6 Висновок про міцність обшивки

Щоб сформулювати висновок про міцність обшивки, необхідно врахувати роботу обшивки під дією дотичних і нормальних напружень. Урахування роботи обшивки під дією нормальних напружень здійснено шляхом приєднання частини обшивки до поздовжніх елементів – стрингерів. Нормальні напруження розраховуємо за МРК у другому наближенні. Для кожної ділянки обшивки визначали еквівалентні напруження по трьох волокнах: по двох, які прилягають до стрингерів й обмежують ділянку, і по волокну на середині ділянки (рисунок 12).

Еквівалентні напруження обчислено за формулою

$$\sigma_{\text{екв } j}^{\text{max}} = \max \begin{cases} \sigma_{1j}^{\text{екв}} = \sqrt{\sigma_i^2 + 3\tau_j^2}; \\ \sigma_{2j}^{\text{екв}} = 2\tau_j; \\ \sigma_{3j}^{\text{екв}} = \sqrt{\sigma_{i+1}^2 + 3\tau_j^2}. \end{cases}$$

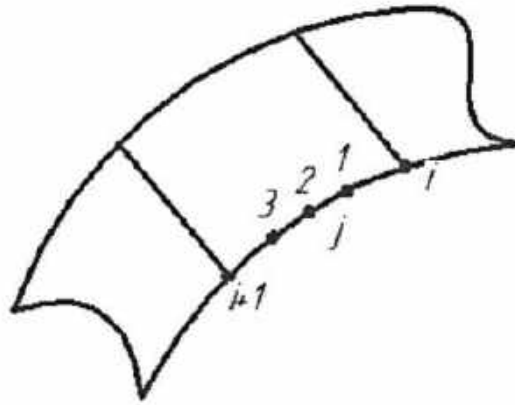


Рисунок 12 – Волокна обшивки

Також було визначено коефіцієнти запасу за міцністю

$$\eta_j = \frac{\sigma_B}{\sigma_{\text{ЕКВ } j}^{\text{max}}}$$

Розрахунки зведено в таблицю 14.

Таблиця 14 – Напруження обшивки

Ділянка	Точки (волокна)	σ_i^K , МПа	τ_j , МПа	$\sigma_{\text{ЕКВ } j}$, МПа	$\sigma_{\text{ЕКВ } j}^{\text{max}}$, МПа	η
0–1	1	0	0	0	274,8	1,637
	2	-	0	0		
	3	-274,8	0	274,8		
1–2	1	-274,8	5,966	275,0	275,0	1,636
	2	-	5,966	11,9		
	3	-230,3	5,966	230,5		
2–3	1	-230,3	7,476	230,7	230,7	1,951
	2	-	7,476	15,0		
	3	-192,9	7,476	193,3		
3–4	1	-192,9	7,568	193,4	193,4	2,327
	2	-	7,568	15,1		
	3	-155,5	7,568	156,1		
4–5	1	-155,5	6,210	155,9	155,9	2,887
	2	-	6,210	12,4		
	3	-111,0	6,210	111,5		
5–0'	1	-111,0	0	111,0	111,0	4,055
	2	-	0	0		
	3	0	0	0		

За отриманими результатами можна зробити висновок, що обшивка є міцною.

На найбільш навантажених ділянках (0–1 і 1–2) коефіцієнти надлишку міцності є дещо більшими за коефіцієнт запасу міцності ($f = 1,3$), тобто конструкція має надлишкову вагу.

ВИСНОВКИ

Під час виконання курсового проєкту було проведено розрахунок на міцність заданого літального апарата.

За геометричними, аеродинамічними, масовими й тактико-технічними характеристиками було побудовано креслення загального вигляду ЛА й визначено зовнішні сили, що діють на нього.

Далі було виконано зрівноваження ЛА та побудовано епюри отриманих внутрішніх зусиль; вибрано небезпечний переріз, для якого проводились подальші розрахунки.

Виконано проєктувальний розрахунок безстрингерного та стрингерного відсіків. За результатами розрахунків було вибрано стрингерний відсік з товщиною обшивки $\delta = 1$ мм і кількістю стрингерів $n = 82$.

Побудовано діаграму Клапейрона для стрингерів, для випадків їх розтягнутого та стисненого станів.

Проведено перевірний розрахунок отриманого поперечного перерізу, унаслідок чого було визначено, що отримана конструкція хоча й задовольняє умови міцності, але має досить високий міцнісний запас і через це надлишкову вагу.

Щоб зменшити вагу, можна дещо зменшити товщину обшивки й зробити перерахунок.

**ПРИКЛАД КУРСОВОЇ РОБОТИ НА ТЕМУ
«МАНЕВРЕНА ДІЛЯНКА ПОЛЬОТУ»**

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет авіаційних двигунів

Кафедра міцності літальних апаратів

КУРСОВА РОБОТА

з дисципліни «Міцність літальних апаратів»
на тему «Маневрена ділянка польоту»

Пояснювально-розрахункова записка

Виконав: студент __ курсу групи № _____
напряму підготовки (спеціальності)
6.134 «Ракетні та космічні комплекси»

Прийняв: _____

Національна шкала: _____

Кількість балів: _____

Оцінка: ECTS _____

Харків – 2023

ВИХІДНІ ДАНІ

Задано:

- довжина корпусу – 3960 мм;
- діаметр міделя – 380 мм;
- довжина носової частини – 840 мм;
- форма носової частини – парабола;
- характерна площа (мідель) – 0,113 м²;
- $C_y^\alpha = 3$;
- мінімальний коефіцієнт лобового опору – 0,0083;
- маса конструкції – 30 кг;
- тяга двигуна – 1,6 кН.

Розрахунковий режим: максимальні поперечні навантаження на маневреній ділянці польоту. Основні параметри ЛА наведено в таблицях 1, 2.

Таблиця 1 – Вагове зведення відсіків

Параметр	Номер відсіку						
	1	2	3	4	5	6	7
Довжина, мм	420	420	635	635	700	700	450
Маса, кг	60	70	106	102	Паливо 25	Паливо 25	48

Таблиця 2 – Параметри крила та руля

Параметр	Крило	Руль
Відстань до носика бортової хорди, мм	1750	3710
Довжина бортової хорди, мм	1400	250
Стрілоподібність за передньою кромкою, град	21	0
Довжина коснолі, мм	265	265
Довжина кінцевої хорди, мм	710	250
Маса однієї консолі, кг	8	2
C_y^α	1,5	1,6
C_y^δ	-	1,5
Мінімальний коефіцієнт лобового опору C_{x0}	0,00515	0,005
Характерна площа, м ²	0,525	0,132
Схема розташування консолей	+	+
Положення ц.в. (по бортовій хорді)	0,52	0,47

1 ПАРАМЕТРИ РОЗРАХУНКОВОГО РЕЖИМУ

1.1 Задані параметри розрахункового режиму

Задано такі параметри:

- маса палива (у двох відсіках) по 25 кг;
- граничне відхилення руля – $\delta_{\text{гран}} = -8,025^\circ = -0,14$;
- висота польоту – 2000 м;
- швидкість горизонтального пориву вітру – 60 м/с;
- швидкість вертикального пориву вітру – 30 м/с;
- $a_H = 332$ м/с; $\rho_H = 1$ кг/м³; $k_{\text{заб}} = 0,4$.

Інші параметри, необхідні для розрахунку міцності, слід визначити.

1.2 Інерційні характеристики ЛА

Необхідно визначити положення центра мас і масовий момент інерції ЛА I_z .

Для спрощення розрахунків літальний апарат замінюється системою зосереджених навантажень. Кількість зосереджених навантажень визначається кількістю відсіків, заданих у вихідних даних, – 7, отже, 8 зосереджених вантажів.

Усі результати розрахунків щодо створення системи зосереджених вантажів, визначення положення центра мас і масового моменту інерції

$$\Delta M_n^{\text{кор}} = \frac{M_{\text{кор}}}{l_{\text{ЛА}}} l_n = \frac{30}{3,960} l_n = 7,576 l_n ,$$

$$x_T = \frac{\sum M_i x_i}{M} = \frac{854,78}{500} = 1,689 \text{ м},$$
$$\delta = 2 \left| \frac{238,12 - 238,0}{238,12 + 238,0} \right| \cdot 100 = 0,02 \%,$$
$$I_z = 642,8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

зведено в таблиці 3 і 4.

Ескіз загального вигляду ЛА зображено на рисунку 1.

Маса консолей крила розподілена по відсіках 4, 5 і 6 пропорційно частинам бортової хорди.

Маса всього літального апарата $M_{\text{ЛА}} = 506$ кг.

Для створення дискретної моделі зосереджених навантажень маси відсіків рознесено по межових силових шпангоутах: 1/3 маси першого відсіку віднесено до нульового навантаження і 2/3 до першого. Маси інших відсіків було розподілено порівну по шпангоутах, які обмежують відсік.

Отримані таким чином маси навантажень округлено до цілих чисел –

$M_i^{\text{кол}}$. Їх сума становить 506 кг.

Таблиця 3 – До розрахунку системи навантажень

Параметр	Номер відсіку							Σ
	1	2	3	4	5	6	7	
l_n , м	0,42	0,42	0,635	0,635	0,7	0,7	0,45	3,96
$\Delta M_{\text{кор}}$, кг	3,182	3,182	4,811	4,811	5,303	5,303	3,409	30
$\Delta M_{\text{кр}}$, кг	-	-	-	8	16	8	-	32
$\Delta M_{\text{р}}$, кг	-	-	-	-	-	-	8	8
$\Delta M_{\text{поч}}$, кг	60	70	106	102	-	-	48	386
$\Delta M_{\text{топ}}$, кг	-	-	-	-	25	25	-	50
$\Delta M_{\text{відс}}$, кг	63,182	73,182	110,81	114,811	46,303	38,303	59,41	506

Таблиця 4 – До розрахунку системи навантажень з нульовим відсіком

Параметр	Номер відсіку							Σ	
	0	1	2	3	4	5	6		7
$M_{\text{наб}}$, кг	21,06	78,71	91,996	112,81	80,56	42,303	48,856	29,705	
$M^{\text{кол}}$, кг	21	79	92	113	80	42	49	30	506
x_i , м	0	0,42	0,84	1,475	2,11	2,81	3,51	3,96	
$M_i x_i$	0	33,18	77,28	166,7	168,8	118,02	172	118,8	854,78
x_{1i}	1,689	1,269	0,849	0,214	-0,421	-1,121	-1,821	-2,271	
$x_{1i} M_i$	35,469	100,251	78,108	24,182	-33,68	-47,082	-89,229	-68,13	+238,01 -238,12
$M_i x_{1i}^2$	59,907	127,22	66,314	5,175	+14,189	52,78	162,49	154,72	642,8

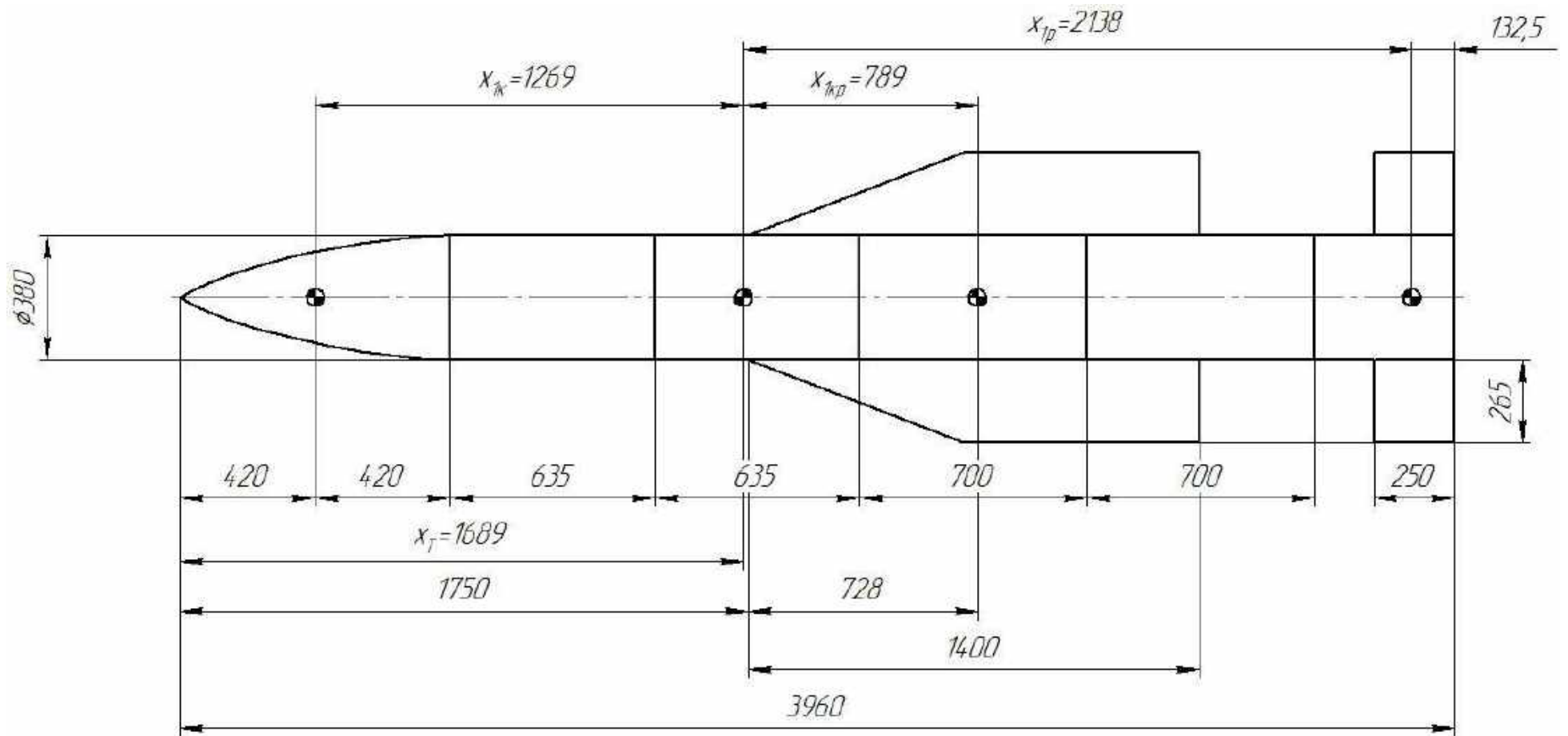


Рисунок 1 – Ескіз загального вигляду ЛА

Положення центра мас визначалося згідно зі схемою, зображеною на рисунку 2:

$$X_T = \frac{\sum M_i x_i}{M_{\text{ЛА}}} = \frac{854,78}{506} = 1,689; \quad x_T = 1,689 \text{ м.}$$

