

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

**І. В. Малков, В. А. Урбанович**

# **КОНСТРУЮВАННЯ АГРЕГАТІВ ВЕРТОЛЬОТІВ**

**Частина 1**

Навчальний посібник до курсового проектування

Харків «ХАІ» 2021

УДК 629.735.45.001.66(075.8)

M19

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. Г. І. Львов,  
д-р техн. наук, с.н.с. С. В. Філіпковський

**Малков, І. В.**

M19 Конструювання агрегатів вертольотів [Текст]: навч. посіб. до курс. проектування. Ч.1 / І. В. Малков, В. А. Урбанович. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2021. – 40 с.

ISBN 978-966-662-870-4

Наведено загальні поняття і визначення дисципліни «Конструювання агрегатів вертольотів», виконано аналіз факторів, що впливають на конструкцію агрегатів вертольотів. Подано методики проектувальних розрахунків різних типів каркасних конструкцій. Запропоновано практичні завдання з конструювання типових елементів каркасу і рекомендації до їх виконання.

Для студентів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» освітньої програми «Літаки і вертольоти».

Іл. 11. Табл. 4. Бібліогр.: 9 назв

**УДК 629.735.45.001.66(075.8)**

© Малков І. В., Урбанович В. А., 2021

© Національний аерокосмічний  
університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут», 2021

ISBN 978-966-662-870-4

## ВСТУП

Курсовий проект з дисципліни «Конструювання агрегатів вертольотів» має допомогти студентам спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» освітньої програми «Літаки і вертольоти» набути навичок розроблення конструкцій елементів каркаса вертольотів. Для цього запропоновано завдання для конструювання окремих частин каркаса. Наводячи рекомендації до виконання курсового проекту, припускаємо, що студент добре засвоїв відповідні курси і знає конструкцію деталей, вузлів і агрегатів сучасних вертольотів.

Виконання курсового проекту з дисципліни «Конструювання агрегатів вертольотів» охоплює такі цілі:

а) закріплення, систематизація і розширення знань, здобутих студентами при вивченні розділу «Каркасні конструкції»;

б) набуття і закріплення навичок практичного конструювання і розрахунку на міцність каркасних конструкцій;

в) підготовка до вирішення складніших завдань, які виконуються при дипломному проектуванні.

Для засвоєння здобутих знань студенту слід виконати одне із завдань, наведених у цьому посібнику. Ці завдання охоплюють проектування всіх основних агрегатів вертольотів, які стосуються каркасних конструкцій: фюзеляжу і його частин (хвостової балки). Вони оформлені у вигляді схем вертольотів, на яких вказано основні навантаження і основні розміри вертольотів. Кожне завдання містить загальне опрацювання силового набору фюзеляжу і конструктивне розроблення частини фюзеляжу або іншого агрегату, що належить до каркасних конструкцій. Розроблений агрегат має бути виконаний у вигляді конструктивно-складального креслення, що містить не менше двох проєкцій і певну кількість перерізів, розрізів і видів, необхідних для виявлення всіх особливостей конструкції агрегату і його збирання.

Формати аркушів, розташування проєкцій, перерізів, розрізів і видів, розміри і розташування основних написів, оформлення специфікацій мають відповідати вимогам «Єдиної системи конструкторської документації» (ЄСКД).

Пояснювальна записка, яку виконують на аркушах форматом А4, має містити такі розділи:

- 1) схему агрегату і його навантаження;
- 2) опис конструкції агрегату з обґрунтуванням прийнятих рішень;
- 3) розрахунок на міцність елементів конструкції.

У кінці пояснювальної записки необхідно навести перелік літератури, використаної при виконанні проекту.

## 1. ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ФЮЗЕЛЯЖУ ВЕРТОЛЬОТА

У процесі експлуатації вертоліт піддається різним за характером і величиною навантаженням: статичним (постійним або повільно мінливим за часом), динамічним (ударним і вібраційним).

У вертольоті статичними і навантаженнями, що монотонно змінюються, можна вважати: тягу несучого гвинта (НГ), тягу рульового гвинта (РГ), масові сили, відцентрові сили лопатей, аеродинамічні сили крила і оперення [1].

Статична міцність конструкції забезпечується, якщо напруги в її елементах не перевищують руйнівних значень.

Під дією змінних навантажень у конструкції вертольота виникають відповідні змінні напруги. Ці напруги, накладаючись на постійні, збільшують сумарні напруги, що може призвести до втомного руйнування конструкції.

Основні навантаження вертольота постійно змінюються за величиною і напрямком з певними частотами.

Основними джерелами змінних навантажень є несучий і рульовий гвинти. Причиною періодичної зміни сил, що діють на лопаті НГ, є безперервна зміна швидкості і напрямку потоку, що набігає на них в різних азимутах і в різних перерізах при поступальному польоті вертольота. Коли лопать при своєму обертанні рухається назустріч потоку, що набігає на вертоліт, сумарна швидкість її обтікання збільшується, а при зворотному русі потоку, навпаки, зменшується. Оскільки аеродинамічні сили пропорційні квадрату швидкості обтікання, підйомна сила і лобовий опір лопаті також постійно змінюються. Це спричиняє маховий рух лопатей у вертикальній площині і коливання в площині обертання.

Усі ці змінні сили передаються на втулку НГ і далі через вал гвинта і редуктор – на фюзеляж вертольота, спричиняючи його коливання у вертикальній і горизонтальній площинах. Амплітуди змінних сил, переданих з лопатей, можуть становити тисячі ньютонів, а у важких вертольотах – десятки тисяч. Частоти цих сил кратні добутку частоти обертання гвинта на число лопатей.

У загальному випадку на вертоліт в криволінійному польоті діють поверхневі і масові сили. На вертоліт класичної одnogвинтової схеми без крила і кіля в польоті діють п'ять сил (рис.1.1) [1]:

-  $T_{НГ}$  – тяга НГ вертольота, прикладена у втулці і спрямована по осі конуса обертання НГ. Ось конуса практично не збігається з віссю вала НГ, оскільки льотчик за допомогою ручки керування (РК) має можливість відхилити її в потрібному для забезпечення балансування напрямку. Кут відхилення осі конуса від вала НГ позначається  $\delta$ ;

-  $T_{РГ}$  – тяга рульового гвинта, прикладена в центрі втулки і спрямована по осі вала рульового гвинта. Поздовжньою і бічною складовими  $T_{РГ}$  нехтують;

- $X_{шк}$  – сила шкідливого опору фюзеляжу і ненесучих частин вертольота (шасі, зовнішніх підвісок, додаткових паливних баків і т.д.), прикладена в центрі тиску фюзеляжу (який зазвичай розташований трохи попереду і вище центру мас вертольота);
- $Y_{ст}$  – підйомна сила стабілізатора, прикладена в аеродинамічному фокусі стабілізатора (центрі тиску) і спрямована перпендикулярно вектору швидкості. У моторному польоті вона спрямована вниз, на режимі самообертання несучого гвинта – вгору;
- $G$  – сила тяжіння, прикладена в центрі мас вертольота і незалежно від його просторового положення завжди спрямована вертикально вниз [1].

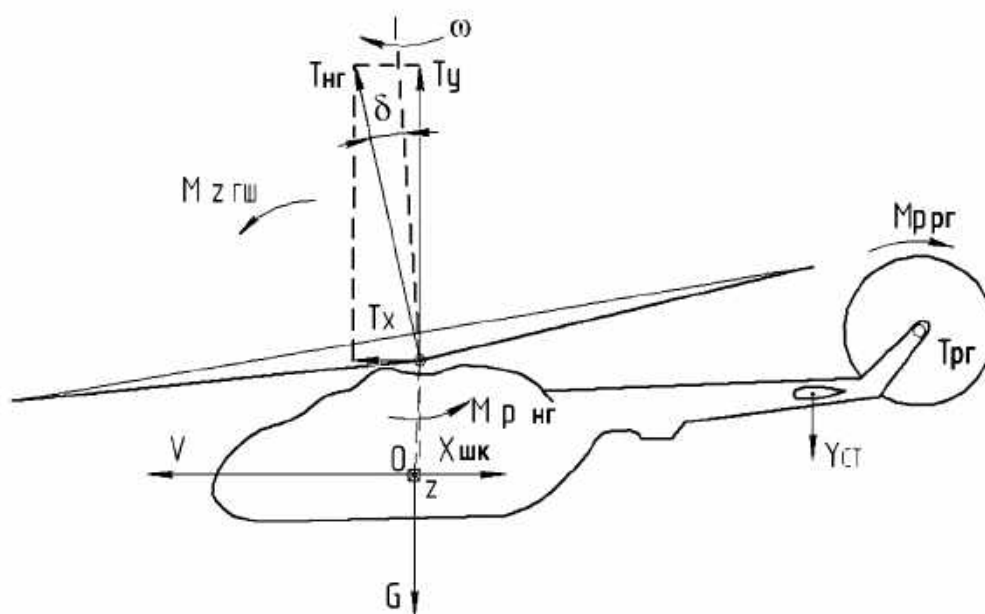


Рис.1.1. Схема статичних сил і моментів у горизонтальному польоті при вигляді збоку (по осі OZ)

Аеродинамічні сили, лінія дії яких не проходить через центр мас вертольота, створюють моменти, що обертають його відносно центру мас. До таких сил належать: тяга НГ і РГ, підйомна сила стабілізатора.

Крім моментів зазначених сил на фюзеляж вертольота діють реактивні моменти НГ і РГ, спрямовані в бік, протилежний обертанню НГ і РГ (рис.1.2). Через наявність розносу горизонтальних шарнірів на втулці НГ діє момент, спрямований від відцентрових сил лопатей, при відхиленні осі конуса несучого гвинта від осі вала ( $M_{гш}$ ). Він прагне поєднати вісь вала з віссю конуса НГ (див. рис.1.2).

Оскільки при поступальному польоті вертольота лопаті НГ, що знаходяться під дією змінних у часі аеродинамічних сил, коливаються і в площині тяги НГ, і в площині обертання, то сили реакції, що діють на лопать у шарнірах втулки, є також змінними в часі. Відповідно на втулку гвинта діють змінні сили, що дорівнюють за величиною цим силам реакції. Змінні сили, задані у вигляді трьох сил  $X(t)$ ,  $Y(t)$ ,  $Z(t)$  і трьох моментів щодо

координатних осей  $M_{X(t)}$ ,  $M_{Y(t)}$ ,  $M_{Z(t)}$  (рис. 1.2). Оскільки у даній фізичній моделі вертольота є РГ, то з боку лопатей цього гвинта на вертоліт також діють змінні за часом сили, які задають як  $X'(t)$ ,  $Y'(t)$ ,  $Z'(t)$  і  $M'_{X(t)}$ ,  $M'_{Y(t)}$ ,  $M'_{Z(t)}$ .

Змінні сили, що діють на вертоліт з боку лопатей гвинтів, що коливаються, є головним джерелом вібрацій фюзеляжу [2].

При поступальному русі вертольота НГ працює на режимі косоного обдування (рис. 1.3).

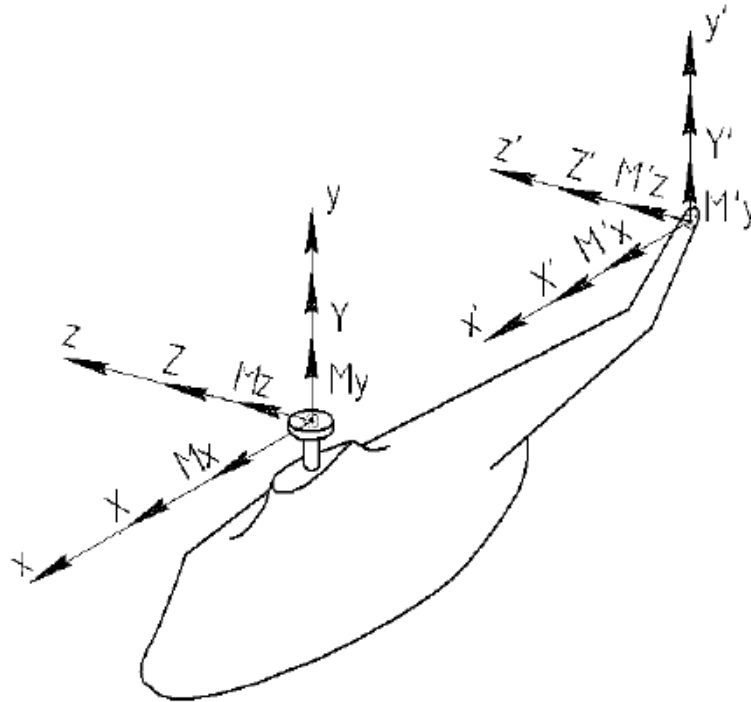


Рис. 1.2. Схема змінних сил і моментів, що діють на фюзеляж вертольота від НГ і РГ

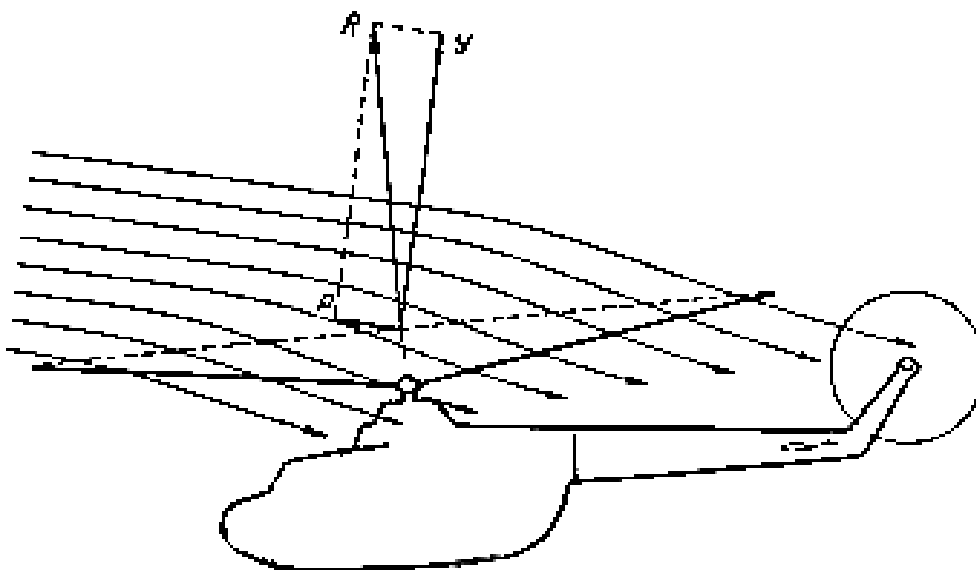


Рис. 1.3. Схема косоного обдування несучого гвинта

Для аналізу того чи іншого режиму польоту вертольота використовують рівняння руху і схему сил і моментів, що діють на вертоліт на режимі, що цікавить. Фізичну модель вертольота транспортної категорії показано на рис. 1.4.