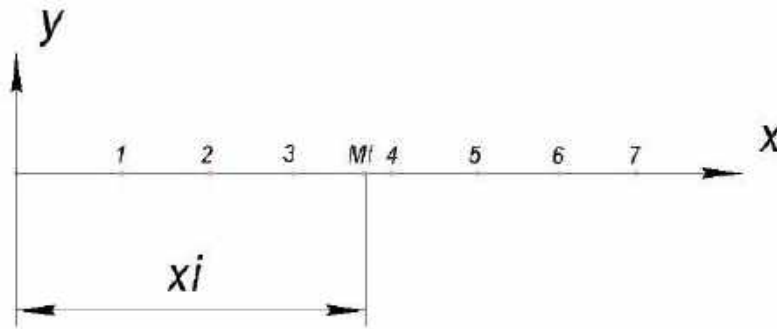


Рисунок 2 – Схема дискретної моделі

Координати вантажів у зв'язаній системі координат:

$$x_i = x_T - x_i.$$

Для перевірки правильності обчислень визначаємо масовий статистичний момент, який має дорівнювати 0:

$$\sum M_i x_i = 0.$$

За розрахунками: $243,840 - 243,888 = -0,048$.

Відносна похибка: $\delta = 0,02 \%$.

Масовий момент інерції визначається так:

$$I_z = \sum M_i x_i^2 = 642,8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

1.3 Визначення похідних коефіцієнтів піднімальної сили ЛА

Коефіцієнт C_y^α :

$$C_{y \text{ ЛА}}^\alpha = \sum C_{y_j}^\alpha \frac{S_j}{S}.$$

За характерну площу ЛА беремо площу крила $S = 0,525 \text{ м}^2$, а за характерну довжину ЛА – довжину корпусу $l = 3,960 \text{ м}$.

Тоді

$$C_y^\alpha = C_{y_a \text{ ЛА}}^\alpha = C_{y_{ук}}^\alpha \frac{S_k}{S} + C_{y_{укр}}^\alpha \frac{S_{кр}}{S} + C_{y_{уп}}^\alpha \frac{S_p}{S} = 3 \frac{0,113}{0,525} + 1,5 \frac{0,525}{0,525} + 1,6 \frac{0,132}{0,525} = 0,6457 + 1,5 + 0,4023 = 2,548.$$

Коефіцієнт C_y^δ :

$$C_y^\delta = C_{y_a \text{ ЛА}}^\delta = C_{y_{уп}}^\delta \frac{S_p}{S} = 1,5 \frac{0,132}{0,525} = 0,3779.$$

Коефіцієнт C_{x_0} ЛА:

$$\begin{aligned}
C_{x0} &= \sum C_{x0j} \frac{S_j}{S} = C_{x0к} \frac{S_к}{S} + C_{x0кр} \frac{S_{кр}}{S} + C_{x0р} \frac{S_p}{S} = \\
&= 0,0083 \frac{0,113}{0,525} + 0,00515 \frac{0,525}{0,525} + 0,005 \frac{0,132}{0,525} = \\
&= 0,001786 + 0,00515 + 0,0012757 = 0,008193.
\end{aligned}$$

1.4 Визначення положень центрів тиску агрегатів X_{1j}

Центр тиску параболічної носової частини корпусу (рисунок 3) знаходиться на середині довжини носової частини, і тоді

$$x_{1к} = x_{10} - \frac{l_{кр}}{2} = 1,689 - \frac{0,84}{2} = 1,269 \text{ м.}$$

Центр тиску крила знаходиться на відстані 0,52 бортової хорди ($a_{кр}$), отже,

$$\begin{aligned}
a_{кр} &= 0,52b_{\delta xк} = 0,52 \cdot 1,400 = 0,728 \text{ м;} \\
x_{1кр} &= x_{н\delta x} + a_{кр} = 1,750 + 0,728 = 2,428 \text{ м;} \\
x_{1кр} &= x_T - x_{кр} = 1,689 - 1,750 - 0,728 = -0,789 \text{ м.}
\end{aligned}$$

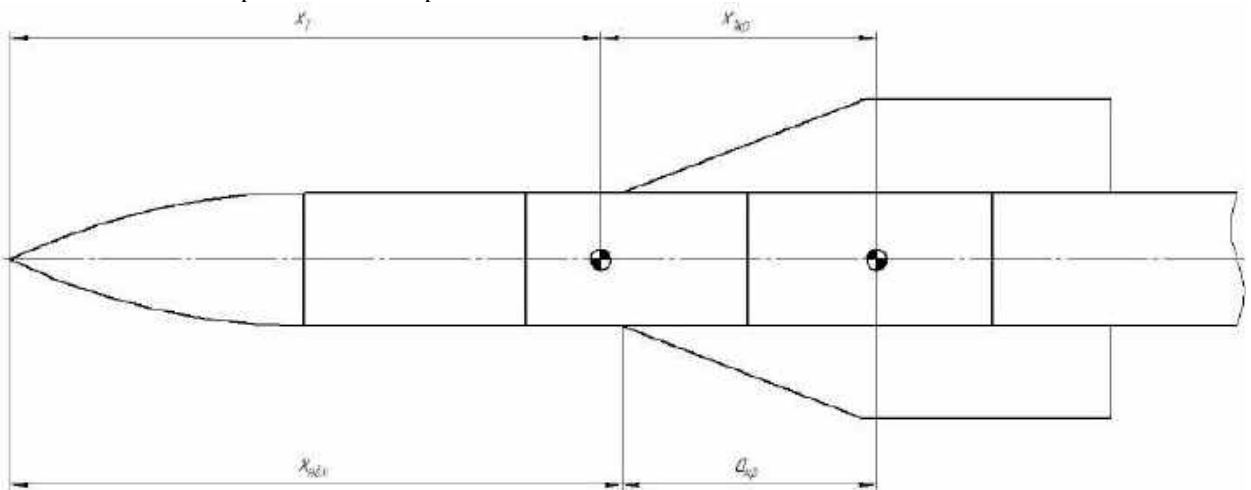


Рисунок 3 – До визначення центрів тиску

Центр тиску руля знаходиться на відстані 0,47 його бортової хорди:

$$\begin{aligned}
a_p &= 0,47b_p = 0,47 \cdot 250 = 0,1175 \text{ м;} \\
x_{1р} &= x_T - x_{рн\delta x} - a_p = 1,689 - 3,710 - 0,1175 = -2,138 \text{ м.}
\end{aligned}$$

1.5 Визначення похідних моменту тангажу

при $\alpha = \delta = 0$ (m_{z0}^α і m_{z0}^δ)

Похідна (нульова) моменту тангажу за α :

$$m_{z0}^\alpha = \sum [C_{yj}^\alpha + C_{x0j}] \frac{x_{1j} S_j}{lS} =$$

$$\begin{aligned}
&= [C_{yк}^{\alpha} + C_{x0к}] \frac{x_{1к} S_k}{lS} + [C_{yкр}^{\alpha} + C_{x0кр}] \frac{x_{1кр} S_{кр}}{lS} + [C_{yp}^{\alpha} + C_{x0p}] \frac{x_{1p} S_p}{lS} = \\
&= (3 + 0,0083) \frac{1,269 \cdot 0,113}{3,96 \cdot 0,525} + (1,5 + 0,00515) \frac{(-0,789) \cdot 0,525}{3,96 \cdot 0,525} + \\
&+ (1,6 + 0,005) \frac{(-2,138) \cdot 0,132}{3,96 \cdot 0,525} = 0,2075 - 0,2999 - 0,2179 = -0,3103.
\end{aligned}$$

Похідна (нульова) моменту тангажу за δ :

$$m_z^{\delta} = C_{yp}^{\delta} \frac{x_{1p} S_p}{lS} = 1,5 \frac{(-2,138) \cdot 0,132}{3,96 \cdot 0,525} = -0,2036.$$

Балансувальне відношення:

$$\left(\frac{\delta}{\alpha}\right)_{\text{бал}} = -\left(\frac{m_z^{\alpha}}{m_z^{\delta}}\right) = \frac{-0,3103}{-0,2036} = -1,524.$$

Ця величина дещо перевищує орієнтовне значення, що найімовірніше залежить від компоувальної схеми. Розглядається компоувальна схема ЛА, близька до схеми «безхвостка».

1.6 Визначення фокусу ЛА за кутом атаки

Оскільки фокус за кутом – від’ємна величина:

$$x_{F\alpha} = \frac{m_z^{\alpha} l}{C_{y\text{ЛА}}^{\alpha}} = \frac{-0,3103 \cdot 3,96}{2,548} = -0,482 \text{ м,}$$

ЛА є статично стійким.

1.7 Визначення розрахункової швидкості літального апарата

Уважаємо, що розрахункова швидкість ЛА на маневреній ділянці польоту дорівнює максимально можливій швидкості горизонтального польоту на заданій висоті.

Коефіцієнт А:

$$A = C_y^{\alpha} - C_y^{\delta} \frac{m_{z0}^{\alpha}}{m_{z0}^{\delta}} = 2,548 - 0,3779 \frac{0,3103}{0,2036} = 1,972.$$

Безрозмірний коефіцієнт швидкісного тиску визначаємо за формулою

$$z = \frac{(A - C_{x0}) \pm \sqrt{(A - C_{x0})^2 + 4AC_{x0} \left(1 - \frac{G^2}{T^2}\right)}}{2A} :$$

$$(A - C_{x0}) = 1,972 - 0,008193 = 1,964;$$

$$(A - C_{x0})^2 = 3,856;$$

$$1 - \frac{G^2}{T^2} = 1 - \frac{(506 \cdot 10)^2}{(1,6 \cdot 10^3)^2} = 1 - 10 = -9;$$

$$z = \frac{1,964 \pm \sqrt{3,856 + 4 \cdot 1,972 \cdot 0,008193 \cdot (-9)}}{2 \cdot 1,972} = \frac{1,964 \pm 1,8095}{3,944};$$

$$z_1 = 0,956; \quad z_2 = 0,0392.$$

Беремо $z = 0,956$.

$$\text{Швидкісний напір: } q = \frac{zT}{C_{x0}S} = \frac{0,956 \cdot 1,6 \cdot 10^3}{0,008193 \cdot 0,525} = 3,556 \cdot 10^3 \text{ Па.}$$

$$\text{Швидкість: } V = \sqrt{\frac{2q}{\rho_H}} = 843,34 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

$$\text{Число Маха: } M = \frac{v}{a_H} = 2,54.$$

1.8 Визначення максимального навантаження на маневреній ділянці польоту

Наявне перевантаження – перевантаження на ділянці польоту, що встановилося при максимальному відхиленні руля:

$$n_y^{\text{розр}} = \left(\frac{Y^\delta}{G} - \frac{m_z^\delta}{m_z^\alpha} \cdot \frac{Y^{\alpha+T}}{G} \right) \delta_{\text{гран}}.$$

Підготовчі обчислення:

$$Y^\alpha = C_y^\alpha qS = 2,548 \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,525 = 475,7 \cdot 10^3 \text{ Н;}$$

$$Y^\delta = C_y^\delta qS = 0,3779 \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,525 = 70,55 \cdot 10^3 \text{ Н;}$$

$$G = 5060 \text{ Н;} \quad \delta_{\text{гран}} = -8,02^\circ = -0,14.$$

Остаточню маємо

$$n_y^{\text{розр}} = \left(\frac{70,55 \cdot 10^3}{5,06 \cdot 10^3} - \frac{0,2036}{0,3103} \cdot \frac{475,7 \cdot 10^3 + 1,6 \cdot 10^3}{5,06 \cdot 10^3} \right) (-0,14) =$$

$$= (13,943 - 0,6561 \cdot 94,33)(-0,14) = 6,71.$$

Додаткове перевантаження від вертикального пориву вітру зі швидкістю $W^{\text{ВП}} = 30 \text{ м/с}$:

$$\Delta n_y^{\text{ВП}} = \eta C_y^\alpha \frac{\rho W^{\text{ВП}} v}{2(G/S)};$$

$$\eta = \frac{1 - e^{-k}}{K} = 30 \text{ м;}$$

$$K = \frac{\rho_H g C_y^\alpha}{2(G/S)} \eta = \frac{1 \cdot 10 \cdot 2,548 \cdot 0,525}{2 \cdot 5060} \cdot 30 = 0,03965;$$

$$\eta = \frac{1 - e^{-0,03965}}{0,03965} = \frac{0,03887}{0,03965} = 0,98;$$

$$\Delta n_y^{\text{ВП}} = 0,98 \cdot 2,548 \frac{1 \cdot 30 \cdot 843 \cdot 0,525}{2 \cdot 5060} = 3,28.$$

Додаткове перевантаження від горизонтального пориву вітру зі швидкістю

$$W_{\Gamma\Pi} = 60 \text{ М/с:}$$

$$\Delta n_y^{\Gamma\Pi} = n_y^{\text{розр}} \frac{W_{\Gamma\Pi}}{v} \left(2 + \frac{W_{\Gamma\Pi}}{v} \right) = 6,71 \cdot \frac{60}{843} \left(2 + \frac{60}{843} \right) = 0,989.$$

Додаткове перевантаження від різкого відхилення руля $\Delta n_y^{\text{зак}}$:

$$\Delta n_y^{\text{зак}} = K_{\text{заб}} n_y^{\text{розр}} = 0,4 \cdot 6,71 = 2,684.$$

Максимальне перевантаження на маневреній ділянці польоту вибираємо з двох величин:

$$n_{y \text{ max}}^{\text{ман}} = n_y^{\text{розр}} + \Delta n_y^{\text{зак}} + \Delta n_y^{\Gamma\Pi} = 6,71 + 2,684 + 0,989 = 10,38;$$

$$n_{y \text{ max}}^{\text{вітр}} = n_y^{\text{розр}} + \Delta n_y^{\text{ВП}} + \Delta n_y^{\Gamma\Pi} = 6,71 + 3,28 + 0,989 = 10,98.$$

Таким чином, максимальним перевантаженням на маневреній ділянці польоту є максимальне вітрове навантаження (округлення до цілих чисел):

$$n_y^{\text{max}} = 11 = n_y^{\text{PP}}.$$

2 ВИЗНАЧЕННЯ ПОВІТРЯНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА ЛА В РОЗРАХУНКОВОМУ РЕЖИМІ

2.1 Визначення кута атаки в розрахунковому режимі

Визначимо кут атаки:

$$\alpha_{pp} = \frac{n_y^{\text{PP}} G - Y^{\delta} \delta_{\text{пр}}}{Y^{\alpha} + T} = \frac{11 \cdot 5060 - 70,55 \cdot 10^3 \cdot (-0,14)}{475,7 \cdot 10^3 + 1,6 \cdot 10^3} = 0,1373 = 7,85^{\circ}.$$

2.2 Визначення сил агрегатів

Загальна формула має вигляд

$$Y_j = (C_{y_j}^{\alpha} \alpha + C_{y_j}^{\delta} \delta) q_{\infty} S_j.$$

Визначаємо сили агрегатів:

$$Y_k = 3 \cdot 0,1373 \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,113 = 16,551 \cdot 10^3 \text{ Н;}$$

$$Y_{\text{кр}} = 1,5 \cdot 0,1373 \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,525 = 38,449 \cdot 10^3 \text{ Н;}$$

$$Y_p = (1,6 \cdot 0,1373 + 1,5 \cdot (-0,14)) \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,132 = 454,4 \text{ Н.}$$

Піднімальна сила ЛА:

$$Y = \Sigma Y_j = 55,454 \text{ кН.}$$

Перевірка обчислень:

$$Y'' = Y^{\alpha} \alpha + Y^{\delta} \delta = (475,7 \cdot 0,137 + 70,55 \cdot (-0,14)) \cdot 10^3 = 55,294 \cdot 10^3 \text{ Н;}$$

$$Y''' = n_y G - T \alpha = 11 \cdot 5,06 \cdot 10^3 - 1,6 \cdot 10^3 \cdot 0,137 = 55,441 \cdot 10^3 \text{ Н;}$$

$$Y' = 55,312 \cdot 10^3 \text{ Н.}$$

Відносна похибка: $\delta_y^{\text{max}} = 0,27 \%$.

2.3 Визначення сил лобового опору

Сили лобового опору при $\alpha = \delta = 0$ ($q = 355,6 \cdot 10^3$ Па):

$$\begin{aligned}X_{0j} &= -C_{x0j} q S_j; \\X_{0к} &= -0,0083 \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,113 = -333,52 \text{ Н}; \\X_{0кр} &= -0,00515 \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,525 = -961,45 \text{ Н}; \\X_{ор} &= -0,005 \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,132 = -234,7 \text{ Н}.\end{aligned}$$

Сили лобового опору з урахуванням α і δ :

$$\begin{aligned}X_k &= \frac{X_{0к} - Y_k \sin \alpha}{\cos \alpha} = \frac{-333,5 - 16,551 \cdot 10^3 \cdot 0,13687}{0,991} = -2623,5 \text{ Н}; \\X_{кр} &= \frac{-961,45 - 38,445 \cdot 0,13687 \cdot 10^3}{0,991} = -6283,1 \text{ Н}; \\X_p &= \frac{X_{ор} - Y_p \sin(\alpha + \delta)}{\cos(\alpha + \delta)} = \frac{-234,7 - 454,4 \cdot (-2,7 \cdot 10^3)}{1} = -233,47 \text{ Н}.\end{aligned}$$

Сила лобового опору ЛА:

$$X = \Sigma X_j = -9140,1 \text{ Н}.$$

Перевантаження вздовж осі Ох:

$$n_x = \frac{X + T \cos \alpha}{G} = \frac{-9140,1 + 1600 \cdot 0,99059}{5060} = -1,4931.$$

2.4 Перехід до зв'язаної системи координат

Визначення величин сил опору у зв'язаній системі координат:

$$\begin{aligned}X_{1j} &= X_j \cos \alpha + Y_j \sin \alpha; \quad \cos \alpha = 0,991; \quad \sin \alpha = 0,1366; \\X_{1к} &= -2623,5 \cdot 0,99059 + 16,551 \cdot 10^3 \cdot 0,1373 = -33,48 \text{ Н}; \\X_{1кр} &= -6283,1 \cdot 0,99059 + 38,449 \cdot 10^3 \cdot 0,1373 = -169,08 \text{ Н}; \\X_{1p} &= -233,47 \cdot 0,99059 + 454,4 \cdot 0,1373 = -169,08 \text{ Н}.\end{aligned}$$

Піднімальні сили у зв'язаній системі координат визначаються формулою

$$\begin{aligned}Y_{1j} &= Y_j \cos \alpha - X_j \sin \alpha; \\Y_{1к} &= 16,515 \cdot 10^3 \cdot 0,99059 + 259,2 \cdot 0,13687 = 16,762 \text{ кН}; \\Y_{1кр} &= 38,365 \cdot 10^3 \cdot 0,99058 + 6,258 \cdot 10^3 \cdot 0,13687 = 38,947 \text{ кН}; \\Y_{1p} &= 454 \cdot 0,99059 + 233,47 \cdot 0,13687 = 0,481 \text{ кН}.\end{aligned}$$

Таким чином,

$$\begin{aligned}X_1 &= \Sigma X_{1j} = -1463,3 \text{ Н}; \\Y_1 &= \Sigma Y_{1j} = 56190 \text{ Н}.\end{aligned}$$

Коефіцієнти перевантаження у зв'язаній системі координат:

$$\begin{aligned}n_{x1} &= n_x \cos \alpha + n_y \sin \alpha = -1,4931 \cdot 0,99059 + 11 \cdot 0,13687 = 0,0265; \\n_{y1} &= n_y \cos \alpha - n_x \sin \alpha = 11 \cdot 0,99059 + 1,4931 \cdot 0,13687 = 11,101.\end{aligned}$$

Ці коефіцієнти можна обчислити й іншим способом:

$$n'_{x1} = \frac{T + X_1}{G} = \frac{1600 - 1463,3}{5060} = 0,027026;$$

$$n'_{y1} = \frac{Y_1}{G} = \frac{56190}{5060} = 11,105.$$

Відносна похибка обчислень: $\delta_{n_{x1}} = 1,7 \%$; $\delta_{n_{y1}} = 0,036 \%$.

2.5 Визначення моменту тангажу

Момент тангажу M_z визначимо двома способами:

$$1) \quad M'_z = \Sigma Y_{1j} X_{1j} = 16,762 \cdot 10^3 \cdot 1,269 + 38,947 \cdot 10^3 \cdot (-0,789) + \\ + 0,481 \cdot 10^3 \cdot (-2,138) = -10,487 \text{ кН} \cdot \text{м};$$

$$2) \quad M''_z = (m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta) q S l = (-0,3103 \cdot 0,1373 + \\ + 0,2036 \cdot 0,14) \cdot 355,6 \cdot 10^3 \cdot 0,525 \cdot 3,96 = -10,424 \text{ кН} \cdot \text{м}.$$

Відносна похибка обчислень: $\delta_{M_z} = 0,06 \%$. Невелика відносна похибка свідчить про відсутність суттєвих помилок в обчисленнях.

Для подальших розрахунків беремо $M_z = -10487 \text{ Н} \cdot \text{м}$.

3 ЗРІВНОВАЖЕННЯ КОРПУСУ ЛА ТА ПОБУДОВА ЕПЮР ВНУТРІШНІХ ЗУСИЛЬ

Початкові дані:

$$n_{y1} = 11,105; n_{x1} = 0,02703; M_z = -10,487 \text{ кН} \cdot \text{м}; \\ I_z = 642,8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; X_{1к} = -333,048 \text{ Н}; X_{1кр} = -960,69 \text{ Н}; \\ X_{1р} = -169,08 \text{ Н}; \\ Y_{1к} = 16,762 \text{ кН}; Y_{1кр} = 38,947 \text{ кН}; Y_{1р} = 0,481 \text{ кН}.$$

Кутове прискорення ε_z :

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{I_z} = -\frac{10,487 \cdot 10^3}{642,8} = -16,31 \text{ с}^{-2}.$$

Зрівноваження ЛА є необхідним для проведення побудови епюр внутрішніх зусиль по корпусу. Конструкцію ЛА можна подати у вигляді системи зосереджених навантажень, тому необхідно визначити масові сили (сили ваги й інерційні сили), що додаються до цих навантажень. У загальному випадку це сили, прикладені до навантажень (P_i – зрівноважувальна сила вздовж осі y_i ; S_i – зрівноважувальна сила вздовж осі x_1):

$$P_i = F_i + \phi_i; \quad S_i = -n_{x1} G_i; \\ F_i = -n_{y1} G_i; \quad \Phi_i = -\frac{\varepsilon_z x_{1i}}{g} G_i.$$

При цьому мають виконуватися рівності для поперечних сил:

$$\begin{aligned} \Sigma F_i &= -n_{y1}G; & \Sigma F_i x_{1j} &= 0; \\ \Sigma \Phi_i &= 0; & \Sigma \Phi_i x_{1i} + M_z &= 0. \end{aligned}$$

Для поздовжніх сил має виконуватися рівність

$$\Sigma S_i + P + X_1 = 0.$$

Результати розрахунку зрівноважувальних сил і побудови епюр внутрішніх зусиль наведено в таблицях 5 і 6:

$$F_i = 11,105 G_i;$$

$$\Phi_i = -\frac{\varepsilon_z}{g} x_{1j} G_i;$$

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{I_z} = \frac{-10,487 \cdot 10^3}{642,8} = -16,315 \text{ с}^{-2}; \quad g = 10 \text{ м/с}^2;$$

$$\Phi = \frac{-16,31}{10} G_i X_{1i} = -1,6315 G_i x_{1j}.$$

Перевірка:

$$\Sigma F_i = -n_{y1}G, \quad -56190 = -11,105 \cdot 5060, \quad -56190 = -56191,$$

$$\delta = 1,8 \cdot 10^{-2} \%;$$

$$\Sigma F_i X_i = 0, \quad 26432 - 26441 = 9,27, \quad \delta = 0,035 \%;$$

$$\Sigma \Phi_i = 0, \quad 3831 - 3883 = 19, \quad \delta = 0,5 \%;$$

$$\Sigma \Phi_i x_i + M_z = 0, \quad 10631 - 10483 = 7, \quad \delta = 1,37 \%;$$

$$\Sigma P_i x_i + M_z = 0, \quad \delta = 0,08 \%;$$

$$\Sigma P_i = -n_y G = -56193 = -11,105 \cdot 5060; \quad 56193 = 56191;$$

$$\delta = 1,8 \cdot 10^{-2} \%.$$

3.1 Зрівноваження ЛА по осі Ox_1

Зрівноважувальні сили:

$$S_i = -n_{x1} G_i = -0,02703 G_i.$$

Результати наведено в таблиці 6.