Фюзеляж – це суцільнометалевий напівмонокок змінного перерізу, що складається з каркаса, робочої обшивки і силових вузлів. Каркас фюзеляжу і обшивка з'єднуються заклепками.

Фюзеляж має три основних конструктивних роз'єми і містить: носову частину, центральну частину, хвостову і кильову балки.

До хвостової балки кріпиться стабілізатор. Пасажирський варіант вертольота має деякі особливості конструкції центральної частини фюзеляжу. Фюзеляж обладнаний дверима, блістером і аварійним люком.

Конструктивно-силову схему (КСС) хвостової балки (ХБ) фізичної моделі вертольота транспортної категорії зображено на рис.1.5. Відсік ХБ клепаної конструкції балково-стрингерного типу має форму зрізаного конуса довжиною 4,5 м і складається з каркаса і гладкої працюючої дюралюмінієвої обшивки. У конструкцію каркаса входять поздовжній і поперечний силові набори. Поперечний набір складається з 14 шпангоутів. Шпангоути 1 і 14 – стикувальні; 1, 13, 14 – силові; 16 стрингерів становлять поздовжній силовий набір.

Обшивка ХБ має номінальну товщину 1,0 мм. За стрингерами 5П і 5Л проходить поздовжній стик внапуск листів обшивки з шириною перекриття 32 мм. До силових і стикових шпангоутів обшивка приклепана дворядним заклепочним швом, а до проміжних шпангоутів і стрингерів – однорядним.

За обома бортами ХБ між шпангоутами 12 і 13 приклепано підсилювальні накладки з дюралюмінієвого листа Д16АТ-л 1,5, що мають вирізи для проходження лонжерона стабілізатора. За обома бортами ХБ між шпангоутами 12 і 13 було встановлено фітинги кріплення опор стабілізатора. Фітинги виготовляють штампуванням з алюмінієвого сплаву АК-6 і кріплять до стінки шпангоута 13 і до додаткової діафрагми з дюралюмінієвого листа Д16АМ-л 0,8.

У верхній частині шпангоутів 2, 7, 12 знаходяться фітинги для кріплення опор хвостового вала трансмісії. На шпангоутах 13 і 14 встановлено кронштейни кріплення хвостової опори вертольота, виконані штампуванням зі сплаву АК-6.

Кріплення стикувальних шпангоутів, що з'єднують фюзеляж і ХБ, виконують 16 болтами діаметром 8 мм зі сталі 30ХГСА, кріплення стикувальних шпангоутів ХБ і кильової балки – 12 болтами діаметром 8 мм зі сталі 30ХГСА, болти встановлено з натягом. Обшивку з'єднують з внутрішніми елементами ХБ заклепками діаметром  $d = 5$  мм, кут конуса потайної головки становить  $120^\circ$ , крок заклепок в однорядному з'єднанні  $t_3 = 15$  мм, у дворядному  $t_{31} = 12$  мм [3].

Конструкцію і її елементи розраховують з використанням математичних моделей. Ідеалізацію конструкції виконують за схемою:

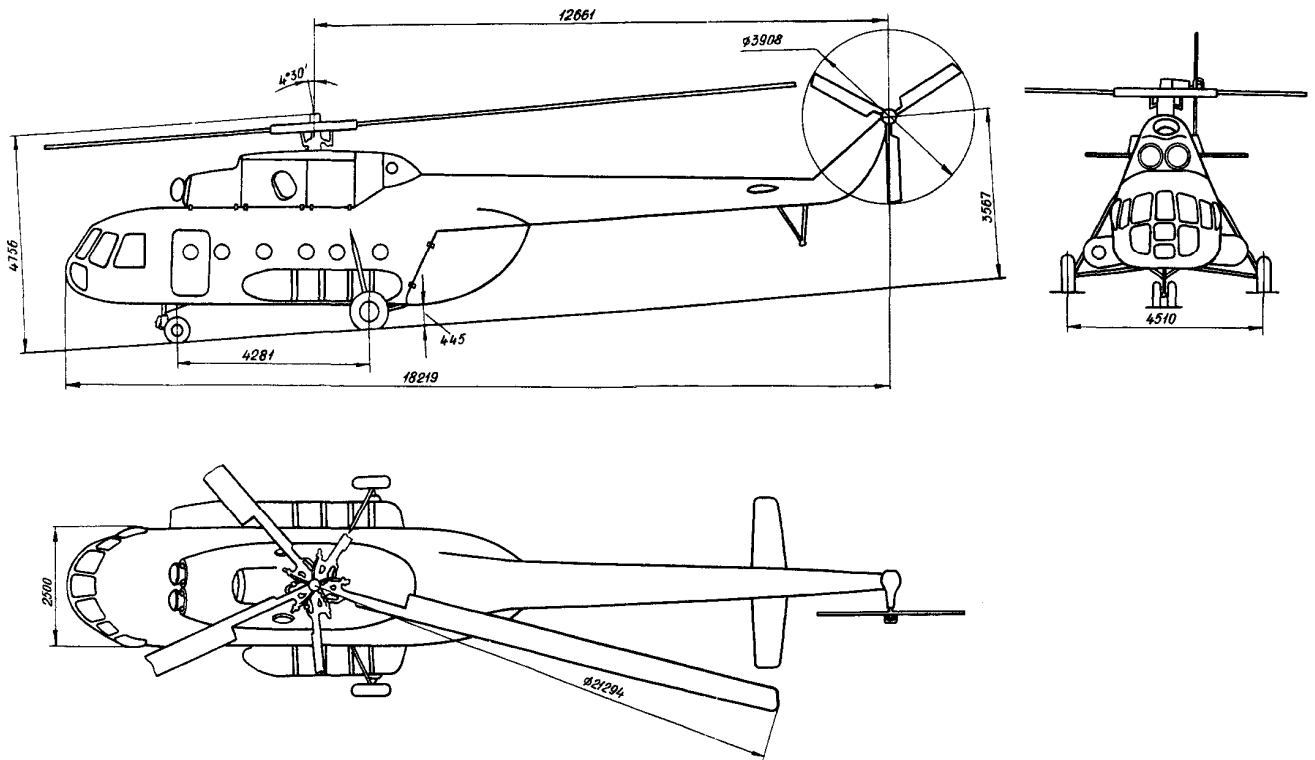


Рис. 1.4. Фізична модель вертольота транспортної категорії

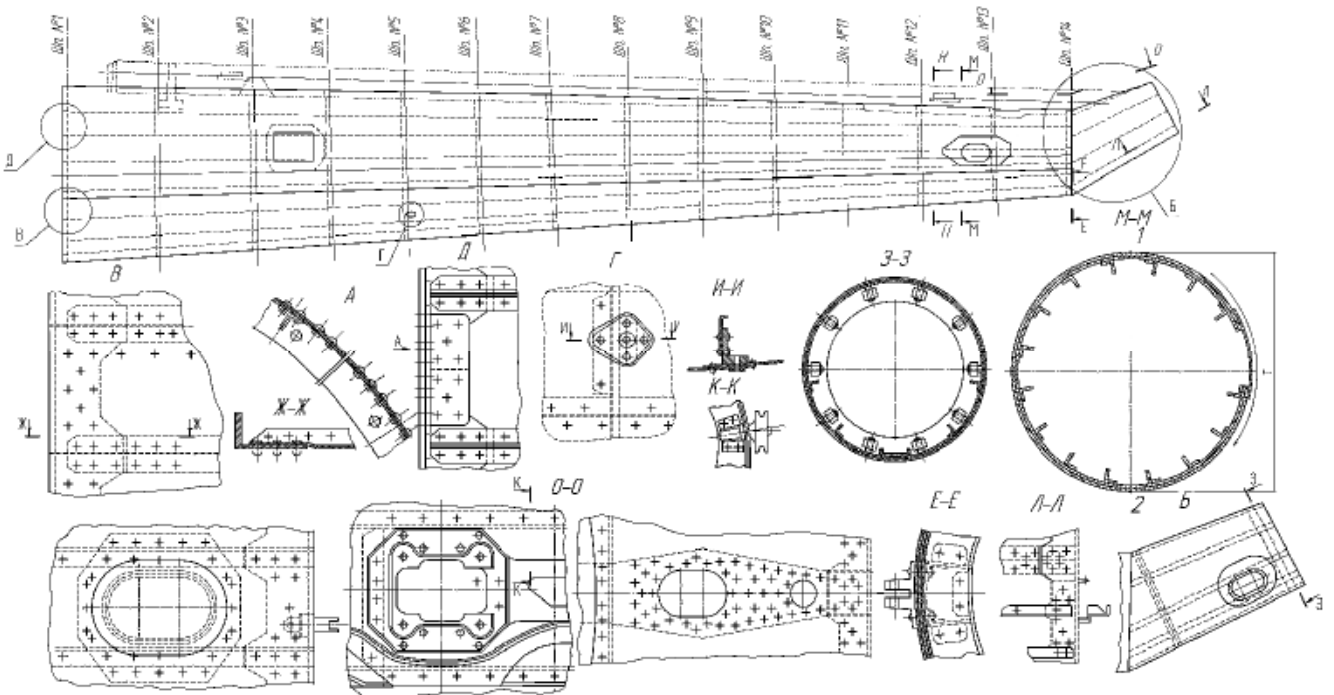


Рис. 1.5. КСС хвостової балки фізичної моделі вертольота транспортної категорії



фізична модель (реальна конструкція) → розрахункова схема (математична модель) → кінцево-елементна модель (КЕМ).

При визначенні розрахункових руйнівних навантажень, що діють на ХБ, необхідно експлуатаційні навантаження розглядати з урахуванням коефіцієнта безпеки  $f = 1,5$ , регламентованого авіаційними правилами (АП).

У нормах льотної придатності (НЛП) гвинтокрилих літальних апаратів (ЛА) зазначено, що гвинтокрилий ЛА має бути спроектовано так:

а) експлуатаційне перевантаження при маневрі знаходиться в діапазоні від додатного значення 3,5 до від'ємного значення – 1,0;

б) будь-яке менше експлуатаційне перевантаження при маневрі було не менше 2,0 і не більше – 0,5 [4].

Максимальне навантаження від РГ виникає тоді, коли до НГ підводиться максимальна потужність  $N_{НГ\max}$ , а відповідно і реактивний момент гвинта буде максимальним [5]:

$$- M_{T\max} = M_{k\max} = N_{НГ\max} / (1.25 \cdot \omega_{НГ}).$$

Сила тяги РГ  $T_{РВ\max}$ , яка є необхідною для колійного балансування вертольота, при дії на НГ максимального крутного моменту  $M_{k\max}$  залежно від трансмісії силової установки вертольота така:

$$T_{РГ} = M_{k\max} / L,$$

де  $L$  – плече виносу рульового гвинта.

Розподілене навантаження, яке діє на стабілізатор:

$$q_{cm} = C_y S \rho V_{\max}^2 n^e f / 2 L_{cm},$$

де  $C_y$  – коефіцієнт піднімальної сили стабілізатора;  $S$  – площа стабілізатора;  $L_{cm}$  – розмах стабілізатора;  $n^e$  – експлуатаційне перевантаження, відповідне розрахунковому випадку  $n^e = 3,5$ ;  $f$  – коефіцієнт безпеки.

При розробленні розрахункової схеми відсіку фюзеляжу вертольота транспортної категорії – хвостової балки досліджуваного вертольота в польоті (при переході від реальної конструкції до розрахункової схеми) прийнято такі припущення:

– опорою хвостової балки є силовий шпангоут 1 (див. рис. 1.5); поздовжнє з'єднання обшивки виключають із розрахунку (обшивку розглядають як монолітну поверхню);

– маси хвостової балки, рульового гвинта, проміжного і хвостового редукторів, вала трансмісії замінюють зосередженими масами;

– схему обдування вертольота на досліджуваному режимі (в горизонтальному польоті) в розрахунку не враховують;

– кильову балку моделюють абсолютно жорстким стрижнем.

Для розрахунку хвостової балки в першому наближенні слід користуватися розрахунковою схемою: консольно затисненою конусною балкою, до якої прикладені зосереджені і розподілені зовнішні навантаження і масові сили (рис. 1.6).

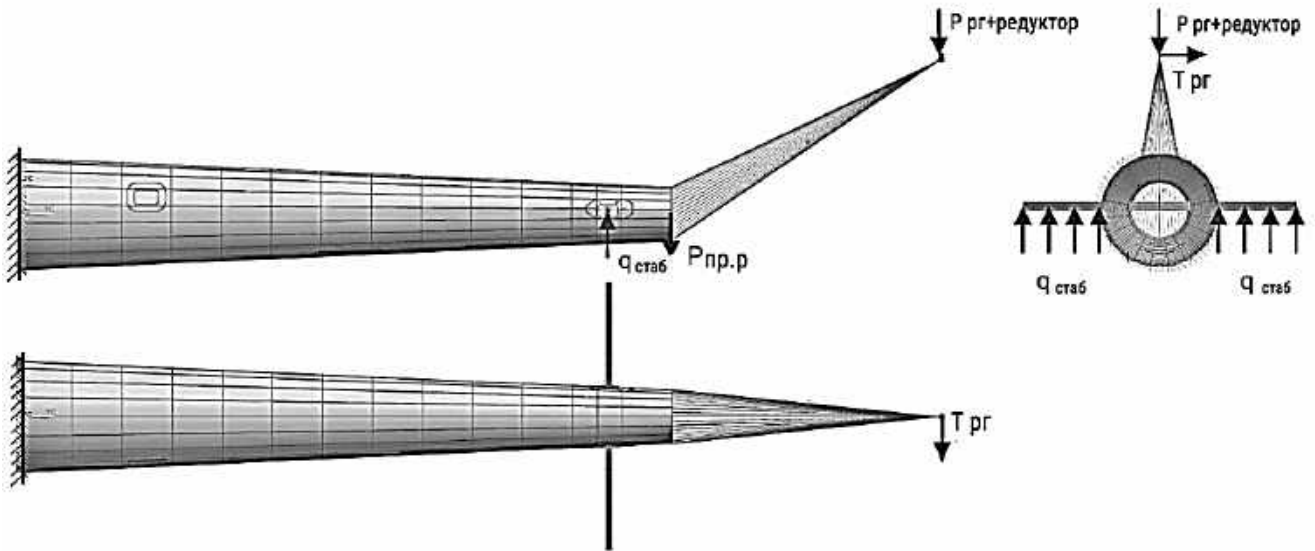


Рис. 1.6. Розрахункова схема ХБ вертольота:

$P_{\text{прг+редуктор}}$  – маса хвостового редуктора з рульовим гвинтом;

$P_{\text{пр.р}}$  – маса проміжного редуктора;

$T_{\text{пр}}$  – сила тяги, створювана рульовим гвинтом вертольота;

$q_{\text{ст}}$  – розподілене повітряне навантаження, яке діє на стабілізатор

## 2. ЗАВДАННЯ ДО КУРСОВОГО ПРОЕКТУ

### Умовні позначення

$Y_{\max}$  – максимальне значення піднімальної сили несучого гвинта, Н;  
 $P_{\max}$  – максимальне значення поздовжньої сили несучого гвинта, Н;  
 $H_{\max}$  – максимальне значення бічної сили несучого гвинта, Н;  
 $Y_{\text{кр}}$  – піднімальна сила крила, Н;  
 $Y_{\text{ст.мак}}$  – максимальне значення піднімальної сили стабілізатора, Н;  
 $G_{\text{ек}}$  – маса екіпажу, Н;  
 $G_{\text{г.р}}$  – маса несучого гвинта і головного редуктора, Н;  
 $G_{\text{п}}$  – маса палива, Н;  
 $G_{\text{н}}$  – маса корисного навантаження, Н;  
 $G_{\text{дв}}$  – маса двигуна, Н;  
 $G_{\text{зл}}$  – злітна маса вертольота, Н;  
 $G_{\text{к.б.р.г}}$  – маса кінцевої балки і рulloвого гвинта, Н;  
 $G_{\text{тр}}$  – маса трансмісії, Н;  
 $b_{\text{корен}}$  – коренева хорда крила, мм;  
 $b_{\text{кінц}}$  – кінцева хорда крила, мм;  
 $a, b, c, d$  – лінійні розміри, мм.

### Завдання. Побудова центральної частини фюзеляжу вертольота одноговинтової схеми

1. Розробити принципову силову схему фюзеляжу одноговинтового вертольота, М 1:10 (рис. 2.1). Показати розташування елементів поперечного та поздовжнього набору, виявити силові шпангоути, лонжерони.

2. Виконати конструктивно-складальне креслення центральної частини фюзеляжу, М 1:2 або 1:5. Розробити основні елементи конструкції: силові шпангоути, вузли кріплення головного редуктора, двигуна і головних стояків шасі, стик з носовою частиною фюзеляжу і хвостовою балкою.

3. Основні навантаження, що діють на фюзеляж, наведено в табл. 2.1, а основні розміри фюзеляжу – в табл. 2.2.

### Завдання. Побудова хвостової балки вертольота одноговинтової схеми

1. Розробити принципову силову схему фюзеляжу одноговинтового вертольота, М 1:10 (див. рис. 2.1). Показати розташування елементів поперечного і поздовжнього наборів, виявити силові шпангоути, лонжерони.

2. Виконати конструктивно-складальне креслення хвостової балки, М 1:2 або 1:5. Розробити основні елементи конструкції: силовий набір, стик

хвостової балки з центральною частиною фюзеляжу і кінцевою балкою, опори вала рульового гвинта, вузли кріплення стабілізатора.

3. Основні навантаження, що діють на фюзеляж, наведено в табл. 2.1, а основні розміри фюзеляжу – в табл. 2.2.

Додаткові умови наведено в табл. 2.3.

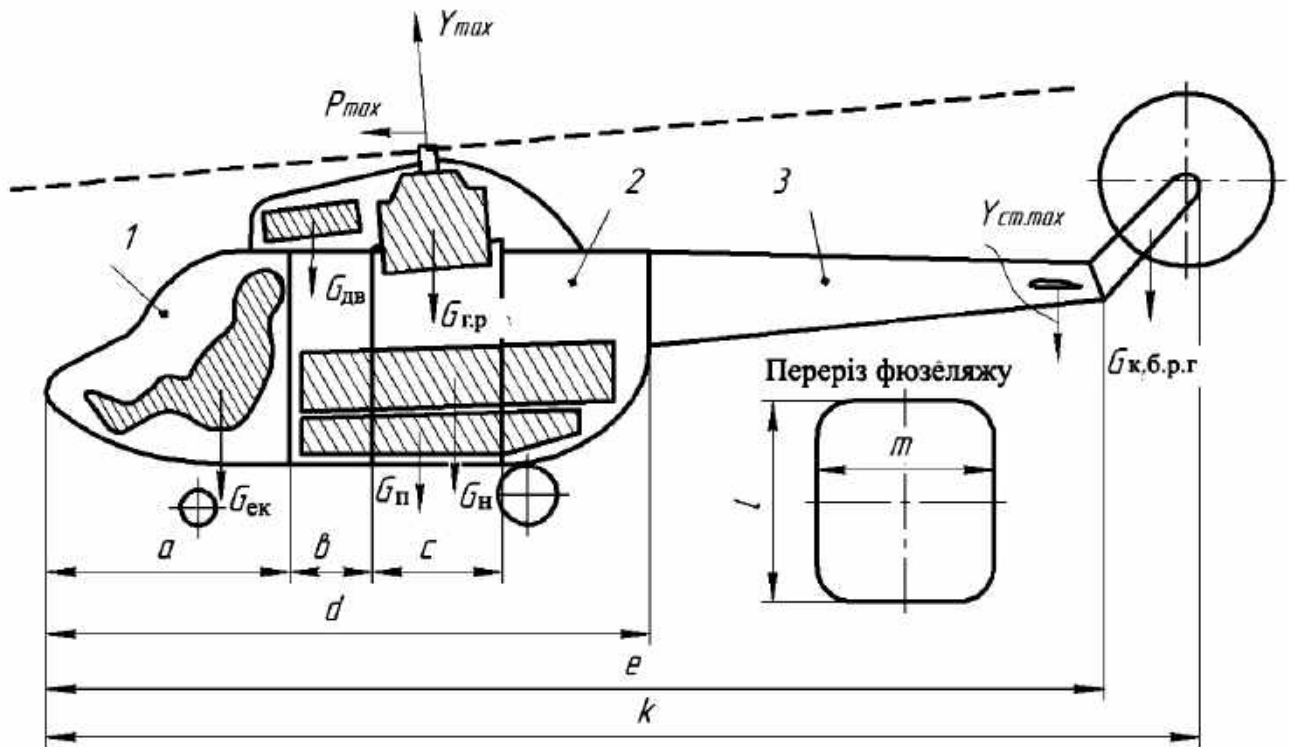


Рис. 2.1. Схема фюзеляжу вертольота одновинтової схеми:  
1 – носова частина; 2 – центральна частина; 3 – хвостова балка

Таблиця 2.1

Навантаження, які діють на фюзеляж, кгс

Номер варіанта	$G_{зл}$	$T_{max}$	$P_{max}$	$H_{max}$	$T_{р.г. max}$	$G_{ек}$	$G_{г.р}$	$G_{дв}$	$G_{п}$	$G_{н}$
1	2500	3000	450	300	100	200	500	2x100	250	350
2	3000	3500	525	350	125	200	625	2x120	300	400
3	3500	4000	600	400	150	200	725	2x135	350	550
4	4000	4500	675	450	175	200	825	2x150	400	600

Таблиця 2.2

## Розміри фюзеляжу, мм

Номер варіанта	a	b	c	d	e	k	l	m
1	1300	600	600	3500	7250	8400	1700	1200
2	1350	650	650	3750	7750	9050	1750	1250
3	1400	700	700	4000	8250	9600	1800	1300
4	1450	750	750	4250	8750	10150	1850	1400

Таблиця 2.3

## Додаткові умови

Номер варіанта	$G_{зл}$	$Y_{ст.мах}$	$G_{к.б.р.г}$
1	2500	50	50
2	3000	75	60
3	3500	100	70
4	4000	125	80

## **3. КОНСТРУЮВАННЯ ФЮЗЕЛЯЖУ ВЕРТОЛЬОТА**

### **3.1. Характеристика конструкції**

Фюзеляж є основною балкою вертольота, що об'єднує в єдине ціле всі агрегати конструкції. На фюзеляжі закріплені редуктори, трансмісія, двигуни, крило. Крім того, в ньому розміщуються екіпаж, пасажери, паливо, обладнання та вантажі.

Конструкція фюзеляжу складається з тонкої обшивки, підкріпленої поздовжнім набором (стрингерами, лонжеронами, бімсами) і поперечним набором (нормальними і посиленими шпангоутами).

### **3.2. Основні етапи конструювання**

Розроблення конструкції фюзеляжу рекомендується вести в такій послідовності:

1. Вивчити завдання, звернувши увагу на особливості конструкції, що залежать від заданої схеми вертольота.

2. На аркуші необхідного формату викреслити контур фюзеляжу з урахуванням розмірів, наведених у завданні, і вимог, що ставляться до розміщення екіпажу, пасажирів, вантажів, устаткування, двигунів, несучої системи і трансмісії, паливної системи та інших систем. Розміри фюзеляжу, наведені в завданні, можуть бути уточнені.

3. Визначити положення посиленних елементів поздовжнього і поперечного наборів: лонжеронів (якщо це необхідно) і посиленних шпангоутів. Слід пам'ятати, що лонжерони можуть бути встановлені у верхній частині фюзеляжу в місцях кріплення двигунів і редукторів, а також в нижній частині фюзеляжу для приймання навантажень від встановлених у фюзеляжі вантажів. Посилені шпангоути встановлюють у місцях дії зосереджених навантажень від двигунів, редукторів, шасі і в місцях рознімів фюзеляжу.

4. Вибрати крок нормальних шпангоутів і стрингерів і нанести їх на креслення, пам'ятаючи, що крок шпангоутів більшості конструкцій становить 450 ... 500 мм, а стрингерів – 150 ... 200 мм.

5. За заданим навантаженням побудувати епюри поперечних сил і згинальних моментів у горизонтальній і вертикальній площинах і епюру крутних моментів щодо поздовжньої осі фюзеляжу.

6. Провести перевірочний розрахунок на міцність основних елементів конструкції фюзеляжу.

7. На аркуші необхідного формату виконати конструктивно-складальне креслення частини фюзеляжу або іншого агрегату відповідно до завдання.

### 3.3. Визначення експлуатаційних і розрахункових навантажень

Для проведення розрахунку на міцність агрегату і його елементів необхідно знати експлуатаційні навантаження, що діють на агрегат.

Значення експлуатаційних навантажень отримують в результаті аеродинамічного розрахунку і розрахунку мас вертольота і його агрегатів, а також розгляду різних випадків навантаження конструкції.

Усі розрахункові випадки навантаження конструкції вертольота в польоті, при посадці і на землі відображені в «Нормах льотної придатності цивільних вертольотів» і авіаційних правилах АП-29.