Перевірка:

$$\Sigma S_i + T + X_1 = 0,$$

де

$$\Sigma S_i = -136,75 \text{ Н}; \quad T = 1,6 \text{ кН}; \quad X_1 = -1463,3 \text{ Н}.$$

Тоді

$$-136,75 + 1600 - 1463,3 = -1600,1 + 1600.$$

Епюри N_x , Q_y і M_z будуюмо за результатами розрахунків, наведених у таблиці 4.

Побудуємо епюру

$$N_{\text{екв}} = N \left(1 + \left| \frac{2M}{RN} \right| \right) = N \left(1 + 10,53 \left| \frac{M}{N} \right| \right).$$

Епюри зображено на рисунку 4.

Розрахунковий переріз вибираємо за максимальним значенням $N_{\text{екв}}$ —

переріз центра тиску крила. Значення експлуатаційних внутрішніх зусиль:

$$N_{\text{екв}}^e = -157690 \text{ Н}; \quad N_x^e = -1398 \text{ Н}; \quad Q_y^e = 16289 \text{ Н};$$

$$M_z^e = -14845 \text{ Н} \cdot \text{м}; \quad R = 0,190 \text{ м}; \quad \mu = \frac{2M}{RN} = \frac{2 \cdot 14845}{0,190 \cdot 1398} = 111,78 = 112.$$

Таблиця 5 – Розрахунок зрівноваження навантажень

Параметр	Номер відсіку $n \setminus W_{кр}$							
	0	1	2	3	4	5	6	7
G_1	210	790	920	1130	800	420	490	300
F_1	-2332,1	-8773	-10217	-12549	-8884	-4664	-5441	-3331
x_{1i}	1,689	1,269	0,849	0,214	-0,421	-1,121	-1,821	-2,271
Φ_i	+578,66	+1635,6	+1274,3	+394,5	-549,5	-768,14	-1455,8	-1111
ρ_i	-1753,4	-7137,4	-8942,7	-12155	-9433,5	-5432,1	-6996,8	-4442
S_i	-5,676	-21,35	-24,87	-30,54	-21,62	-11,35	-13,24	-8,1

Таблиця 6 – Зрівноважувальні сили

Параметр	Номер відсіку N_{yr}								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
l_i	0,42	0,42	0,635	0,635	0,368	0,332	0,7	0,3175	0,1325
N_x	-5,68	-360,51	-385,4	-416	-437	-1398	-1409,6	-1422,3	-1592
Q_y	-1753	7872	-1070	-13225	-22659	16289	10857	3959,7	4441
ΔM	-736,26	-13306,2	-679,45	-8397,9	-8338,5	+5407,9	+7599,9	+1257,2	+588,43
M	0/-736,26	-736,26/+2570	2570/1891	1891/-6507	-6507/-14845	-14845/-9437	-9437/-1837,2	-1837,2/-580	-580/8,43
$\frac{M}{N}$	0/129,6	2,042/-7,13	6,67/4,91	4,55/15,64	14,9/34	10,62/6,75	6,7/1,3	1,29/0,41	0,364/0
$1+10,53 \frac{M}{N}$	1/1365,7	22,5/76,1	71,23/52,7	48,91/165,7	157,79/359	112,8/72,1	71,55/14,69	14,58/5,29	4,836/1
$N_{екв}$	-5,68/-7753,2	8111/27435	27452/20311	20347/68931	68954/15880	157690/100800	100860/20707	20737/7529	7699/1592
$N^e, кН$	0,00568/8,111	8,111/27,431	27,452/20,311	20,347/68,931	68,954/156,87	157,690/100,80	100,86/20,707	20,74/7,53	7,7/1,592

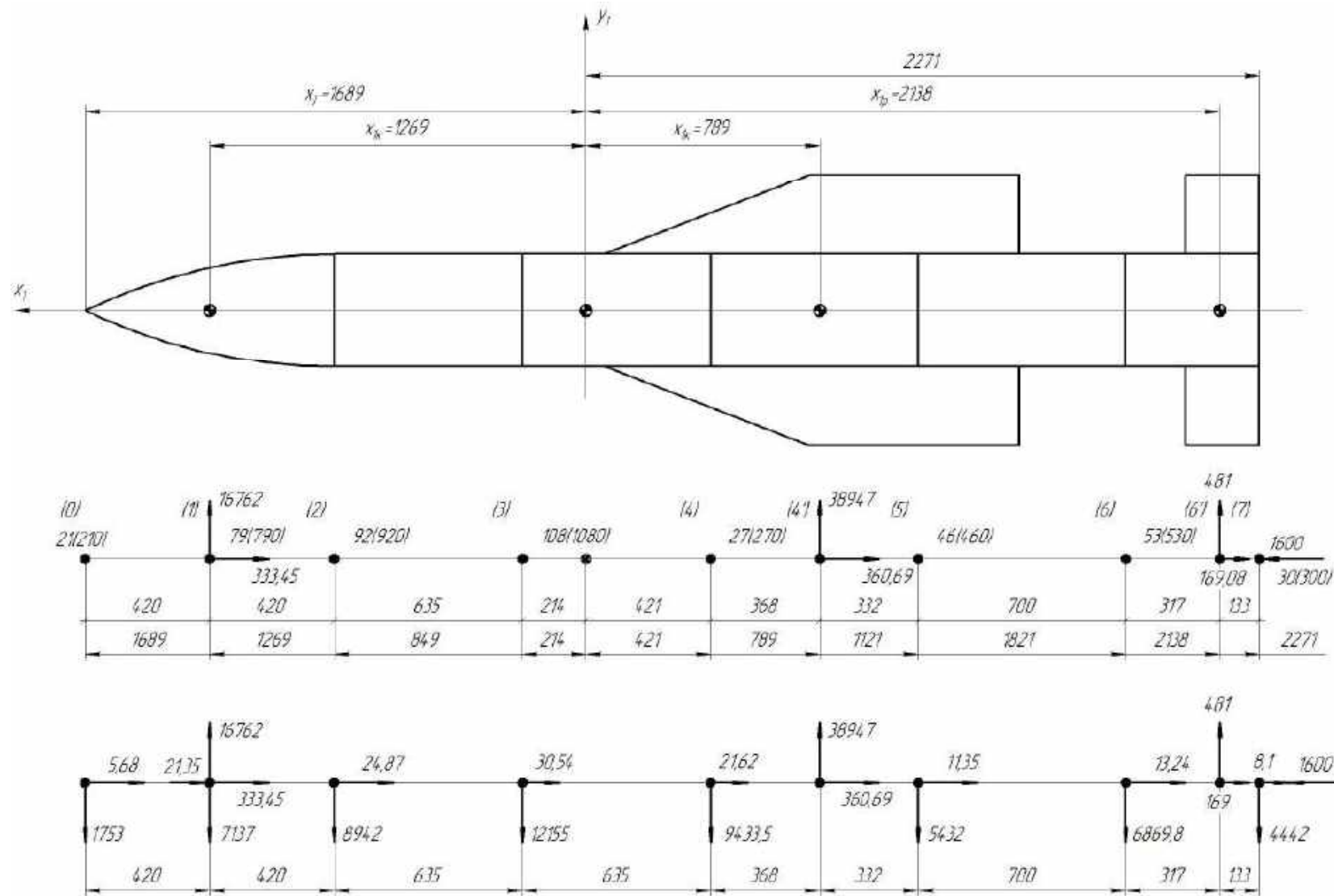


Рисунок 4 – Епюри внутрішніх зусиль

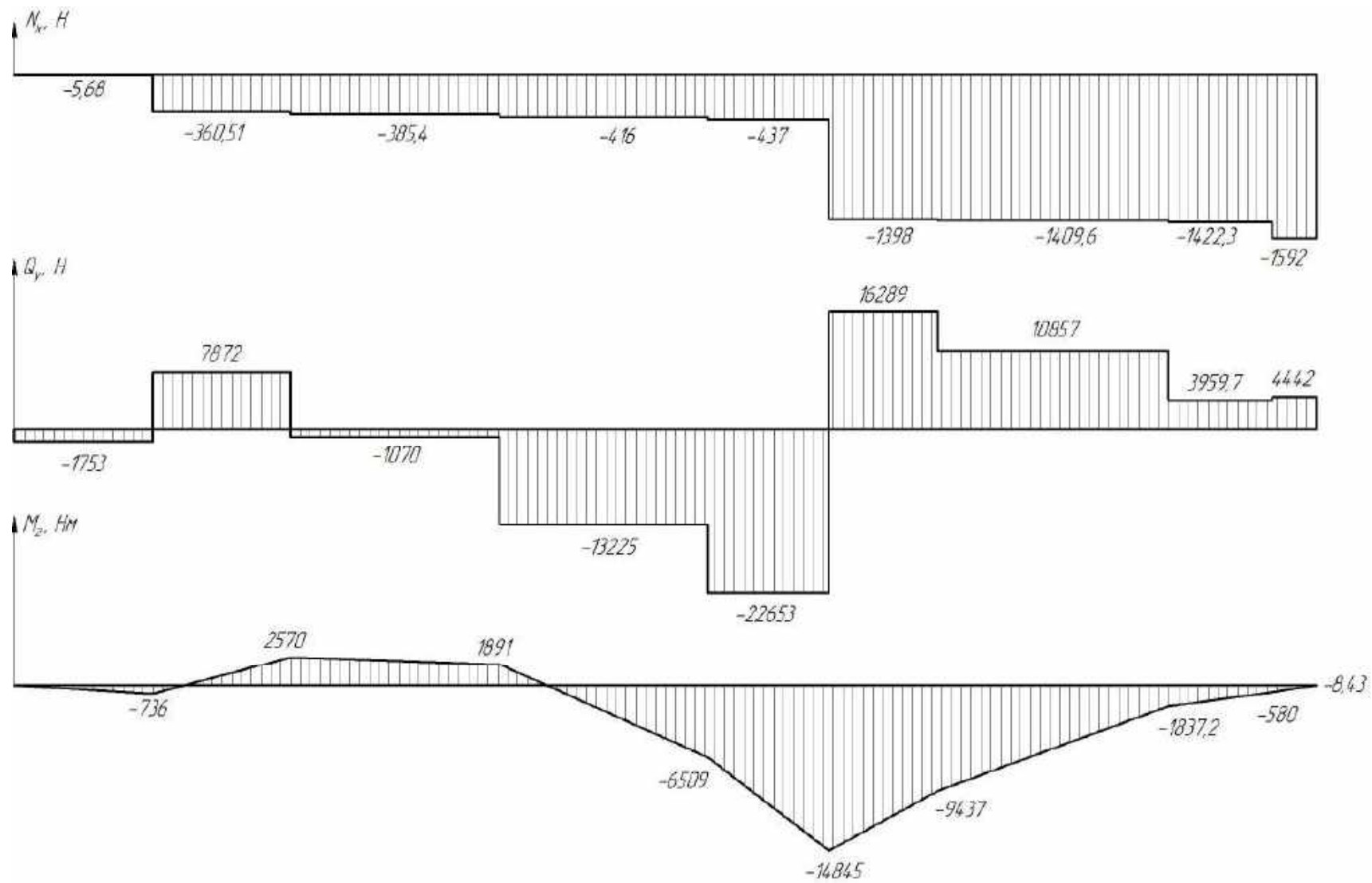


Рисунок 4, аркуш 2

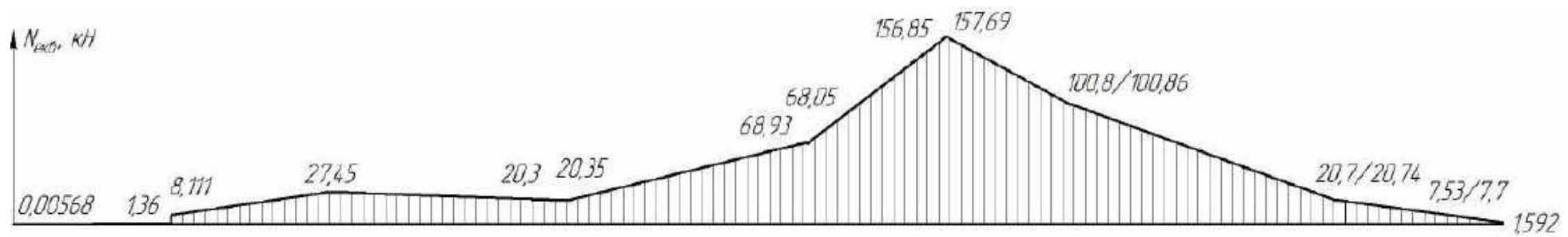


Рисунок 4, аркуш 3

4 ПРОЄКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ВІДСІКУ ЛА

Вихідні дані: розрахунковий переріз № 4; $R = 0,19 \text{ м} = 19 \text{ см} = 190 \text{ мм}$; внутрішні зусилля в розрахунковому перерізі:

$$N_x^e = -1398 \text{ Н}; \quad N_{\text{екв}}^e = -157690 \text{ Н};$$

$$Q_y^e = 16289 \text{ Н}; \quad \mu = \frac{2M}{RN} = 112; \quad f = 1,3;$$

$$M_z^e = -14845 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Для $\mu > 2,5$ проєктована стискальна сила визначається таким чином:

$$N_{\text{пр}}^e = N^e \left(1 + \mu \frac{\sqrt{2}}{2} \right) = -1398 \left(1 + 112 \frac{\sqrt{2}}{2} \right) = -112,12 \text{ кН};$$

$$N_{\text{пр}}^p = 1,3 N_{\text{пр}}^p = 145,76 \text{ кН}.$$

Для подальших розрахунків беремо

$$N^e = -112,12 \text{ кН}; \quad N^p = 145,76 \text{ кН}.$$

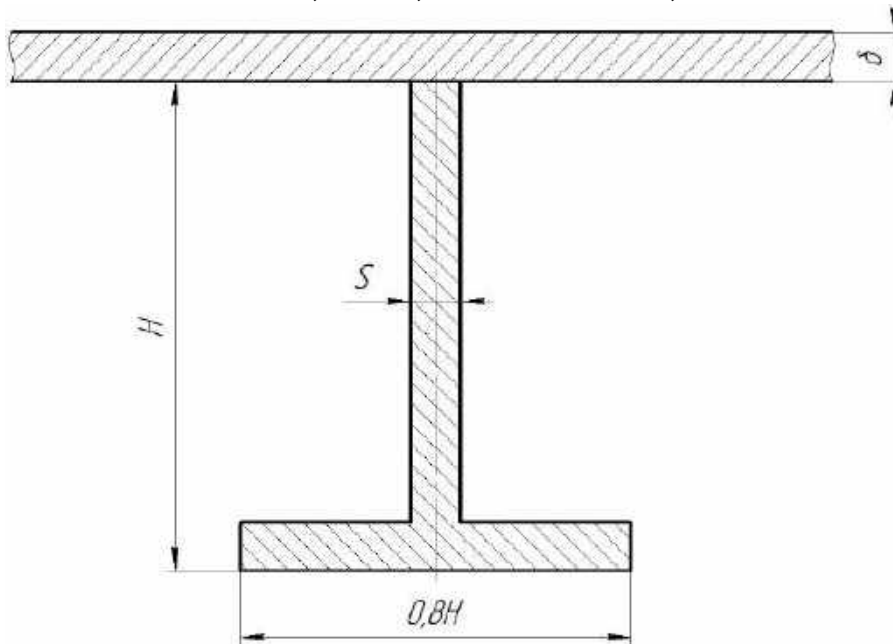


Рисунок 5 – Поперечний переріз стрингера

Матеріал відсіку – Д16Т, що має такі властивості: $E = 72000 \text{ МПа}$; $\sigma_T = 300 \text{ МПа}$; $\sigma_B = 450 \text{ МПа}$; $\sigma_{\text{пц}} = 280 \text{ МПа}$.

4.1 Проєктування безстрингерного відсіку

Визначимо:

$$\lambda^* = \left(\frac{1,79E}{\sigma_{\text{пц}}} \right)^{0,7273} = \left(\frac{1,79 \cdot 72000 \cdot 10^6}{280 \cdot 10^3} \right)^{0,7273};$$

$$N^* = \frac{11,24 R^2 E}{(\lambda^*)^{2,375}} = 734 \text{ кН}.$$

Оскільки $N^* > N^p$ ($735 > 145$), втрата стійкості обшивки безстрингерного

відсіку відбувається при напруженнях, менших за границю пропорційності, і потрібною є величина λ , що визначається як

$$\lambda_{\text{потр}}^{\text{пруж}} = \left(\frac{11,247 R^2 E}{N^p} \right)^{0,421} = \left(\frac{11,247 \cdot 0,19^2 \cdot 72000 \cdot 10^6}{145,76 \cdot 10^3} \right)^{0,421} = 170,7.$$

Потрібна товщина обшивки безстрингерного відсіку:

$$\delta_0 = \frac{R}{\lambda} = \frac{0,19}{170,7} = 1,113 \text{ мм.}$$

Визначення мінімального значення ε (обмеження щодо руйнування відсіку від зсуву):

$$\varepsilon_{\min} = \frac{2Q_y^p}{\pi R \delta_0 \sigma_B} = \frac{2 \cdot 1,3 \cdot 16,3 \cdot 10^3}{3,14 \cdot 0,19 \cdot 1,113 \cdot 10^3 \cdot 450 \cdot 10^6} = 0,142.$$

Вибір і визначення $\varepsilon = \frac{\delta}{\delta_0}$; $\psi = \frac{F_{\text{обш}}}{F_{\text{пер}}}$. Величину ε можна визначити (з огляду на те, що $\varepsilon_{\min} = 0,142$) як $\varepsilon = 0,45$, тоді товщина обшивки стрингерного відсіку

$$\delta = \varepsilon \delta_0 = 0,45 \cdot 1,113 = 0,5 \text{ мм} = 0,5 \cdot 10^{-3}.$$

Визначення максимального значення ψ :

– ψ_{\max} – обмеження за границею плинності при $N = N^p$ ($\sigma_0 < \sigma_d$);

$$– \psi' = \frac{2\pi R \delta \sigma_T}{N^e} = 1,6;$$

– $\psi_{\text{пл}}$ – обмеження за границею плинності стрингера при $N = N^p$ ($\sigma_c < \sigma_d$).

Величина ψ''_{\max} визначається з рівняння

$$\frac{K(1-\psi)}{\psi} + \psi \sqrt{\frac{K}{\psi}} - f = 0.$$

Визначимо $K = \frac{\sigma d 2\pi}{N^e}$.

При $K > 1,69$ $\psi''_{\text{пл}} = 1$.

Оскільки $\psi'_{\text{пл}} > 1$ і $\psi''_{\text{пл}} > 1$, беремо $\psi_{\max} = 1$.

Задаємося ψ в діапазоні $\psi_{\min} < \psi < 1$, де $\psi_{\min} = \varepsilon$; $\psi = 0,7$.

Для подальших обчислень беремо

$$\varepsilon = 0,45; \quad \psi = 0,7; \quad \delta = 0,5 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Потрібне критичне напруженняги втрати стійкості обшивки:

$$\sigma_0 = \frac{N^e \psi}{2\pi R \delta} = \frac{112,12 \cdot 10^3 \cdot 0,7}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,19 \cdot 0,5 \cdot 10^{-3}} = 131,55 \text{ МПа.}$$

Відстань між стрингерами:

$$b = \delta \sqrt{\frac{3,6E}{\sigma_0 - \sigma_{\text{цл}}}}; \quad \sigma_{\text{цл}} = \frac{1,79E}{\lambda^{1,375}};$$

$$\lambda = \frac{R}{\delta} = \frac{0,19}{0,5 \cdot 10^{-3}} = 380;$$

$$\sigma_{\text{цм}} = \frac{1,79 \cdot 72000 \cdot 10^6}{380^{1,375}} = 36,558 \text{ МПа.}$$

Тоді

$$b = 0,5 \cdot 10^{-3} \sqrt{\frac{3,6 \cdot 72000 \cdot 10^6}{(131,55 - 36,558) \cdot 10^6}} = 0,0261 \text{ м.}$$

Кількість стрингерів: $n = \frac{2\pi R}{b} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 0,19}{0,0261} = 45,716$. Округлюємо до цілого числа: $n = 46$.

Площа стрингерів:

$$F = \frac{1 - \psi}{\psi} F_{\text{обш}} = \frac{1 - 0,7}{0,7} 2\pi R \delta = 2,5569 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2;$$

$$f_{\text{стр}} = \frac{F}{46} = 5,5584 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 = 5,56 \text{ мм}^2.$$

Визначення потрібного напруження втрати стійкості стрингера:

$$z = \sqrt{f \frac{1}{1 - \psi} + \frac{1}{4} \left(\frac{\psi}{1 - \psi} \right)^2} - \frac{1}{2} \left(\frac{\psi}{1 - \psi} \right) =$$

$$= \sqrt{1,3 \frac{1}{1 - 0,7} + \frac{1}{4} \left(\frac{0,7}{1 - 0,7} \right)^2} - \frac{1}{2} \left(\frac{0,7}{1 - 0,7} \right) = 1,22;$$

$$\sigma_c = z^2 \sigma_0 = 1,22^2 \cdot 131,55 = 195,81 \text{ МПа.}$$

Перевірка:

$$N^p = \sigma_c n (f_c + 2c\delta);$$

$$2c = b \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma_c}}.$$

Уточнені значення:

$$b = \frac{2\pi R}{46} = 2,126 \cdot 10^{-2} \text{ м;}$$

$$2c = 2,5939 \cdot 10^{-2} \sqrt{\frac{131,55}{195,81}} = 2,126 \cdot 10^{-2} \text{ м;}$$

$$N^p = 195,81 \cdot 10^6 \cdot 46 (5,56 \cdot 10^{-6} + 2,126 \cdot 10^{-2} \cdot 0,5 \cdot 10^{-3}) = 145,82 \text{ кН.}$$

Похибка обчислення: $145,76 = 145,82 \rightarrow \delta = 0,27 \%$.

4.2 Визначення параметрів поперечного перерізу стрингера

Розміри поперечного перерізу (H і S) мають бути такими, щоб $f_{\text{стр}} = 5,56 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$ і критичні напруження місцевої втрати стійкості $\sigma_{\text{ст}} = 195,81 \text{ МПа}$.

Для заданого перерізу стрингера: $f_{\text{стр}} = 1,8HS$; $\lambda = \frac{H}{S}$.

Критичне напруження місцевої втрати стійкості:

– стінки ($K_\sigma = 4$)

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{ст}} = \frac{0,9K_\gamma E}{(b/\delta)^2} = \frac{0,9 \cdot 4 E}{(H/S)^2} = \frac{3,6E}{\lambda^2};$$

– полиці ($K_\sigma = 0,45$ і $b = \frac{0,8H}{2}$)

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{пол}} = \frac{0,9 \cdot 0,45 E}{\left(\frac{0,4H}{S}\right)^2} = \frac{2,53E}{\lambda^2}. \quad (1)$$

Для розрахунків необхідно брати менше значення $\sigma_{\text{кр}}^{\text{пол}} = \frac{2,53E}{\lambda^2}$, яке має відповідати потрібному напруженню місцевої втрати стійкості стрингера $\sigma_{\text{стр}}$.

Площа стрингера визначається так:

$$f_{\text{стр}} = 1,8HS = \frac{1,8HS^2}{S} = 1,8\lambda S^2. \quad (2)$$

Із формули (1) випливає, що

$$\lambda = \sqrt{\frac{2,53 \cdot 72000}{195,81}} = 30,501.$$

Із формули (2) знаходимо:

$$S = \sqrt{\frac{f_{\text{стр}}}{1,8\lambda}} = \sqrt{\frac{5,56 \cdot 10^{-6}}{1,8 \cdot 30,501}} = 3,18 \cdot 10^{-4} \text{ м};$$

$$\lambda = \frac{H}{S} \rightarrow H = \lambda S;$$

$$H = 30,501 \cdot 3,18 \cdot 10^{-4} = 9,706 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

Перевірка:

$$\sigma_{\text{кр стр}}^i = \frac{0,405 \cdot 72000}{\left(\frac{0,5 \cdot 0,8 \cdot 9,706 \cdot 10^{-3}}{3,18 \cdot 10^{-4}}\right)^2} = 195,63 \text{ МПа}.$$

Похибка обчислення: $\delta \approx 0,1 \%$.