Експлуатаційне навантаження, яке діє на конструкцію або частину конструкції, визначається рівнянням

$$P^e = n^e P,$$

де  $n^e = 1 - 3$  – коефіцієнт експлуатаційного перевантаження;

$P$  – навантаження, яке діє на конструкцію на режимі усталеного польоту або на стоянці.

Конструкція має бути виконана таким чином, щоб вона без руйнування могла витримати можливі в експлуатації збільшення навантажень, тому розрахунок на міцність проводять, користуючись розрахунковими навантаженнями, обчисленими за формулою:

$$P^p = f P^e,$$

де  $f$  – коефіцієнт безпеки.

У тому випадку, якщо є відомими навантаження, які діють на елемент конструкції на режимі усталеного горизонтального польоту або на стоянці, і коефіцієнт експлуатаційного перевантаження, значення розрахункового навантаження може бути визначено за формулою

$$P^p = f n^e P.$$

У табл. 3.1 наведено значення коефіцієнтів безпеки, які необхідно враховувати при визначенні розрахункових навантажень, що діють на різні елементи конструкції каркасу.

Розрахункові значення навантажень залежно від сил і моментів, що надходять на фюзеляж під дією несучих і рульових гвинтів, визначають так:

а) під дією підйомної сили несучого гвинта  $Y$ :

$$Y_{розр} = f n^e Y;$$

б) поздовжньої сили несучого гвинта  $P$ :

$$P_{розр} = f n^e P;$$

в) бічної сили несучого гвинта  $H$ :

$$H_{розр} = f n^e H;$$

## Коефіцієнти безпеки

Номер варіанта	Агрегат	$f$
1	Фюзеляж на землі та в польоті	1,5
2	Фюзеляж при посадці	1,65
3	Вузли кріплення шасі	1,65
4	Вузли кріплення елементів керування	2
5	Вузли кріплення редукторів, двигунів і опорів валів трансмісії	3
6	Крило	1,5
7	Оперення	1,5

г) крутного моменту несучого гвинта:

$$M_{K \text{ розр}} = kfM_{K \text{ max}};$$

де  $k$  – коефіцієнт, що залежить від типу двигуна ( $k = 1,5$  – для поршневого двигуна,  $k = 1,25$  – для турбогвинтового двигуна);

$M_{K \text{ max}}$  – значення крутного моменту на злітному режимі;

д) під дією сили тяги рульового гвинта:

$$P_{PГ \text{ розр}} = fn^e P_{PГ};$$

е) крутного моменту рульового гвинта:

$$M_{K PГ \text{ розр}} = fM_{K PГ \text{ max}};$$

де  $M_{K PГ \text{ max}}$  – значення крутного моменту рульового гвинта на злітному режимі.

Розрахункові значення навантажень залежно від сил мас конструкції, агрегатів і вантажів, розміщених в фюзеляжі, визначають так:

$$P_{\text{розр}} = fn^e G;$$

де  $G$  – маса елемента конструкції, вантажу або агрегату.

### 3.4. Побудова розрахункових епюр

Розрахунок фюзеляжу як тонкостінної балки проводять на вигин і зрушення в двох площинах і на кручення. Розрахунок починається з побудови для всіх випадків навантаження епюр поперечних сил і згинальних моментів у вертикальній і горизонтальній площинах і епюри крутного моменту щодо поздовжньої осі фюзеляжу.

При виконанні завдання розрахунок провести для випадку навантаження в польоті III-Л (вихід з планування), використавши коефіцієнт експлуатаційного перевантаження  $n^e = 3$ .

При побудові епюр фюзеляж розглядають як вільну балку під дією взаємно врівноважених сил.



Побудову епюр рекомендується проводити в такій послідовності:

1. Накреслити схему фюзеляжу і вказати на ній всі діючі навантаження у вертикальній площині (рис. 3.1):

а) зовнішні навантаження –  $Y_{нг}$ ,  $P$ ,  $H$ ,  $Y_{ст}$ ;

б) масові навантаження – сили маси розміщених в фюзеляжі агрегатів, вантажів, палива і власної конструкції –  $G_{ек}$ ,  $G_{де}$ ,  $G_{ред}$ ,  $G_{тр}$  та ін.

При цьому фюзеляж має бути врівноваженим, тобто сума моментів усіх сил відносно центру маси вертольота має дорівнювати нулю.

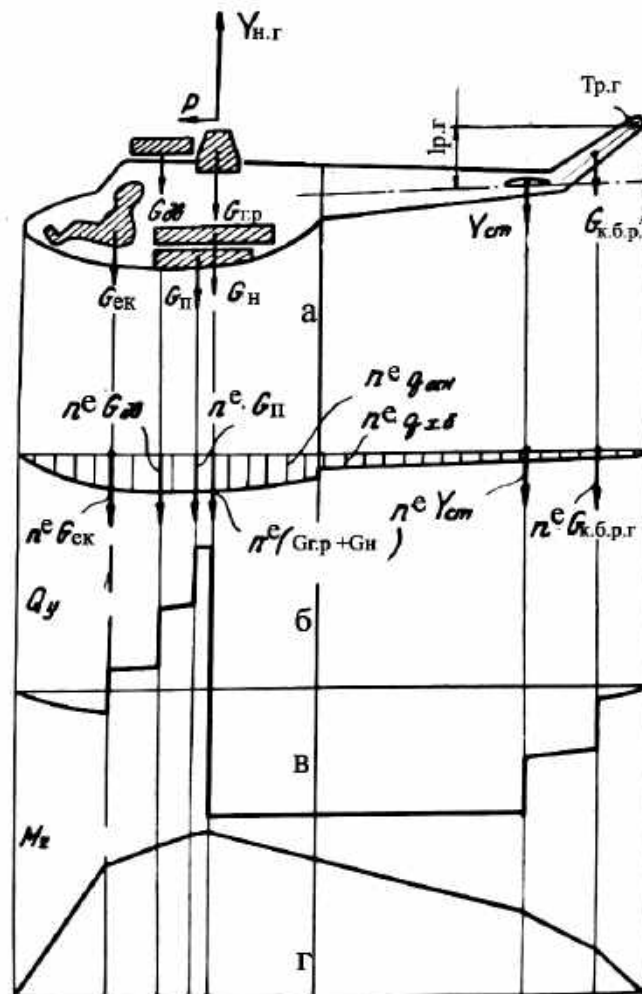


Рис. 3.1. Побудова розрахункових епюр залежно від дії навантажень у вертикальній площині фюзеляжу:

а – схема фюзеляжу; б – навантаження, що діють на фюзеляж;  
 в – епюра поперечних сил; г – епюра згинальних моментів

Для побудови епюр необхідно знати сили маси конструкції фюзеляжу або його окремих частин, які в першому наближенні визначають за допомогою емпіричних вагових формул, наведених у роботах [6, 7]. За відсутності даних, що дозволяють визначити масу фюзеляжу за вказаними ваговими формулами, можна скористатися відносними масами фюзеляжів різних типів вертольотів, наведених у роботі [6].

Відносна маса фюзеляжу

$$\bar{G}_\Phi = \frac{G_\Phi}{G_{\text{ЗЛ}}},$$

де  $G_\Phi$  – маса фюзеляжу, кгс;  
 $G_{\text{ЗЛ}}$  – злітна маса вертольота, кгс.

При цьому  $\bar{G}_\Phi = 0,1 \dots 0,14$  для вертольотів зі злітною масою до 20000 кгс і  $\bar{G}_\Phi = 0,13 \dots 0,16$  для вертольотів зі злітною масою понад 20000 кгс.

Доцільно розділити фюзеляж на дві частини: основну і хвостову балки. Маса хвостової балки  $G_{\text{ХБ}}$  становить  $(0,2 \dots 0,25) G_\Phi$ .

Після визначення маси основної частини фюзеляжу і хвостової балки розраховують погонні сили маси цих частин.

Наближено можна вважати, що погонні сили маси основної частини фюзеляжу  $q_{\text{ОСН}}$  і хвостової балки  $q_{\text{ХБ}}$  розподіляються по довжині пропорційно ширині основної частини фюзеляжу або хвостової балки:

$$q_{\text{ОСН}} = \frac{G_\Phi - G_{\text{ХБ}}}{S_{\text{ОСН}}} \cdot b_{\text{ОСН}};$$

$$q_{\text{ХБ}} = \frac{G_{\text{ХБ}}}{S_{\text{ХБ}}} \cdot b_{\text{ХБ}}.$$

де  $S_{\text{ОСН}}$  – площа основної частини фюзеляжу в плані;  
 $b_{\text{ОСН}}$  – ширина основної частини фюзеляжу в перерізі;  
 $S_{\text{ХБ}}$  – площа хвостової балки в плані;  
 $b_{\text{ХБ}}$  – ширина хвостової балки в перерізі.

2. Визначити значення експлуатаційних навантажень шляхом перемноження заданих навантажень на коефіцієнт експлуатаційного перевантаження:  $n^e \cdot q_{\text{ОСН}}$ ,  $n^e \cdot q_{\text{ХБ}}$ ,  $n^e \cdot G_{\text{ек}}$  і т.д. Для спрощення розрахунку все навантаження можна прикладати до середньої лінії фюзеляжу і хвостової балки.

3. Накреслити схему фюзеляжу при вигляді зверху і вказати на ній всі діючі навантаження в горизонтальній площині, побудувати епюри поперечних сил, згинальних і крутних моментів (рис. 3.2).

При побудові епюр припускають, що сила  $T_{\text{РГ}} = H$ , що впливає з умови зрівноважування фюзеляжу.

Крутний момент створюється силою тяги рульового гвинта  $T_{\text{РГ}}$ , прикладеної на плечі  $l_{\text{РГ}}$  (рис. 3.2):

$$M_x = T_{\text{РГ}} \cdot l_{\text{РГ}}.$$

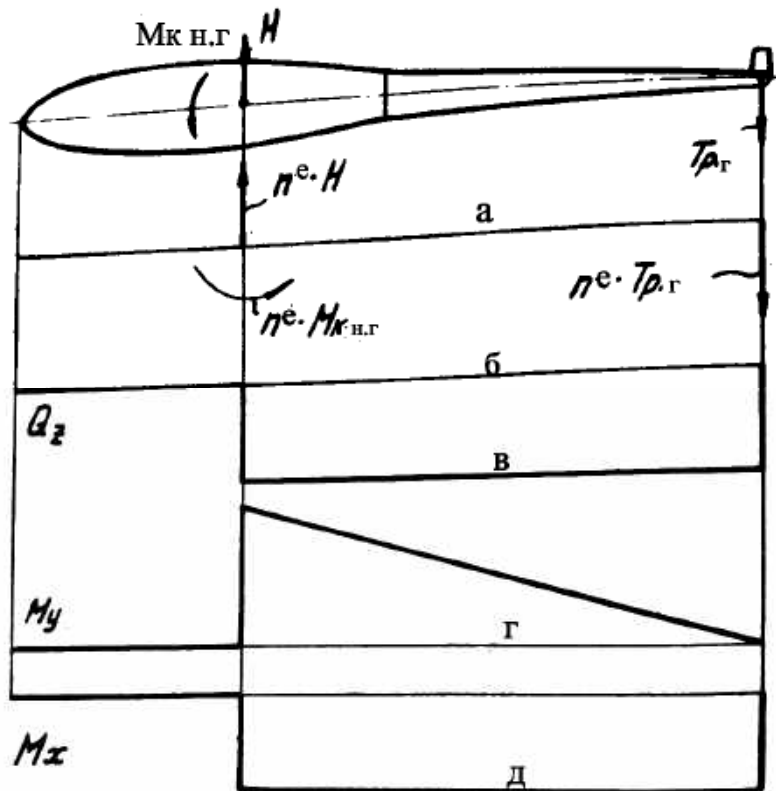


Рис. 3.2. Побудова розрахункових епюр під дією навантажень у горизонтальній площині фюзеляжу: а – схема фюзеляжу; б – навантаження, що діють на фюзеляж; в – еюра перерізувальних сил; г – еюра згинальних моментів; д – еюра крутних моментів

### 3.5. Розрахунок основних елементів конструкції фюзеляжу

Переріз фюзеляжу вертольота має форму, близьку до прямокутної, тому для наближеного оцінювання потрібних перерізів стрингерів і товщини обшивки можна навести фюзеляж у вигляді двопоясної балки, в якій поясами є верхнє і нижнє склепіння фюзеляжу, а стінками – боковини (рис. 3.3).

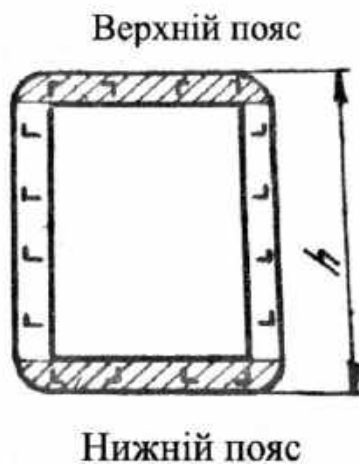


Рис. 3.3. Переріз фюзеляжу

Розрахунок слід виконувати в такій послідовності:

1. Визначити товщину обшивки з умови сприйняття нею поперечної сили і крутних моментів.

Розрахункове значення погонного дотичного зусилля під дією поперечної сили має вигляд

$$Q_Q \text{ розр} = 1,25f \frac{Q_Y}{2h},$$

де  $f$  – коефіцієнт безпеки;  $h$  – висота фюзеляжу.