4.3 Визначення моменту інерції перерізу стрингера відносно головної центральної осі

Уважатимемо, що $S < H$, тоді маємо положення центра ваги

$$y_{\text{ц.в.}} = \frac{S_x}{F} = \frac{9,706 \cdot 0,318 \cdot 0,5 \cdot 9,706 + 7,765 \cdot 0,318 \cdot 0,5 \cdot 0,318}{1,8 \cdot 9,706 \cdot 0,318} = 2,765 \text{ мм}.$$

Момент інерції:

$$I_x = \frac{6,941^3 \cdot 0,318}{3} + \frac{2,765^3 \cdot 0,318}{3} + \frac{7,765 \cdot (0,318 \cdot 0,5)^3}{12} + 0,318 \cdot 7,765 \cdot (2,765 + 0,5 \cdot 0,318)^2 = 0,588 \cdot 10^{-10} \text{ м}^4.$$

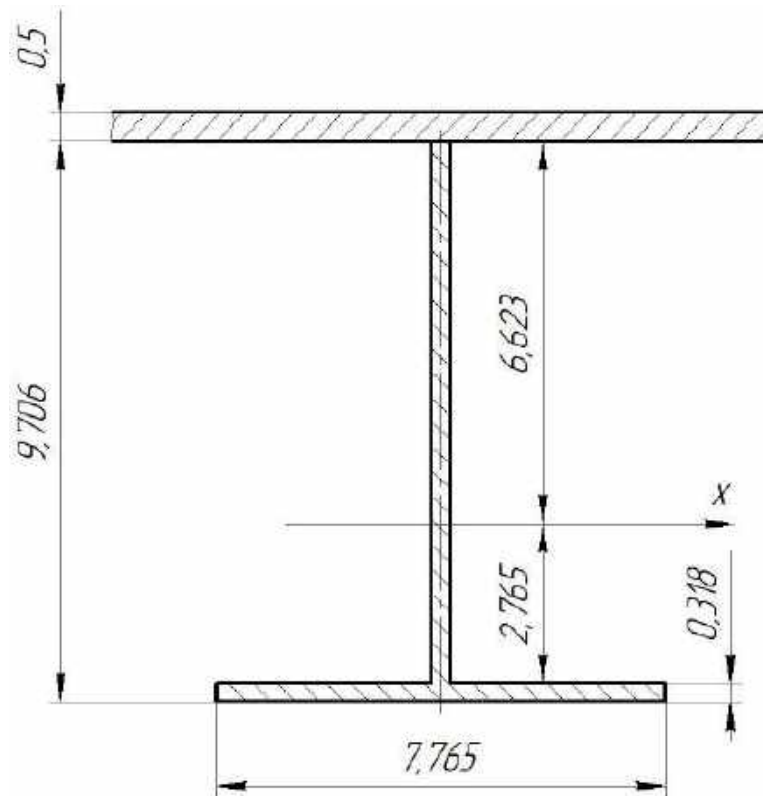


Рисунок 6 – Параметри поперечного перерізу стрингера

Визначимо жорсткість поперечного перерізу стрингера:

$$(EI)_{\text{стр}} = 72000 \cdot 10^6 \cdot 0,588 \cdot 10^{-10} = 4,233 \text{ Н} \cdot \text{м}^2;$$

$$(EI)_{\text{стр}}^* = 2b E \delta^3 \left(1 + \frac{1}{20} \frac{b^2}{R \delta} \right) =$$

$$= 2 \cdot 2,594 \cdot 10^{-2} \cdot 72000 \cdot 10^6 (0,5 \cdot 10^{-3})^3 \cdot \left(1 + \frac{1}{20} \frac{(2,594 \cdot 10^{-2})^2}{0,19 \cdot 0,5 \cdot 10^{-3}} \right) =$$

$$= 0,632 \text{ Н} \cdot \text{м}^2.$$

Умова $(EI)_{\text{стр}} > (EI)_{\text{стр}}^*$ виконується.

4.4 Визначення відстані між шпангоутами

Відстань між шпангоутами визначається при умові рівності критичного напруження, втрати стійкості стрингера ($\sigma_{\text{стр}} = \sigma_{\text{стр}}^e < \sigma_{\text{т}}$):

$$a = \sqrt{\frac{\pi^2 (EI)_{\text{стр}}}{f_{\text{стр}} \sigma_{\text{стр}}^e}} = \sqrt{\frac{3,14^2 \cdot 4,233}{5,56 \cdot 10^{-6} \cdot 196 \cdot 10^6}} = 0,196 \text{ м.}$$

4.5 Визначення параметрів перерізу шпангоута

Уважатимемо, що поперечний переріз шпангоута є подібним до поперечного перерізу стрингера (див. рисунок 6).

Коефіцієнт подібності β визначається за умовою $(EI)_{\text{шп}} \geq (EI)_{\text{шп}}^*$, де

$$(EI)_{\text{шп}}^* = 1,7(EI)_{\text{стр}} \left(\frac{R}{a}\right)^3 ;$$

$$\beta = \sqrt[4]{1,7 \left(\frac{R}{a}\right)^3} = \sqrt[4]{1,7 \left(\frac{0,19}{0,196}\right)^3} = 1,1155.$$

Площа поперечного перерізу:

$$F_M = \beta^2 f_c = 1,1155^2 \cdot 5,5584 \cdot 10^{-6} = 6,92 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2.$$

5 ПОБУДОВА ДІАГРАМИ КЛАЙПЕРОНА

Матеріал стрингера – Д16Т з характеристиками:

$$E = 72000 \text{ МПа}; \sigma_T = 280 \text{ МПа}; \sigma_B = 450 \text{ МПа}; \sigma_c = 196 \text{ МПа};$$

$$\varepsilon_{ny} = \frac{280}{72000} = 0,389 \%;$$

$$\varepsilon_T = \varepsilon_{0,2} = \frac{300}{72000} + 0,002 = 0,617 \%;$$

$$\varepsilon_{кр} = \frac{196}{72000} = 0,272 \%.$$

Крива (стиснена зона) після втрати стійкості стрингера описується рівнянням

$$S = \sigma_{\text{стр}} \exp \left[-\beta \left(\frac{1 - \varepsilon_{кр}}{\varepsilon_{0,2}} \right)^2 \right],$$

звідки

$$\beta = \frac{\ln 2}{\left(2\sigma_{0,2}/\sigma_{кр}\right)} = \frac{0,693}{\left(\frac{2 \cdot 300}{196}\right)^2} = 0,074.$$

За даними, наведеними в таблиці 7, будемо діаграму Клайперона (рисунок 7).

Таблиця 7 – Вихідні дані для побудови діаграми Клапейрона

l	0,00272	0,006	0,01	0,014
$l-0,00272$	0	0,00328	0,00728	0,01128
$\frac{l-0,00272}{0,00617}$	0	0,532	1,18	1,828
$-0,074 \frac{l-0,00272}{0,00617}$	0	-0,0394	-0,0873	-0,135
$\exp \left[-\beta \left(\frac{1 - \varepsilon_{кр}}{\varepsilon_{0,2}} \right)^2 \right]$	1	0,961	0,916	0,873
S	196	188	179,5	171,2

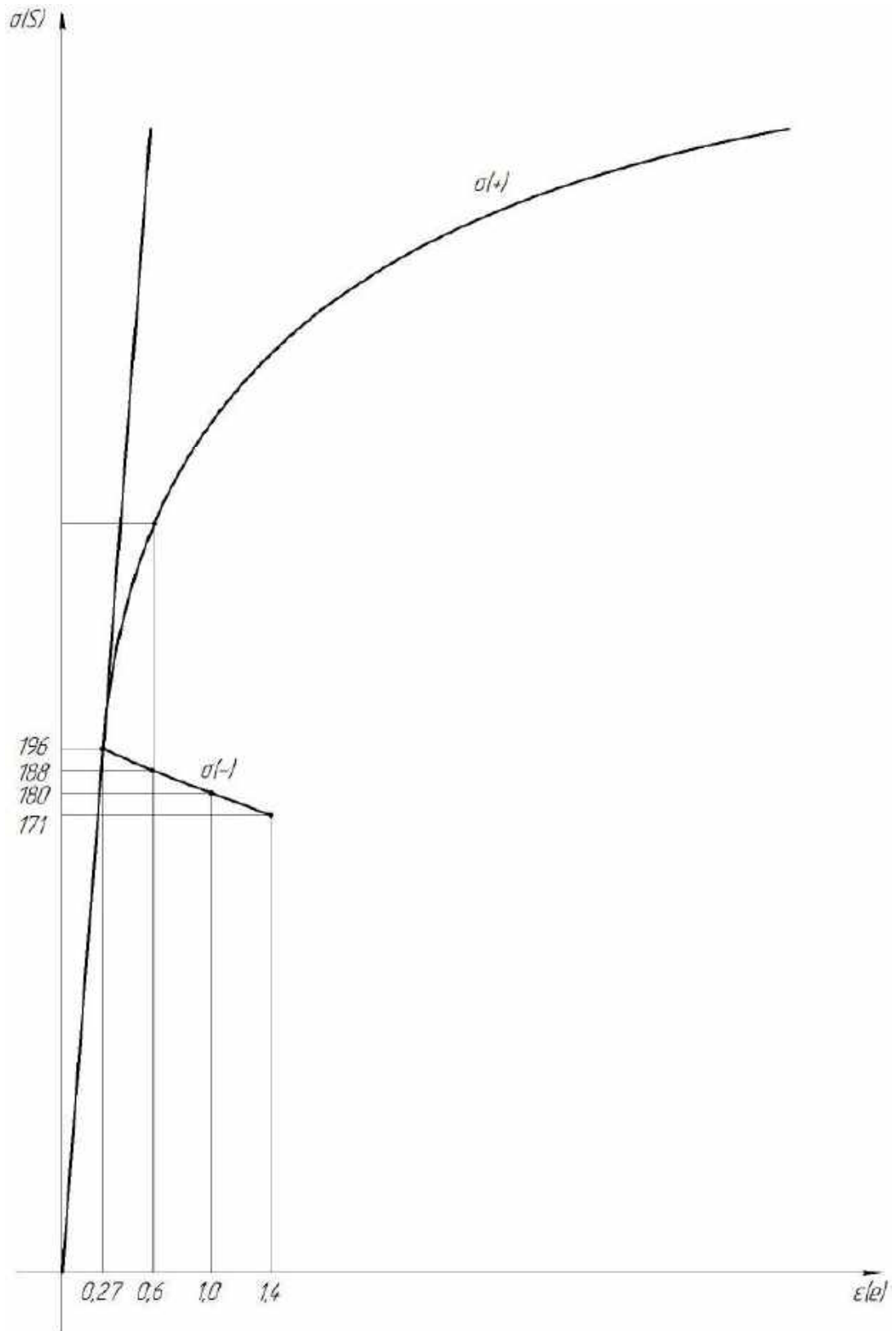


Рисунок 7 – Діаграма Клапейрона

6 ПЕРЕВІРНИЙ РОЗРАХУНОК СТРИНГЕРНОГО ВІДСІКУ МЕТОДОМ РЕДУКЦІЙНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ (МРК)

Вихідні дані:

1. Геометричні характеристики:

$$R = 0,19 \text{ м}; \delta = 0,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}; 2c = 2,126 \cdot 10^{-2} \text{ м};$$

$$n = 46; fc = 5,56 \text{ мм}^2 = 5,56 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2; b = 2,61 \cdot 10^{-2} \text{ м}.$$

2. Механічні характеристики:

$$N_x^e = -1398 \text{ Н}; N_x^p = -1820 \text{ Н};$$

$$Q_y^e = 16289 \text{ Н}; Q_y^p = 21200 \text{ Н};$$

$$M_z^e = 14845 \text{ Н} \cdot \text{м}; M_z^p = 19229 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

3. Матеріал – Д16Т: $E = 72000 \text{ МПа}$, $\sigma_{ny} = 280 \text{ МПа}$, $\sigma_{0,2} = 300 \text{ МПа}$.

Для спрощення розрахунків об'єднуємо стрингери в групи (рисунок 8).
Кутова координата об'єднаних елементів визначається формулою

$$\alpha_i = \Delta\varphi \left(n_i - \frac{K_i}{2} \right),$$

де K_i – кількість стрингерів i -го елемента;

$$\Delta\varphi = \frac{360}{n^2} = \frac{360}{46} = 7,826^\circ; n_i = \sum_0^i K_i.$$

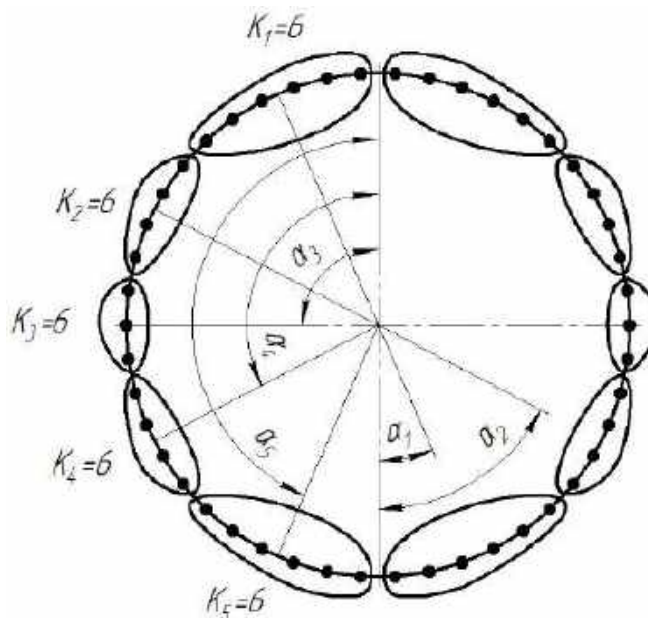


Рисунок 8 – Схема об'єднання стрингерів у групи

Результати подальших обчислень зведено в таблицю 8. Необхідно зазначити, що в нульовому наближенні беруть $(2c)_i = b$, а коефіцієнтом редуції в цьому наближенні $\epsilon r_i^0 = 1$.

Таким чином, отриманий редукований переріз є симетричним відносно

осі Oz. Координата центра ваги $y_{ц.в.} = 0$.

Перевірка розрахунків методом редуційних коефіцієнтів (МРК) у нульовому наближенні дала такі результати:

$$\sigma_{i\phi}^N = \frac{N_x^p}{Fr} = -\frac{18200}{85,56 \cdot 10^{-5}} = -21,27 \text{ МПа};$$

$$\sigma_{i\phi}^M = -\frac{M_x^p}{I_x^r} y_i = -\frac{19299}{15,787 \cdot 10^{-6}} y_i = 1222,5 y_i.$$

Відносні похибки обчислень за N_x^p і M_x^p не перевищують 0,5 %. За нормальним напруженням σ_i^K , визначеним за діаграмою Клапейрона, розраховано коефіцієнти редуції $r_i = r_i^*$ та інерції приєднаної обшивки $(2c)_i^* = b \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma_i^k}}$.

Похибка обчислень за коефіцієнтом редуції становить 10 %, а за коефіцієнтом $(2c)_i^* - 2$ %.

Значення r_i^* і $(2c)_i^*$ використовуються під час розрахунку в першому наближенні МРК. Знову редукований переріз не є симетричним відносно осі Oz, тому було проведено визначення головних центральних осей, моменту інерції I_z^2 , моменту тангажу M'_z відносно осі Oz:

$$M_z^{P'} = M_z^p - N_x^p y_0 = 19299 - [(-1820)(-0,010125)] =$$

$$= 19299 - 18,655 = 19280 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Площа редукованого перерізу (перше наближення) і момент інерції тангажу:

$$F_1^r = 80,928 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2;$$

$$M'_z = M_z - y N^p = 19299 + 1820 \cdot 0,00100 = 19317 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$I_z^r = 149299 \cdot 10^{-6} \text{ м}^4.$$

Фіктивні напруження в першому наближенні:

$$\sigma_{i\phi}^N = \frac{N_x^p}{F^2} = -\frac{18200}{80,928 \cdot 10^{-5}} = -22,489 \text{ МПа};$$

$$\sigma_{i\phi}^M = -\frac{M_x^p}{I_x^2} y_i = -\frac{19317}{14,299 \cdot 10^{-6}} y_i = -1350,9 y_i.$$

Відносна похибка розрахунків у першому наближенні за коефіцієнтом редуції становить 16 %, а за приєднаною обшивкою – 0 %. У другому наближенні лише для першого зосередженого елемента було вибрано коефіцієнт редуції $r^* = 0,77$, для решти елементів вибрано $r = 1$, оскільки $\sigma_i^k < \sigma_0$, а для розтягнутої зони $2c = b$.

Результати розрахунків наведено в таблицях 8–10. Остаточний висновок про міцність стрингерів зробити неможливо, оскільки ітераційний процес ще не збігається за коефіцієнтами редуції.

Таблиця 8 – Нульове наближення МРК

Параметр	Формула	Одиниця вимірювання	Зосереджені елементи					Примітки	
			1	2	3	4	5		
α_i	$\Delta\varphi(-\frac{k_i}{2})$	A°	23,5	65,6	90	117,4	156,52		
$\sin\alpha$	–	–	0,398	0,888	1	0,888	0,398		
$\cos\alpha$	–	–	0,917	0,46	0	-0,46	-0,917		
y	$R\cos\alpha$	м	0,174	0,087	0	-0,0874	-0,174		
f_c	–	$\times 10^{-6} \text{ м}^2$	5,56	5,56	5,56	5,56	5,56		
$2c = b$	$2,61 \cdot 10^{-2}$	$\times 10^{-2} \text{ м}^2$	2,61	2,61	2,61	2,61	2,61		
$b\delta$	$b \cdot 0,5 \cdot 10^{-3}$	$\times 10^{-5} \text{ м}^2$	1,305	1,305	1,305	1,305	1,305		
k		–	6	4	3	4	6		
f_i	$1,86 \cdot 10^{-5} \cdot k$	$\times 10^{-5} \text{ м}^2$	11,16	7,44	5,58	7,44	11,16	$42,78 \cdot 10^{-5} \cdot 2 = 85,5 \cdot 10^{-5}$	
r_i	–		1	1	1	1	1		
f_i^2	$f_i r_i$	$\times 10^{-5} \text{ м}^2$	11,16	7,44	5,58	7,44	11,16	$85,56 \cdot 10^{-5}$	
ΔS_z^2	$f_i^2 y_i$	$\times 10^{-5} \text{ м}^3$	1,941	0,65	0	-0,65	-1,941	$\Sigma=0$	
ΔI_z^2	$f_i^2 y_i^2$	$\times 10^{-6} \text{ м}^4$	3,378	0,568	0	0,5683	3,3788	$7,894 \cdot 10^{-6} \cdot 2 = 15,787 \cdot 10^{-6}$	
$\sigma_{i\phi}^M$	$-\frac{M_z^0}{I_z} y$	МПа	-212,7	-106,8	0	106,85	212,7		
$\sigma_{i\phi}^N$	$\frac{N^P}{F}$	МПа	-2,129						
$\sigma_{i\phi}$	$\sigma_{i\phi}^M + \sigma_{i\phi}^N$	МПа	-214,8	-108,9	-2,129	104,72	210,57		
σ_i^c	$\sigma_{i\phi} r_i$	МПа	-214,8	-108,9	-2,129	104,72	210,57		
ΔN	$\sigma_i^c f_i$	Н	-2397	-8109	-118,8	7791	2350	$\Sigma = -912 \cdot 2 = -1824 \text{ Н}$	
ΔM_z	$\sigma_i^c f_i y_i$	Н·м	-4172	-708,7	0	-680,93	-4089	$\Sigma = -9652 \cdot 2 = -1930 \text{ Нм}$	
σ_i^k		МПа	-194	-108,9	-2,129	104,72	210,57		
r_i^*	$\sigma_i^k / \sigma_{i\phi}$	–	0,902	1	1	1	1	$\delta_2 = 9,8 \%$	
Δr		%	8	0	0	0	0		
$(2c)^*$	$b \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma_i^k}}$	$\times 10^{-6} \text{ м}$	2,15	2,61	2,61	2,61	2,61		
$\Delta(2c)$	$(2c - (2c)_i)$	$\times 10^{-6} \text{ м}$	0,46	0	0	0	0		
δ_{2c}	$\frac{\Delta(2c)}{b}$	%	19	0	0	0	0		

Таблиця 9 – Перше наближення МРК

Параметр	Формула	Одиниця вимірювання	Зосереджені елементи					Примітки
			1	2	3	4	5	
α	–	град	23,5	62,6	90	117,4	156,52	–
y	–	м	0,174	0,087	0	-0,0874	-0,174	–
f_c	–	$\times 10^{-6}$ м	5,56	5,56	5,56	5,56	5,56	–
$(2c) = (2c)^*$	У нульовому наближенні	$\times 10^{-2}$ м	2,15	2,61	2,61	2,61	2,61	–
$(2c)\delta$	$(2c) \cdot 0,5 \cdot 10^{-3}$	$\times 10^{-5}$ м ²	1,075	1,305	1,305	1,305	1,305	–
k	–	–	6	4	3	4	6	–
f_i	$(f_c + 2c\delta)k$	$\times 10^{-5}$ м ²	9,786	7,444	5,583	7,444	11,166	$41,423 \cdot 2 = 82,846 \cdot 10^{-5} = F$
r_i	У нульовому наближенні	–	0,902	1	1	1	1	–
f_i^2	$f_i r_i$	$\times 10^{-5}$ м ²	8,827	7,444	5,583	7,444	11,166	$40,464 \cdot 2 = 80,928 \cdot 10^{-5} = F$
ΔS_z^2	$f_i^2 y_i$	$\times 10^{-5}$ м ³	1,535	0,650	0	-0,6506	-1,942	$-0,407 \cdot 10^{-5} \cdot 2 = -0,814 \cdot 10^{-5} = -S_z^r$
y_i^r	$y_i - y_0$	м	0,184	0,097	0,0100	-0,0773	-0,163	$y = -0,010058$
ΔS_z^r	$f_i^r y_i$	$\times 10^{-5}$ м ²	1,624	0,725	0,056	-0,5757	-1,830	2,4063, $\delta = 0 \%$
ΔI_z^2	$f_i^2 y_i^2$	$\times 10^{-6}$ м ⁴	2,990	0,707	0,0056	0,4452	3,0010	$7,1494 \cdot 2 = 14,299 \cdot 10^{-6} = I_z^2$
σ_{Mi}^ϕ	$-\frac{M_z}{I_z} y_1^2$	МПа	-248,6	-131,6	-13,587	104,48	221,47	$-\frac{19317}{14,299 \cdot 10^{-6}} y_i^r = -1350,9 y_i^r$
σ_{Ni}^ϕ	$\frac{N^P}{F}$	МПа	-2,248	-2,24	-2,248	-2,248	-2,248	$-2,2489 \cdot 10^6$
$\sigma_{i\phi}$	$\sigma_M + \sigma_N$	МПа	-250,9	-133,9	-15,836	102,2	219,22	–
σ_i^c	$\sigma_{i\phi} r_i$	МПа	-226,3	-133,9	-15,836	102,2	219,22	–
ΔN	$\sigma_i^c f_i$	Н	-2214	-9968	-884,12	7610	2447,8	$\Sigma = -911 \cdot 2 = -1822$ Н, $\delta = 1 \%$
ΔM	$\sigma_i^c f_i y_i$	–	-3853	-871,2	0	-665,1	-4259,2	$\Sigma = 9649 \cdot 2 = 19298$ Н · м, $\delta = 0,0005 \%$
σ_i^k	–	МПа	-193	-133,9	-15,836	102,2	219,22	–
r_i^*	$\sigma_i^k / \sigma_{i\phi}$	–	0,77	1	1	1	1	$\delta_r = 16 \%$
$(2c)^*$	$b \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma_i^k}}$	$\times 10^{-6}$ м	0,215	0,261	0,261	0,261	0,261	–
$\Delta(2c)$	$(2c - (2c)_i)$	$\times 10^{-6}$ м	0	0	0	0	0	–
δ_{2c}	$\frac{\Delta(2c)}{b}$	%	0	0	0	0	0	–

Таблиця 10 – Друге наближення МРК

Параметр	Формула	Одиниці вимірювання	Зосереджені елементи					Примітки
			1	2	3	4	5	
α_i	–	град.	23,5	62,6	90	117,4	156,52	–
y_i	–	м	0,174	0,087	0	-0,0874	-0,174	–
fc	–	$\times 10^{-6}$ м	5,56	5,56	5,56	5,56	5,56	–
$(2c) = (2c)^*$	–	$\times 10^{-2}$ м	2,15	2,61	2,61	2,61	2,61	–
$(2c)\delta$	$(2c) \cdot 0,5 \cdot 10^{-3}$	$\times 10^{-5}$ м ²	1,075	1,305	1,305	1,305	1,305	–
k	–	–	6	4	3	4	6	–
f_i	$(fc + 2c\delta)k$	$\times 10^{-5}$ м ²	9,786	7,444	5,583	7,444	11,166	–
r_i	У нульовому наближенні		0,77	1	1	1	1	–
f_i^2	$f_i r_i$	$\times 10^{-5}$ м ²	7,535	7,444	5,583	7,444	11,166	$39,172 \cdot 10^{-5} \cdot 2 = 78,344 \cdot 10^{-5} = F^2$
ΔS_z^2	$f_i^2 y_i$	$\times 10^{-5}$ м ³	1,311	0,650	0	-0,6506	-1,942	$0,6318 \cdot 10^{-5} \cdot 2 = -1,2636 \cdot 10^{-5}$
y_i^r	$y_i - y_0$	м	0,190	0,103	0,0161	-0,0712	-0,157	$y_0 = -\frac{1,2636}{78,344} = -0,016129$
ΔS_z^2	$f_i^r y_i$	$\times 10^{-5}$ м ²	1,432	0,770	0,090	-0,053	-1,762	22934 (-22933)
ΔI_z^2	$f_i^2 y_i^2$	$\times 10^{-6}$ м ⁴	2,723	0,797	0,0145	0,3781	2,782	$\Sigma = 6,6973 \cdot 2 = 13,395 \cdot 10^{-6} = I_z^r$
σ_{Mi}^ϕ	$-\frac{M_z}{I_z} y_1^2$	МПа	-274,3	-149,3	-23,273	102,84	227,79	$-1442,9 y_i$
σ_{Ni}^ϕ	$\sigma_M + \sigma_N$	МПа	-276,6	-151,7	-25,596	100,52	225,47	$\sigma_{Ni}^\phi = \frac{1820}{78,344} = -2,323$
σ_i^c	$\sigma_{i\phi} r_i$	МПа	-213,0	-151,7	-25,596	100,52	225,47	
ΔN	$\sigma_i^c f_i$	МПа	-2084	-1129	-1429	7482,7	25176	$\Sigma = -910,3 \cdot 2 = 1820,6$ Н, $\delta = 0,005 \%$
ΔM	$\sigma_i^c f_i y_i$	Н · м	-3627	-987	0	-653,99	-4380	–
σ_i^k	–	МПа	-192	-151,7	-25,596	100,52	225,47	–
r_i^*	$\sigma_i^k / \sigma_{i\phi}$	–	0,7	1	1	1	1	$\delta_r = 10 \%$
$(2c)_i^*$	$b \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma_i^k}}$	$\times 10^{-2}$ м	0,216	0,261	0,261	0,261	0,261	–
$\Delta(2c)$	$(2c)^* - (2c)_i$	$\times 10^{-3}$ м	0,001	0	0	0	0	$\delta_{2c} = 0,4 \%$

7 ПЕРЕВІРНИЙ РОЗРАХУНОК ЗА ДОТИЧНИМИ НАПРУЖЕННЯМИ

Як вихідні дані для визначення дотичних напружень в обшивці використовуємо результати, отримані в другому наближенні методу редуційних коефіцієнтів.