Розрахункове значення погонного дотичного зусилля під дією крутного моменту:

$$Q_M \text{ розр} = f \frac{M_K}{2\omega},$$

де  $\omega$  – площа, обмежена контуром поперечного перерізу фюзеляжу.

Сумарне розрахункове значення погонного дотичного зусилля

$$Q_{\Sigma} \text{ розр} = Q_M \text{ розр} + Q_Q \text{ розр}.$$

Визначити товщину обшивки

$$\delta = \frac{Q_{\Sigma} \text{ розр}}{\tau_{\text{КР}}},$$

де  $\tau_{\text{КР}}$  – критичне значення дотичного напруження в обшивці, при якому обшивка втрачає стійкість:

$$\tau_{\text{КР}} = \frac{k_{\tau} E}{\left(\frac{b}{a}\right)^2},$$

де  $k_{\tau} = (4,8 \dots 3,6) \cdot \left(\frac{b}{a}\right)^2$  – коефіцієнт, що залежить від способу закріплення країв обшивки;  $b$  – відстань між стрінгерами;  $a$  – відстань між шпангоутами.

Слід мати на увазі, що товщина обшивки основних панелей фюзеляжу становить 0,8 ... 1,2 мм, а на окремих ділянках, що потребують підвищеної жорсткості, – 1,5 ... 2 мм.

2. Розрахувати нормальні напруги в стрінгерах. Для цього використати метод зведення обшивки до стрінгерів, що полягає у приєднанні площі обшивки, укладеної між двома стрінгерами, до площі стрінгера. Наведена площа стрінгера

$$f_{\text{СТР.НАВ}} = f_{\text{СТР}} + f_{\text{НАВ}},$$

де  $f_{\text{СТР}}$  – площа стрінгера;  $f_{\text{НАВ}}$  – наведена площа обшивки.

Наведена площа обшивки

$$f_{\text{НАВ}} = \varphi b \delta,$$

де  $\varphi$  – редуційний коефіцієнт;  $b$  – відстань між стрінгерами;  
 $\delta$  – товщина обшивки.

Для розтягнутого пояса приймають  $\varphi = 0,9 \dots 0,95$ , а для стисненого визначають за діаграмами розтягнення-стиснення або визначають наближено:

$$f_{\text{НАВ}} = b_{\text{НАВ}} \delta ,$$

де  $b_{\text{НАВ}} = (30 \dots 40)\delta$  – наведена ширина обшивки.

Таким чином, наведена площа всіх стрінгерів розтягнутого пояса

$$F_{\text{СТР.НАВ}} = n_{\text{С}}(f_{\text{СТР}} + f_{\text{НАВ}}) = n_{\text{С}}(f_{\text{СТР}} + 0,9b\delta) ,$$

а стисненого пояса

$$F_{\text{СТР.НАВ}} = n_{\text{С}}(f_{\text{СТР}} + f_{\text{НАВ}}) = n_{\text{С}}(f_{\text{СТР}} + 30\delta^2) ,$$

де  $n_{\text{С}}$  – кількість стрінгерів пояса.

3. Визначити поздовжні сили, що діють в поясах:

$$P_{\Pi} = \frac{M_X}{h} ,$$

де  $M_X$  – згинальний момент у перерізі фюзеляжу;

$h$  – відстань між поясами (висота прямокутного перерізу фюзеляжу).

4. Вибрати переріз стрінгерів, зазвичай  $f_{\text{СТР}} = 1 \text{ см}^2$  і крок стрінгерів  $b = 150 \dots 200 \text{ мм}$ .

5. Визначити розрахункові нормальні напруження в стрінгерах розтягнутого пояса:

$$\sigma_{\text{РОЗР.Р.П}} = \frac{f P_{\Pi}}{F_{\text{СТР.НАВ}}} = \frac{f P_{\Pi}}{n_{\text{С}}(f_{\text{СТР}} + 0,9b\delta)} \leq \sigma_b ,$$

де  $f$  – коефіцієнт безпеки.

6. Визначити розрахункові нормальні напруження в стрінгерах стисненого пояса:

$$\sigma_{\text{РОЗР.СТ.П}} = \frac{f P_{\Pi}}{F_{\text{СТР.НАВ}}} = \frac{f P_{\Pi}}{n_{\text{С}}(f_{\text{СТР}} + 30\delta^2)} \leq \sigma_{\text{КР.СТР}} .$$

Критичне напруження, при якому стрінгер втрачає стійкість

$$\sigma_{\text{КР.СТР}} = \frac{c\pi^2 E}{\left(\frac{a}{i_{\text{НАВ}}}\right)^2} ,$$

де  $c$  – коефіцієнт, що залежить від способу обпирання стрінгера (взяти  $c = 1$ );  $E$  – модуль нормальної пружності матеріалу стрінгера;  $a$  – відстань між шпангоутами;  $i_{\text{НАВ}}$  – радіус інерції наведеної площі стрінгера:

$$i_{\text{НАВ}} = \sqrt{\frac{I_{\text{НАВ}}}{f_{\text{НАВ.СТР}}}},$$

де  $I_{\text{НАВ}}$  – момент інерції наведеної площі стрингера.

7. Якщо умови  $\sigma_{\text{РОЗР.РЛ}} \leq \sigma_b$  і  $\sigma_{\text{РОЗР.СТ.П}} \leq \sigma_{\text{КР.СТР}}$  не виконуються, слід уточнити значення  $a$ ,  $b$ ,  $f_{\text{СТР}}$  або  $\delta$ .

8. Розглянути посилені шпангоути, навантажені зосередженими силами під дією прикріплених до них агрегатів (редукторів, двигунів, шасі), і розрахувати відповідно до вказівок, наведених у роботах [8, 9].

9. Розрахунок елементів фюзеляжу під дією навантажень у горизонтальній площині провести так само, як і під дією навантажень у вертикальній площині. При виконанні завдання розглянути навантаження хвостової балки під дією сили тяги рульового гвинта.

#### 4. РОЗРАХУНОК ХВОСТОВОЇ БАЛКИ ВЕРТОЛЬОТА

Провести перевірку розрахунку міцності перерізу I-I хвостової балки фюзеляжу вертольота з одним несучим гвинтом.

##### Вихідні дані

1. Маса вертольота  $G = 120000 \text{ Н}$ .

2. Маса агрегатів та відстань до перетину А-А центрів мас агрегатів, розташованих у хвостовій і кінцевій балках (табл. 4.1, рис. 4.1);

3. Хвостова балка за силовою схемою – монокок має форму зрізаного конуса з діаметром торцевих кіл 1,0 і 0,5 м:

- шпангоути по довжині балки розташовані з інтервалом  $t_{шп} = 0,35 \text{ м}$ ;

- кількість стрингерів в перерізі  $n_{ст} = 24 \text{ шт.}$ ;

- профіль стрингерів ПР102-10;  $f_{ст} = 1,82 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ ;

- товщина обшивки хвостової балки в перерізі I-I  $\delta = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ ;

- матеріал стрингерів і обшивки – Д16Т з межею міцності  $\sigma_b = 420 \text{ МПа}$ .

Таблиця 4.1

Маса агрегатів і відстань до розрахункового перетину А-А центрів мас агрегатів, розташованих у хвостовій і кінцевій балках

№ п/п	Найменування агрегату	$G_i, \text{Н}$	$x_i$	Відстань до перерізу I-I	$P_i = G_i \cdot n_{ст}^p, \text{Н}$	$M_i = P_i \cdot x_i, \text{Нм}$
1	Хвостова балка	1080	$x_1$	2,7	7230	19500
2	Стабілізатор	196	$x_4$	6,0	1320	7820
3	Проміжний редуктор	186	$x_5$	8,1	1250	10100
4	Хвостовий гвинт	1100	$x_7$	9,2	7400	68200
5	Хвостовий редуктор	422	$x_7$	9,2	2840	26400
6	Трансмісія	981	$x_2$	3,75	6620	24800
7	Керування	196	$x_3$	4,6	1320	6060
8	Кінцева балка	686	$x_6$	8,5	4620	39200

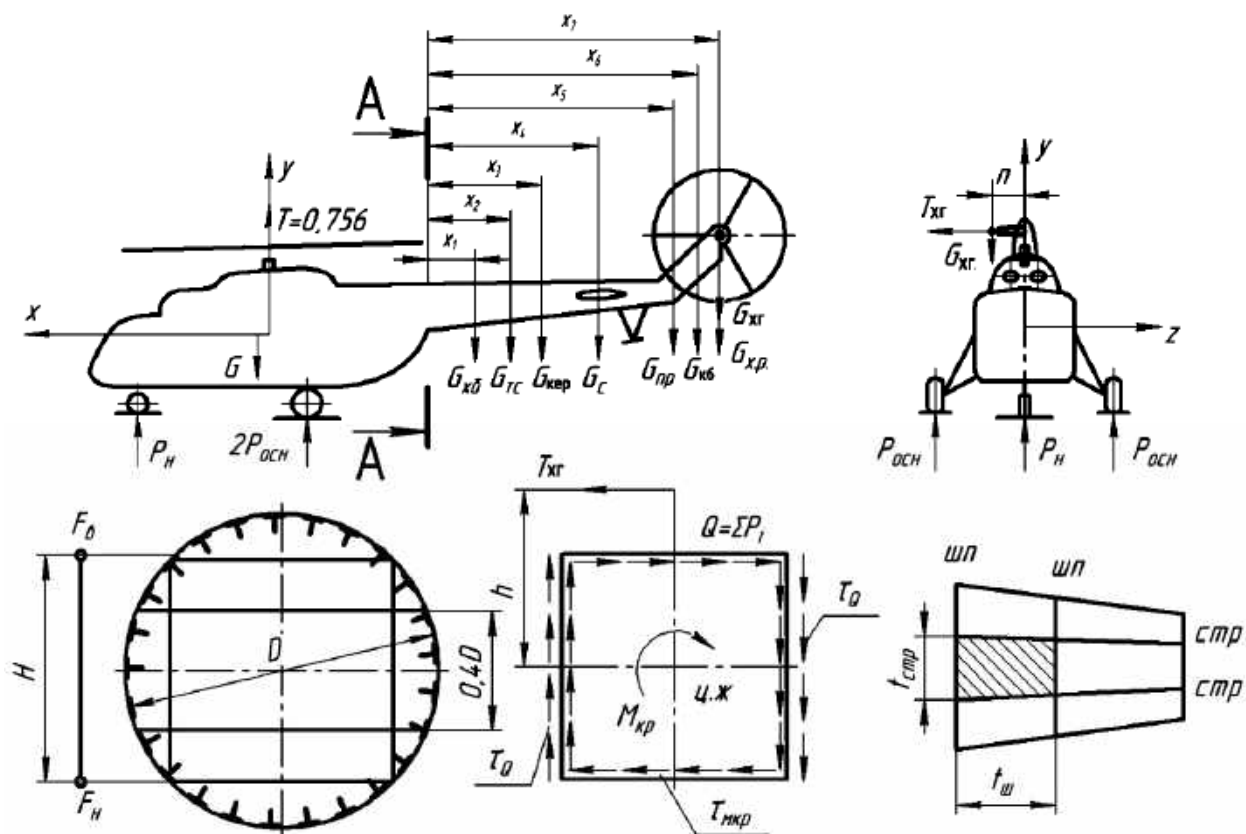


Рис. 4.1. Розрахункова схема хвостової балки вертольота

4. Дані хвостового гвинта:

тяга  $T_{ХГ} = 9810 \text{ Н}$  (отримана з умови зрівноважування реактивного моменту);

кутова швидкість обертання  $\omega = 115 \text{ рад/с}$ ;

потужність  $N_{ХГ} = 73549,8 \text{ Вт}$ .

5. Експлуатаційні перевантаження, отримані при розрахунку шасі (випадок  $E_{Ш}$ ): для головних стояків  $n_E^e = 2,9$ ; для переднього стояка  $n_E^e = 2,7$ .

Розрахунок на міцність хвостової балки виконують за одним з указаних вище розрахункових випадків – вертикальна посадка вертольота на передній і головний стояки шасі.

Експлуатаційні перевантаження в цьому випадку беруть з розрахунку шасі (випадок  $E_{Ш}$ ). Однак нормами міцності встановлено нижню межу  $n_E^e = 3$ . Оскільки ця величина перевищує значення, отримані при розрахунку шасі ( $n_E^e = 2,7$ ;  $n_E^e = 2,9$ ), то в розрахунку беруть  $n_E^e = 3$ . Коефіцієнт безпеки рекомендують використовувати такий:  $f = 1,8$ .

### Алгоритм розрахунку хвостової балки

1. Перевантаження в центрі мас вертольота.

Експлуатаційне перевантаження в центрі мас вертольота визначаємо як відношення проєкцій поверхневих сил на вісь ОУ до маси вертольота:



$$n_y^e = \frac{T + P_H + P_{осн}}{G} = \frac{0,75G + n_E^e G}{G} = 3,75.$$

Розрахункове руйнівне перевантаження:

$$n_y^p = n_y^e \cdot f = 3,75 \cdot 1,8 = 6,75.$$

2. Навантаження, що діють на агрегати, розташовані у хвостовій і кінцевій балках (див. табл. 4.1).