Під час розрахунків за дотичними напруженнями використовувалася діаграма Клапейрона й результати другого наближення МРК.

Перевіркою правильності обчислення $\sum g_j \cdot \Delta y_i = Q$ підтверджено відсутність суттєвих помилок, оскільки $\delta < 1\%$.

Результати розрахунків наведено в таблиці 11, а епюру дотичних напружень зображено на рисунку 9. Для отримання висновку про міцність було визначено напруження для всіх ділянок обшивки, а результати наведено в таблиці 12.

За результатами розрахунку можна зробити висновок, що обшивка є міцною, оскільки $\eta > 1$.

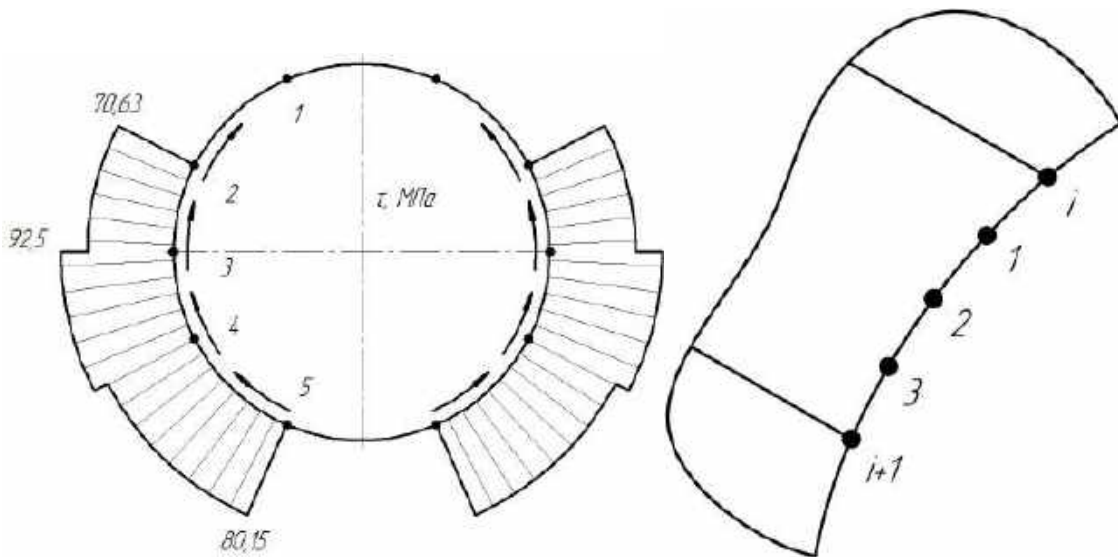


Рисунок 9 – Дотичні напруження та ділянки обшивки

Еквівалентне напруження для точок 1 і 3 визначається формулою $\sigma_{\text{екв}} = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2}$, а для точки 2 у складному НДС – за формулою $\sigma_{\text{екв}} = 2\tau_j$.

Як руйнівне напруження беремо $\sigma_{\text{руйн}} = \sigma_0 = 450$ МПа.

Таблиця 11 – Визначення дотичних напружень

Параметр	Формула	Одиниця вимірювання	Зосереджені елементи					Примітки
			1	2	3	4	5	
α_i	–	град.	23,5	62,6	90	117,4	156,52	
y_i	$R \cos \alpha$	м	0,174	0,087	0	-0,0874	-0,174	
f_i	У другому наближенні	$\times 10^{-5} \text{ м}^2$	9,786	7,444	5,583	7,444	11,166	
$\sigma_{i\phi}$	У другому наближенні	МПа	-276,6	-151,7	-25,596	100,52	225,47	
σ_i^k	У другому наближенні	МПа	-192	-151,7	-25,596	100,52	225,47	
σ_{0i}	–	МПа	> 196	0	0	0	0	
ψ_i	$\frac{\sigma_i^k - \sigma_{0i}}{\sigma_{i\phi}}$	$\times 10^{-5} \text{ м}^2$	0	1	1	1	1	
f_i^ψ	$f_i \psi_i$	$\times 10^{-5} \text{ м}^2$	0	7,444	5,583	7,444	11,166	$\Sigma^* 2 = 63,274 \cdot 10^{-5} = F^2$
ΔS_{zi}^ψ	$f_i^\psi y_i$	$\times 10^{-5} \text{ м}^3$	0	0,650	0	-0,6506	-1,942	$\Sigma^* 2 = -3,8858 \cdot 10^{-5} = S_{zr}^\psi$
y_i^ψ	$y_i - y_0$		0,235	0,148	0,0614	-0,0259	-0,112	$y_0^\psi = -0,061412$
ΔS_z^ψ	$f_i^\psi y_i^\psi$	$\times 10^{-5} \text{ м}^3$	0	1,107	0,3428	-0,1934	-1,257	1,4506 (-1,4507)
ΔI_z^ψ	$f_i^\psi y_i^{\psi^2}$	$\times 10^{-6} \text{ м}^4$	-	1,648	0,2105	0,0502	1,4155	$\Sigma 33,247 \cdot 2 = 6,6495 \cdot 10^{-6} = I_z^\psi$
–	–		0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	
S_{zj}^ψ	–	$\times 10^{-5} \text{ м}^3$	0	0	1,1077	1,4506	1,2571	
q_j	$-\frac{Q_y^p}{I_z^\psi} S_{zj}^\psi$	$\times 10^4 \text{ Н/м}$	0	0	-3,5316	-4,6248	-4,007	$-3,1882 \cdot 10^9$
τ_i	q_j / δ	МПа			-70,63	-92,496	-80,15	
Δy_i^ψ	$(y_i^\psi - y_{i+1}^\psi)$	м	-	0,086	0,0874	0,0874	0,0866	
ΔQ_i	$q_j \Delta y$	Н			43086	40431	3470,8	$\sum_2^x = -21,199 \text{ кН}$

Таблиця 12 – До висновку про міцність обшивки

Ділянка	Точка	σ^k , МПа	τ , МПа	$\sigma_{\text{екв}}$, МПа	$\sigma_{\text{max}}^{\text{екв}}$, МПа	$\eta = \frac{\sigma_p}{\sigma_{\text{max}}}$
0–1	1	0	0	–	192	2,33
	2	–	0	–		
	3	-192	0	192		
1–2	1	-192	0	192	192	2,33
	2	–	0	–		
	3	-152	0	152		
2–3	1	-152	70,63	195	195	2,31
	2	–	70,63	141		
	3	-152	70,63	125		
3–4	1	-26	92,5	162	189	2,38
	2	–	92,5	185		
	3	100	92,5	189		
4–5	1	100	80,2	171	264	1,7
	2	–	80,2	160		
	3	225	80,2	264		
5–0	1	225	0	225	225	2
	2	–	0	–		
	3	0	0	–		

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Будівельна механіка. Розрахункові вправи. Задачі. Комп'ютерне тестування : навч. посіб. / В. А. Баженов, Г. М. Іванченко, О. В. Шишов, С. О. Пискунов. – Київ : Каравела, 2013. – 440 с.
2. Бойко, А. П. Конструкція літальних апаратів / А. П. Бойко, О. В. Мамлюк, Ю. М. Терещенко. – Київ : Вища освіта, 2001. – 383 с.
3. Воробйов, Ю. А. Правила оформлення навчальних і науково-дослідних документів : навч. посіб. / Ю. А. Воробйов, Ю. О. Сисоєв. – Харків : ХАІ, 2019. – 88 с.
4. Дібір, О. Г. Будівельна механіка авіаційних конструкцій : навч. посіб. У 2 ч. Ч. 2. Розрахунок тонкостінних стрижнів / О. Г. Дібір. – Харків : ХАІ, 2019. – 280 с.
5. Черемис, О. М. Будівельна механіка літаків та вертольотів : консп. лекцій / О. М. Чемерис. – Київ : НТУУ «КПІ», 2011. – 72 с.
6. Шевченко, С. В. Конструкція та міцність літальних апаратів. У 2 ч. Ч. 1 / С. В. Шевченко, А. Г. Тарасцев ; за ред. С. В. Шевченка. – Харків : ХУПС, 2007. – 203 с.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	3
1. ВИБІР РОЗРАХУНКОВОГО РЕЖИМУ	5
2. ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РОЗРАХУНКОВОГО РЕЖИМУ...	6
2.1. Інерційні характеристики літального апарата.....	7
2.1.1. Дискретна модель ракети.....	7
2.1.2. Положення центра мас.....	9
2.2. Похідні коефіцієнта піднімальної сили ЛА.....	10
2.3. Коефіцієнт C_{x0} літального апарата.....	12
2.4. Положення центрів тиску агрегатів.....	12
2.4.1. Центр тиску носової частини корпусу.....	13
2.4.2. Центр тиску крила.....	15
2.5. Похідні коефіцієнта моменту тангажу.....	18
2.6. Фокус літального апарата за кутом атаки.....	22
2.7. Визначення розрахункової швидкості літального апарата.....	22
2.8. Максимальне навантаження на неманевреній ділянці польоту.....	24
2.8.1. Складові максимального навантаження.....	24
2.8.2. Коефіцієнт піднімальної сили ЛА.....	25
2.8.3. Зусилля, що виникають через недосконалість прискорювачів..	27
2.9. Визначення максимального навантаження на маневреній ділянці польоту.....	31
3. ВИЗНАЧЕННЯ ПОВІТРЯНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА ЛА В РОЗРАХУНКОВИХ РЕЖИМАХ.....	33
3.1. Кут атаки ЛА в розрахунковому режимі.....	33
3.2. Піднімальні сили агрегатів.....	34
3.3. Сили лобового опору агрегатів.....	35
3.4. Перевантаження ЛА в напрямку осі Ox	35

4. ПЕРЕХІД У ЗВ'ЯЗАНУ СИСТЕМУ КООРДИНАТ.....	35
5. ЗРІВНОВАЖЕННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА.....	36
6. ЕПЮРИ ВНУТРІШНІХ СИЛ У ПЕРЕРІЗАХ КОРПУСУ ЛА.....	40
6.1. Епюра поздовжніх сил.....	40
6.2. Епюра поперечних сил.....	40
6.3. Епюра згинальних моментів.....	40
6.4. Еквівалентна поздовжня сила.....	41
Додаток 1. ПРИКЛАД КУРСОВОЇ РОБОТИ НА ТЕМУ «НЕМАНЕВРЕНА ДІЛЯНКА ПОЛЬОТУ».....	43
Додаток 2. ПРИКЛАД КУРСОВОЇ РОБОТИ НА ТЕМУ «МАНЕВРЕНА ДІЛЯНКА ПОЛЬОТУ».....	81
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....	113

Навчальне видання

Мірошніков Віталій Юрійович
Савін Олександр Борисович
Соболь Володимир Миколайович

**НАВАНТАЖЕННЯ НА ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ
У РОЗРАХУНКОВИХ РЕЖИМАХ**

Редактор Т. О. Іващенко

Зв. план, 2023

Підписано до видання 15.12.2023

Ум. друк. арк. 6,4. Обл.-вид. арк. 7,25. Електронний ресурс

Видавець і виготовлювач
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
<http://www.khai.edu>
Видавничий центр «ХАІ»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001