3. Зусилля, діючі в розрахунковому перерізі I-I:

а) згинальний момент під дією масових сил:

$$M_{G1} = \Sigma M_i = 203000 \text{ Нм};$$

б) згинальний момент під дією тяги хвостового гвинта:

$$M_{T_{ХГ}} = T_{ХГ} \cdot f \cdot x_7 = 9810 \cdot 1,8 \cdot 9,2 = 168000 \text{ Нм};$$

в) згинальний момент під дією реактивного моменту хвостового гвинта:

$$M_{\text{реакт}} = \frac{N}{\omega} = \frac{73549,9}{115} = 575 \text{ Нм};$$

г) крутний момент під дією тяги гвинта і масових сил гвинта:

$$M_{\text{КРП-I}} = T_{ХГ} \cdot f \cdot h + G_{ХГ} \cdot n_y^p \cdot n = 9810 \cdot 1,8 \cdot 1,6 + 1100 \cdot 6,75 \cdot 0,7 = 33400 \text{ Нм},$$

де  $h = 1,6 \text{ м}$  – відстань від осі хвостового гвинта до осі хвостової балки;  
 $n = 0,7 \text{ м}$  – винесення хвостового гвинта.

4. Сумарний згинальний момент, діючий у вертикальній площині (ХОУ):

$$M_{ХОУ} = M_{G1} + M_{\text{реакт}} = 203000 + 575 = 203575 \text{ Нм}.$$

Згинальний момент, що діє в горизонтальній площині (ХОZ):

$$M_{ХОZ} = M_{T_{ХГ}} = 168000 \text{ Нм}.$$

5. Повірочний розрахунок міцності хвостової балки на вертикальний вигин і крутіння:

а) схематизація розрахункового перерізу I-I.

При розрахунку на вигин розрахунковий переріз I-I наводять як переріз двопоясної балки висотою  $H = 0,707 \cdot D = 0,707 \cdot 1,0 = 0,707 \text{ м}$  (див. рис. 4.1).

Пояс перерізу замінюємо поясами балки, пояс боковини – стінкою. До складу верхнього і нижнього поясів при круглому перерізі балки увійдуть стрингери, розташовані вище хорди, проведеної на відстані  $0,2 D$  від горизонтальної осі перерізу (див. рис. 4.1).

У розглянутому випадку в площу пояса балки вводимо редуковану площу дев'яти стрингерів і обшивку верхнього або нижнього пояса

$$F_{\text{ред}} = \Sigma f_{\text{стр}} \cdot \varphi_{\text{стр}} + B \cdot \delta_{\text{обш}} \cdot \varphi_{\text{обш}}.$$

За стінку двопоясної балки приймаємо сумарну площу обшивки бічних поясів  $F_{\text{ст}} = 2H\delta_{\text{обш}}$ ;

б) визначення напруження  $\sigma$  під дією згинального моменту  $M_{XOY}$  в розтягненій верхній зоні балки

Фіктивне нормальне напруження у верхній зоні:

$$\sigma_{\phi} = \frac{M_{XOY} \cdot \varphi_{\text{стр}}}{H \cdot F_{\text{ред}}} = \frac{203557 \cdot 1}{0,707 \cdot 27 \cdot 10^{-4}} = 1065 \cdot 10^5 \text{ МПа.}$$

Скорочена площа верхнього пояса:

$$F_{\text{ред}} = 9 \cdot 1,82 \cdot 10^{-4} \cdot 1 + 0,707 \cdot 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot 1 = 27 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

У розтягненій зоні  $\varphi_{\text{стр}} = \varphi_{\text{обш}} = 1$ ;  $B = H = 0,707 \text{ м}$ .

Дійсні значення нормальних напружень в елементах пояса

$$\sigma_{\text{стр}} = \sigma_{\text{обш}} = \sigma_{\phi} = 1065 \cdot 10^5 \text{ МПа.}$$

Перевірка міцності елементів пояса:

$$\sigma_{\text{стр}} = \sigma_{\text{обш}} \leq \sigma_{\text{р}} = k \cdot \sigma_{\text{б}} = 0,8 \cdot 4,2 \cdot 10^8 = 3,36 \cdot 10^8 \text{ МПа};$$

$$1,065 \cdot 10^8 < 3,36 \cdot 10^8 \text{ МПа,}$$

де  $k = 0,75 \dots 0,85$  – коефіцієнт, що враховує ослаблення обшивки і стрингерів отворами під заклепки і концентрацію напружень. Умови міцності виконуються;

в) визначення напруження  $\sigma$  під дією згинального моменту  $M_{XOY}$  в стисненій нижній зоні балки

Розрахуємо величини скорочених коефіцієнтів:

$$\varphi_{\text{стр}} = 1; \varphi_{\text{обш}} = \frac{\sigma_{\text{к.сер}}}{\sigma_{\text{к.стр}}};$$

де  $\sigma_{\text{к.сер}}$  – середнє критичне напруження в обшивці;

$\sigma_{\text{к.стр}}$  – критичне напруження в стрингері;

$$\sigma_{\text{к.сер}} = \sqrt{\sigma_{\text{к.обш}} \cdot \sigma_{\text{к.стр}}}.$$

Критичне напруження в обшивці балки:

$$\sigma_{\text{к.обш}} = k \cdot \sigma_0 = k \cdot \frac{0,9E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} = k \cdot \frac{0,9E}{\left(\frac{t_{\text{стр}}}{\delta_{\text{обш}}}\right)^2} = \frac{4 \cdot 0,9 \cdot 7 \cdot 10^{10}}{\left(\frac{131 \cdot 10^{-3}}{1,5 \cdot 10^{-3}}\right)^2} = 330 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Визначимо значення коефіцієнта  $k$  залежно від умов обпирання і навантаження пластини в розглянутому випадку ділянки обшивки між двома сусідніми стрингерами і шпангоутами (див. рис. 4.1):

$$\frac{a}{b} = \frac{t_{\text{шп}}}{t_{\text{стр}}} = \frac{0,35}{0,131} > 1; \quad k = 4.$$

Критичне напруження стрингера для вибраного профілю Пр102-10 при  $l = t_{\text{шп}} = 0,35$  м:

$$\sigma_{\text{к.стр}} = 2600 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Тоді

$$\sigma_{\text{к.сер}} = \sqrt{330 \cdot 10^5 \cdot 2600 \cdot 10^5} = 925 \cdot 10^5 \text{ Па;}$$

$$\varphi_{\text{обш}} = \frac{925 \cdot 10^5}{2600 \cdot 10^5} = 0,35.$$

Скорочена площа стислої (нижньої) зони балки

$$F_{\text{ред}} = \Sigma f_{\text{стр}} \cdot \varphi_{\text{стр}} + B \cdot \delta_{\text{обш}} \cdot \varphi_{\text{обш}};$$

$$F_{\text{ред}} = 9 \cdot 1,82 \cdot 10^{-4} \cdot 1 + 0,707 \cdot 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot 0,35 = 20,12 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Фіктивне напруження в стислій зоні:

$$\sigma_{\text{ф}} = \frac{M_{\text{ХОУ}} \cdot \varphi_{\text{стр}}}{H \cdot F_{\text{ред}}} = \frac{803575 \cdot 1}{0,707 \cdot 20,12 \cdot 10^{-4}} = 1280 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Дійсні значення нормальних напружень в елементах стисненого пояса:

$$\sigma_{\text{стр}} = \sigma_{\text{ф}} = 1280 \cdot 10^5 \text{ Па;}$$

$$\sigma_{\text{обш}} = \sigma_{\text{ф}} \cdot \varphi_{\text{обш}} = 1280 \cdot 10^5 \cdot 0,35 = 448 \cdot 10^5 \text{ Па;}$$

*г) перевірка міцності елементів стисненого пояса*

За руйнівні напруження в стислій зоні приймаємо:

для обшивки  $\sigma_{\text{к.сер}} = 925 \cdot 10^5 \text{ Па;}$

для стрингерів  $\sigma_{\text{к.стр}} = 2600 \cdot 10^5 \text{ Па.}$

У розглянутому випадку

$$\sigma_{\text{стр}} < \sigma_{\text{к.стр}} \quad 1280 \cdot 10^5 < 2600 \cdot 10^5 \text{ Па;}$$

$$\sigma_{\text{обш}} < \sigma_{\text{к.сер}} \quad 448 \cdot 10^5 < 925 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Умови міцності виконуються;

*д) визначення дотичних напружень  $\tau_Q$  обшивки в боковинах балки під дією розрахункової поперечної сили (див. рис. 4.1).*

Напруження розраховують за формулою

$$\tau_Q = \frac{Q}{F_{\text{ст}}},$$

де  $F_{\text{ст}} = 2 \cdot H \cdot \delta_{\text{обш.бок}} = 2 \cdot 0,707 \cdot 1,5 \cdot 10^{-3} = 21 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$

Значення поперечної сили  $Q$  в розрахунковому перерізі визначають з урахуванням конусності балки при вигляді збоку, яка характеризується кутом між лініями, що з'єднують точки, відповідні  $H = 0,707 \cdot D$ .

У розглянутому випадку  $\alpha = 2,5^\circ$ .

Тоді

$$Q = Q_{\text{сп}} - \frac{M_{\text{хор}} \cdot \alpha}{H \cdot 57,3} = 32600 - \frac{203575 \cdot 2,5}{0,707 \cdot 57,3} = 20100 \text{ Н,}$$

де  $Q_{\text{сп}}$  – значення поперечної сили без врахування конусності;

$$Q_{\text{сп}} = \Sigma P_i = 32600 \text{ Н (див. табл. 4.1).}$$

Підрахувавши знайдені значення  $F_{\text{ст}}$  і  $Q$ , отримаємо:

$$\tau_Q = \frac{Q}{F_{\text{ст}}} = \frac{20100}{21 \cdot 10^{-4}} = 96 \cdot 10^5 \text{ Па;}$$

е) визначення дотичних напружень  $\tau_{\text{М.кр}}$  в обшивці балки під дією крутного моменту:

$$\tau_{\text{М.кр}} = \frac{M_{\text{КІ-І}}}{2 \cdot F_{\text{КОМ}} \cdot \delta_{\text{обш}}} = \frac{33400 \cdot 4}{2 \cdot 3,14 \cdot 1^2 \cdot 1,5 \cdot 10^{-3}} = 142 \cdot 10^5 \text{ Па;}$$

ж) сумарні дотичні напруження в правому бічному поясі хвостової балки:

$$\tau_{\text{СУМ}} = \tau_{\text{М.кр}} + \tau_Q = 142 \cdot 10^5 + 96 \cdot 10^5 = 238 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Обчислені дотичні напруження мають задовольняти умову:

$$\tau_{\text{СУМ}} \leq \tau_b = (0,2 \dots 0,4) \sigma_b.$$

Прийнявши

$$\tau_b = 0,3 \sigma_b = 0,3 \cdot 4200 \cdot 10^5 = 1260 \cdot 10^5 \text{ Па,}$$

отримуємо

$$\tau_{\text{СУМ}} < \tau_b; \quad 238 \cdot 10^5 < 1260 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Умови міцності виконуються;

і) перевірка стійкості обшивки бокового пояса під дією експлуатаційного навантаження:

$$\tau_{\text{СУМ}}^{\text{с}} = \frac{\tau_{\text{СУМ}}}{f} = \frac{238 \cdot 10^5}{1,8} = 119 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Обшивка бокового пояса не втратить стійкості при дотриманні умови

$$\tau_{\text{СУМ}}^{\text{с}} \leq \tau_{\text{КР}}.$$

Визначимо критичне напруження  $\tau_{\text{КР}}$  в обшивці пластини, всі чотири сторони якої вільно оперті:

$$\tau_{\text{КР}} = k \cdot \sigma_0,$$

де  $k = 5,6 + \frac{3,78}{\left(\frac{a}{b}\right)^2}$ ,  $b$  – менша сторона пластини.

Тоді

$$\tau_{\text{КР}} = \left[ 5,6 + \frac{3,78}{\left(\frac{0,35}{0,131}\right)^2} \right] \cdot \frac{0,9 \cdot 7 \cdot 10^{10}}{\left(\frac{0,131}{0,0015}\right)^2} = 500 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$\tau_{\text{СУМ}}^e \leq \tau_{\text{КР}}; \quad 119 \cdot 10^5 < 500 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

Отже, при дії експлуатаційного навантаження обшивка бокового пояса не втрачає стійкості;

*к) перевірку міцності обшивки верхнього і нижнього поясів балки при спільній дії нормальних і дотичних напружень виконують, враховуючи експлуатаційні та розрахункові руйнівні навантаження*

Обшивка стисненого (нижнього) пояса

Під час дії експлуатаційного навантаження ( $P^e$ ) обшивка на ділянках між стрингерами не має втрачати стійкість. Це буде виконуватися за умови

$$\sigma_{\text{обш}}^e \leq \sigma_{\text{К.обш}\tau}^e,$$

де  $\sigma_{\text{К.обш}\tau}^e$  – критичне напруження обшивки при спільній дії вигину і крутіння.

Величину цього напруження визначають за формулою

$$\sigma_{\text{К.обш}\tau}^e = \sigma_{\text{К.обш}} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{\tau^e}{\tau_{\text{К}}} \right)^2 \right],$$

де  $\sigma_{\text{К.обш}} = 330 \cdot 10^5 \text{ Па};$

$$\tau^e = \frac{\tau_{\text{Р}}}{f} = \frac{\tau_{\text{М.кр}}}{f} = \frac{142 \cdot 10^5}{1,8} = 87 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

Тоді

$$\sigma_{\text{К.обш}\tau}^e = 330 \cdot 10^5 \cdot \left[ 1 - \left( \frac{87 \cdot 10^5}{500 \cdot 10^5} \right)^2 \right] = 287 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$\sigma_{\text{обш}}^e = \frac{\sigma_{\text{обш}}^{\text{Р}}}{f} = \frac{448 \cdot 10^5}{1,8} = 249 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$249 \cdot 10^5 < 287 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

Обшивка стисненого пояса до досягнення  $P^e$  стійкість не втрачає.

Під час дії розрахункового навантаження  $P^{\text{Р}}$  стислий пояс обшивки зі стрингерним підкріпленням не втрачає стійкості при виконанні умови міцності:

$$\sigma_{\text{обш}}^P \leq \sigma_{\text{К.сер } \tau^P};$$

де  $\sigma_{\text{К.сер } \tau^P}$  – середнє критичне напруження обшивки при спільному вигині і крученні (під час дії  $P^P$ );

$$\sigma_{\text{К.сер } \tau^P} = \sqrt{\sigma_{\text{К.стр}} \cdot \sigma_{\text{К.обш } \tau^P}};$$

$$\sigma_{\text{К.обш } \tau^P} = \sigma_{\text{К.обш}} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{\tau^P}{\tau_K} \right)^2 \right] = 330 \cdot 10^5 \cdot \left[ 1 - \left( \frac{142 \cdot 10^5}{500 \cdot 10^5} \right)^2 \right] = 303 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$\sigma_{\text{К.сер } \tau^P} = \sqrt{2600 \cdot 10^5 \cdot 303 \cdot 10^5} = 880 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

$$448 \cdot 10^5 \leq 880 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Отже, обшивка не втрачає стійкості.

#### Обшивка розтягнутого (верхнього) пояса

Умова міцності розглядається при дії  $P^P$ . Виконання цієї умови забезпечує і задоволення вимог, пов'язаних з дією  $P^e$ .

При спільній дії  $\sigma$  і  $\tau$  для перевірки міцності застосовують третю теорію міцності:

$$\sqrt{\sigma^2 + 4 \cdot (\tau_{\text{м.кр}})^2} \leq k \cdot \sigma_b,$$

де  $\sigma$  і  $\tau$  – нормальні і дотичні напруження в одній і тій самій точці поперечного перерізу обшивки;

$k$  – коефіцієнт, що враховує зменшення площі поперечного перерізу через наявність отворів в обшивці і концентрацію напружень. Зазвичай  $k = 0,9$ .

Тоді

$$\sqrt{(448 \cdot 10^5)^2 + 4 \cdot (142 \cdot 10^5)^2} = 586 \cdot 10^5 < 0,9 \cdot 420 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Умови міцності виконуються.

У додатках 1 – 7 наведено приклад виконання конструкторської частини курсового проекту.

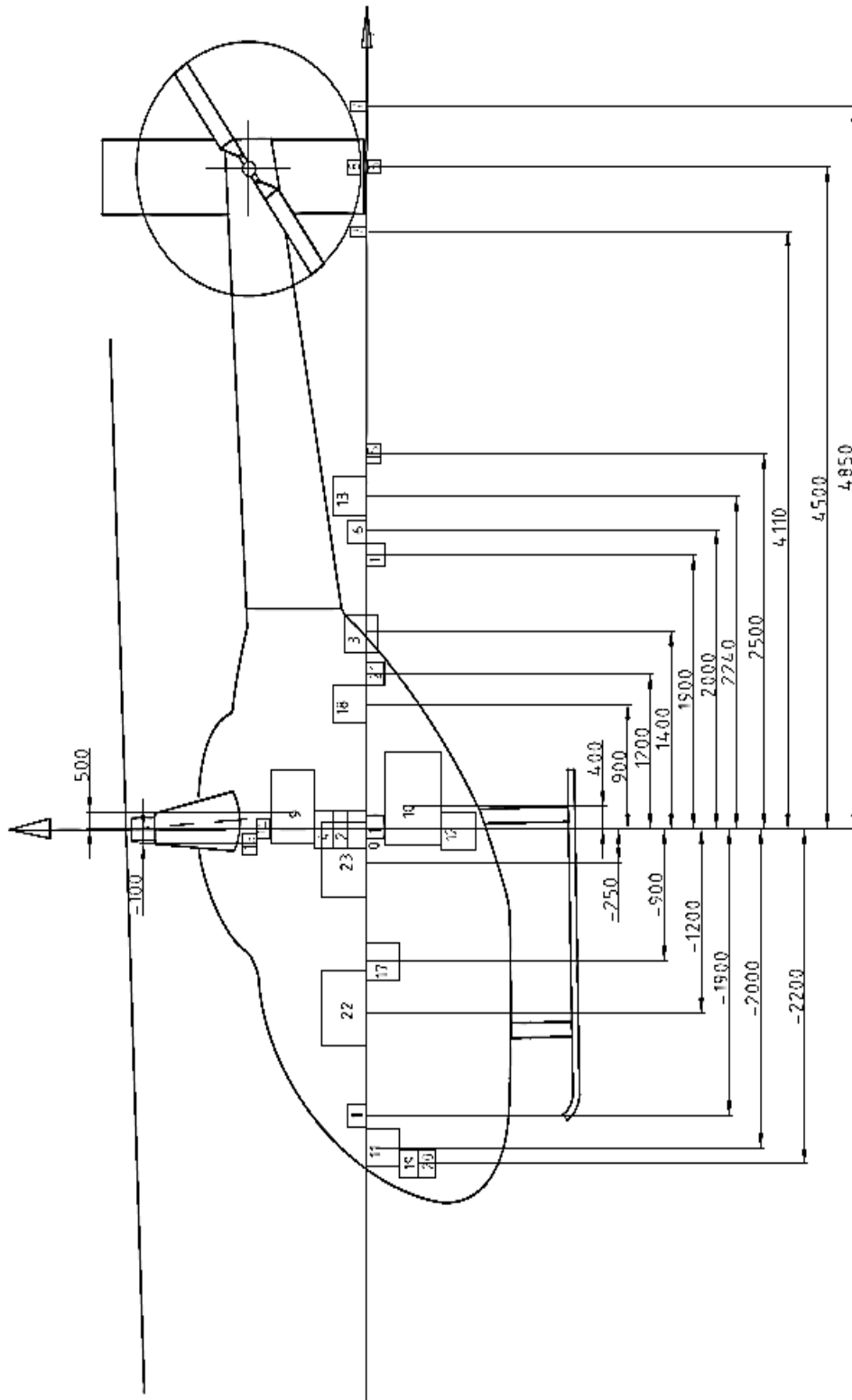
## БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Ромасевич, В. Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов / В. Ф. Ромасевич. – М.: Воениздат, 1982 – 384 с.
2. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т. 2. Колебания и динамическая прочность / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман, Л. Н. Гродко, М. А. Лейканд. – М.: Машиностроение, 1967. – 424 с.
3. Гребеников, А. Г. Анализ конструктивно-технологических особенностей хвостовых балок вертолетов транспортной категории вертолета / А. Г. Гребеников, М. Н. Орловский, Ю. Ю. Высочанская // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 70. – Харьков, 2015. – С. 54 – 69.
4. Нормы летной годности винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории. Авиационные правила. – Ч. 29. – М.: МАК, 1994. – 329 с.
5. Хамидулин, И. О. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В с помощью системы Siemens NX вертолета / И. О. Хамидулин, Р. В. Гостудым // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 57. – Харьков, 2012. – С. 35 – 45.
6. Жустрин, Г. К. Весовые характеристики вертолетов и их предварительный расчет / Г. К. Жустрин, В. В. Кронштадтов. – М.: Машиностроение, 1978. – 112 с.
7. Тищенко, М. Н. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании / М. Н. Тищенко, А. В. Некрасов, А. С. Радин. – М.: Машиностроение, 1976. – 368 с.
8. Кан, С. Н. Расчет самолета на прочность: учебник / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. – М.: Машиностроение, 1966. – 520 с.
9. Михеев, Р. А. Прочность вертолетов: учеб. для авиационных специальностей ВТУЗов / Р. А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.

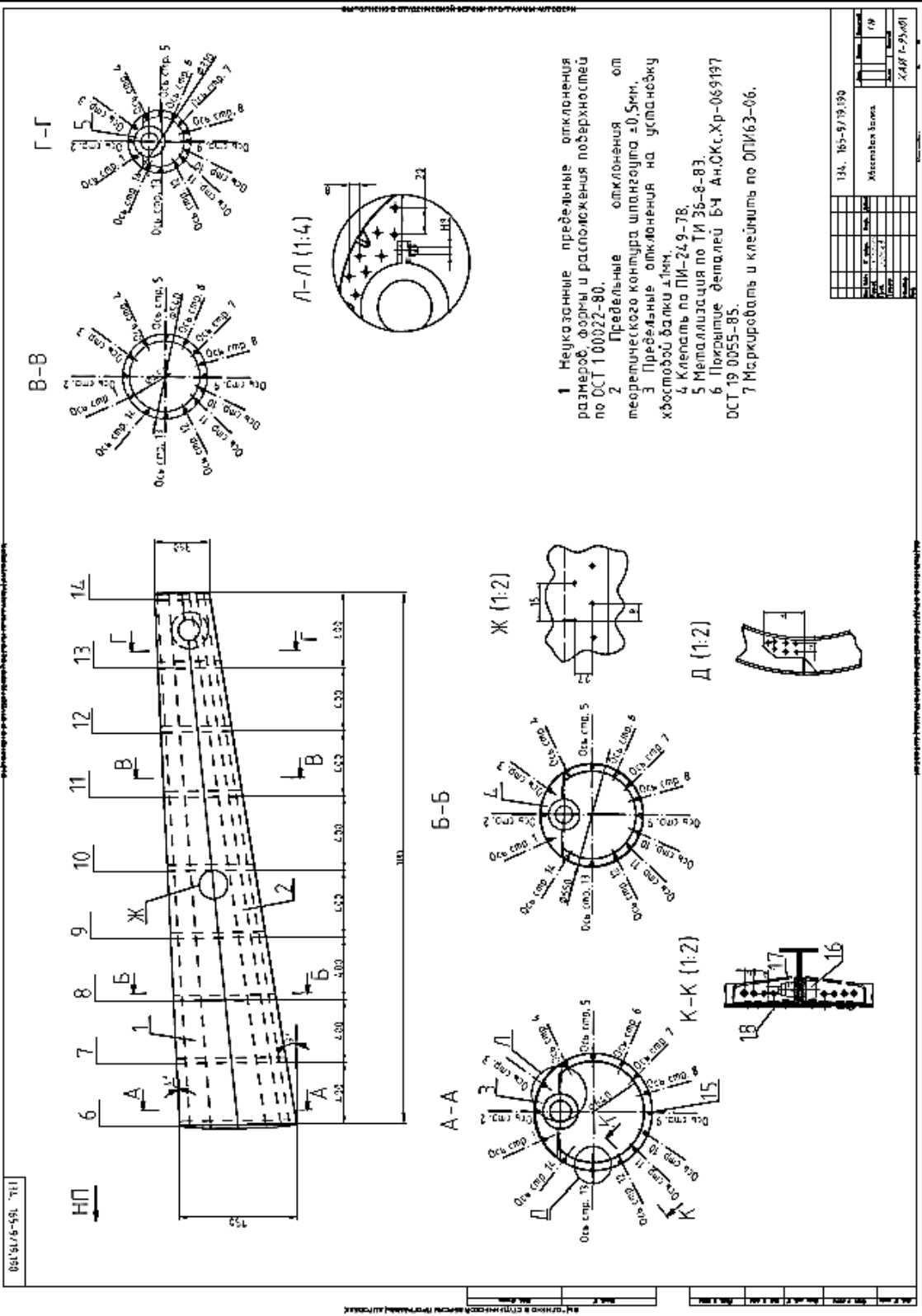




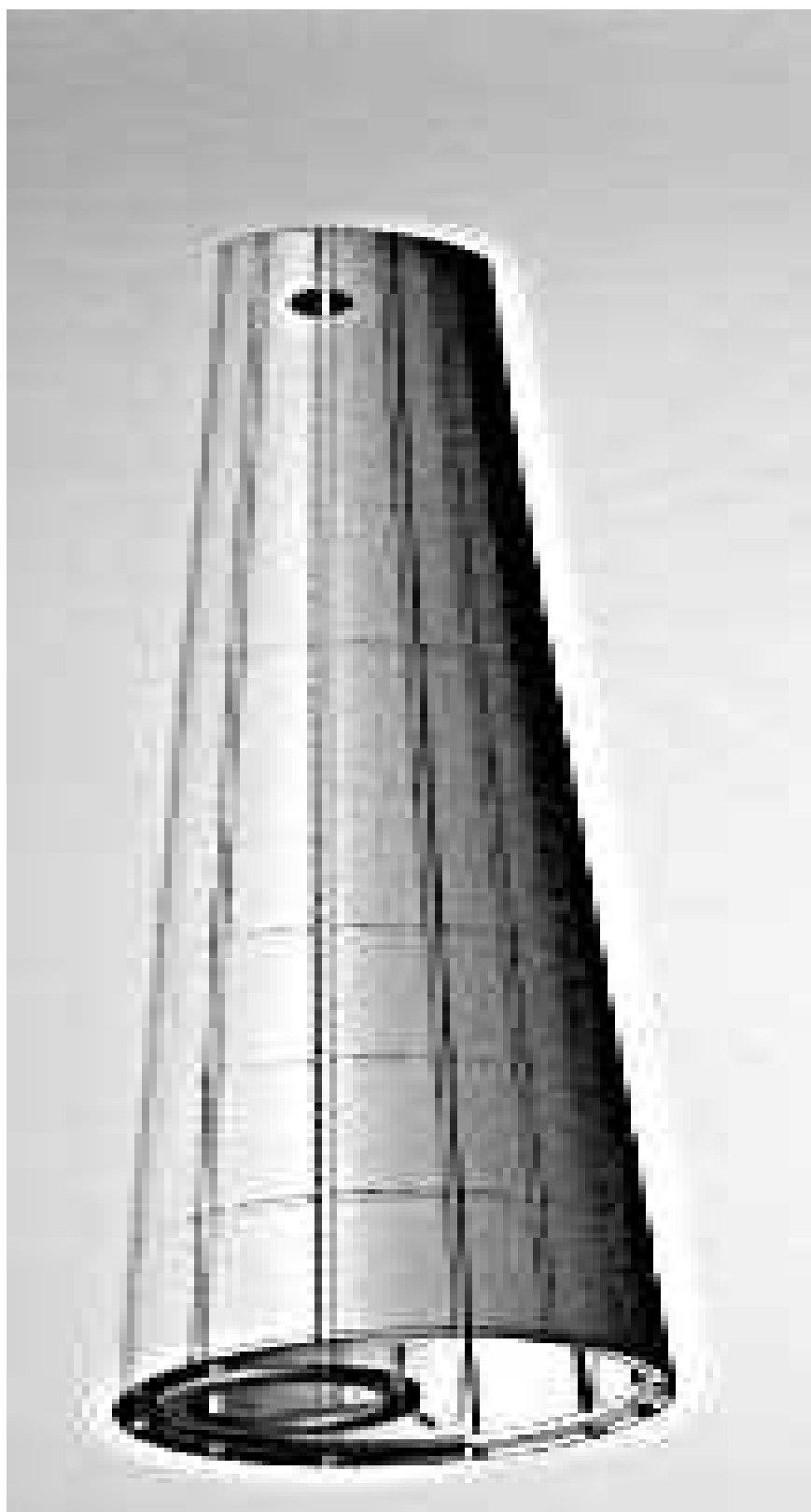
### ЦЕНТРУВАННЯ ПО ОСІ Х ВЕРТОЛЬОТА



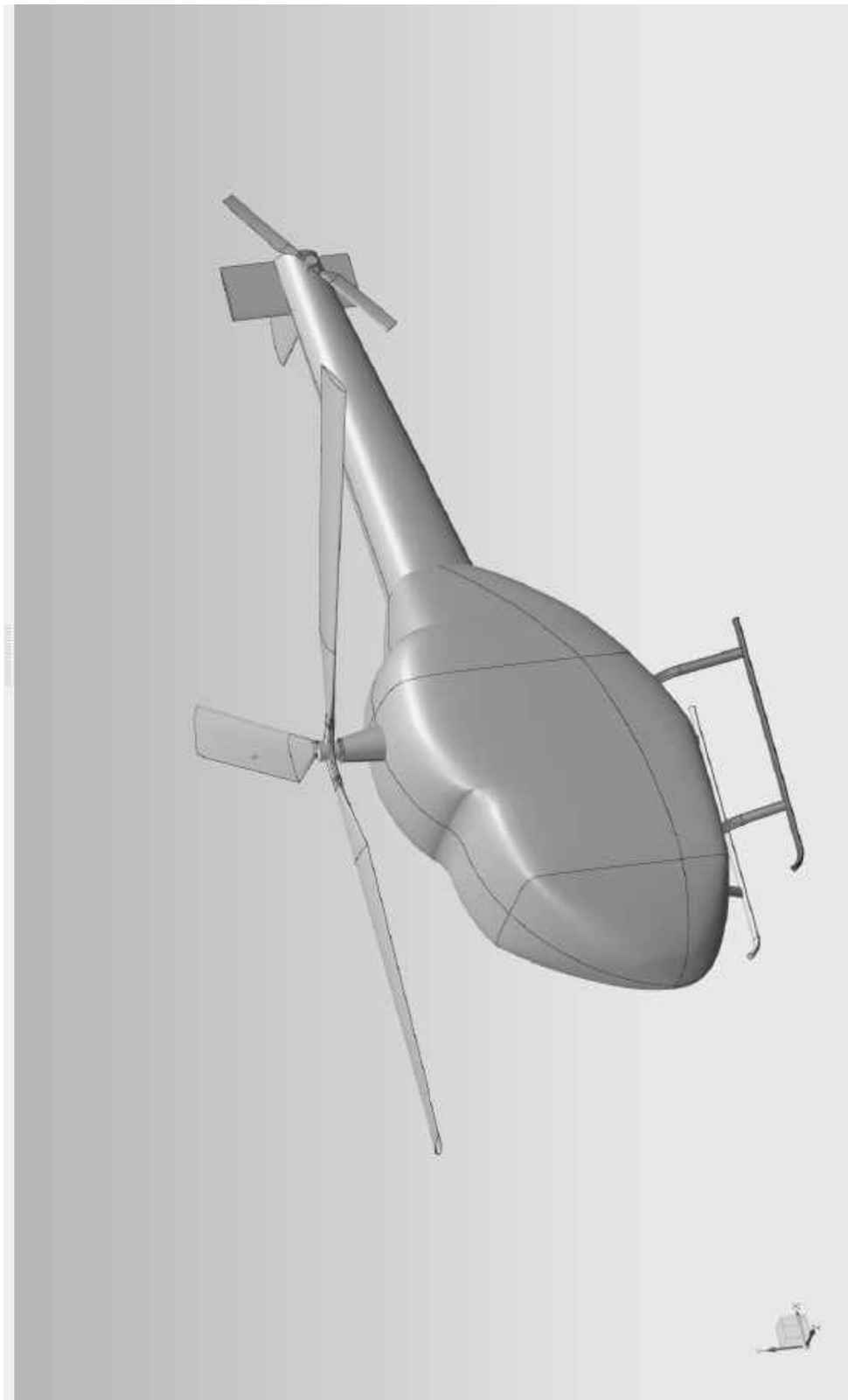
**КРЕСЛЕННЯ ХВОСТОВОЇ БАЛКИ ВЕРТОЛЬОТА**



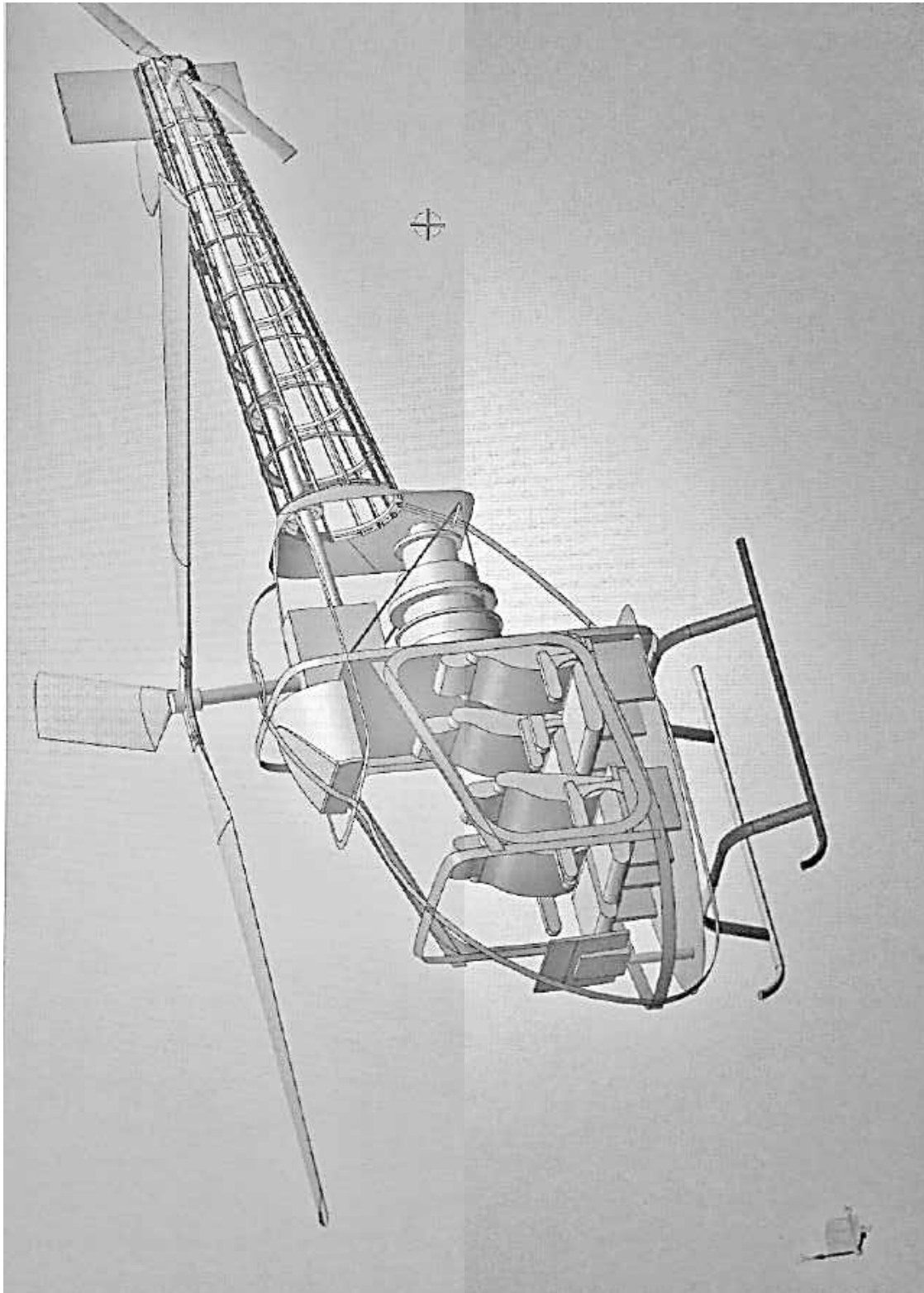
**МОДЕЛЬ ХВОСТОВОЇ БАЛКИ ВЕРТОЛЬОТА**



## МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ ПОВЕРХНІ ВЕРТОЛЬОТА



**ОБ'ЄМНО-ВАГОВЕ КОМПОНУВАННЯ ВЕРТОЛЬОТА**



**СПЕЦИФІКАЦІЯ НА ХВОСТОВУ БАЛКУ ВЕРТОЛЬОТА**

Формат	Зона	Лист	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание
<i>Документація</i>						
			0700-0000.СК	Складальне креслення		
<i>Деталі</i>						
Спроб. №		1	0700-0001.СК	Стрингер	22	Д16-Т-Пр100-54
		2	0700-0002.СК	Стрингер	2	Д16-Т-Пр113-5
		3	0700-0003.СК	Шпангоут силовий	1	Д16Т
		4	0700-0004.СК	Шпангоут силовий	1	Д16Т
		5	0700-0005.СК	Шпангоут силовий	1	Д16Т
		6	0700-0006.СК	Шпангоут силовий	1	Д16Т
		7	0700-0007.СК	Шпангоут силовий	1	Д16Т
		8	0700-0008.СК	Шпангоут нормальний	11	Д16Т-л
		9	0700-0009.СК	Обшивка верхня	1	Д16АТ-л
		10	0700-0010.СК	Обшивка нижня	1	Д16АТ-л
		11	0700-0011.СК	Фітинг	12	Д16Т
		12	0700-0012.СК	Книця	132	Д16АМ-л
		13	0700-0013.СК	Стінка	1	Д16Т
<i>Стандартні вироби</i>						
		14		Болт М8-6ех15 ОСТ1 10569-72	12	30ХГСА
		15		Болт М6-6ех15 ОСТ1 10569-72	2	30ХГСА
		16		Гайка М6 ОСТ1 10636-72	2	30ХГСА
		17		Заклепка 3,5-10-АнОкс. ОСТ1 11781-74	п шт.	В65
0700-0000.СК						
№ док.	Изм.	Лист	№ док.	Подп.	Дата	
	Разраб.		Чижевий Д.О.			Лист 1
	Проб.		Урабанович В.А.			Листов 1
	Нконтр.					
Утв.						
<b>Хвостова балка</b>					<b>ХАІ гр.150</b>	
<i>Копиробал</i>					<i>Формат А4</i>	

## ЗМІСТ

Вступ.....	3
1. Загальна характеристика фюзеляжу вертольота.....	4
2. Завдання до курсового проекту.....	11
3. Конструювання фюзеляжу вертольота.....	14
4. Розрахунок хвостової балки вертольота .....	22
Бібліографічний список.....	31
Додаток 1. Креслення загального вигляду вертольота.....	32
Додаток 2. Центрування по осі x вертольота.....	33
Додаток 3. Креслення хвостової балки вертольота .....	34
Додаток 4. Модель хвостової балки вертольота .....	35
Додаток 5. Майстер-геометрія поверхні вертольота.....	36
Додаток 6. Об'ємно-вагове компонування вертольота.....	37
Додаток 7. Специфікація на хвостову балку вертольота.....	38

Навчальне видання

**Малков Ігор Владиславович  
Урбанович Володимир Антонович**

**КОНСТРУЮВАННЯ АГРЕГАТИВ ВЕРТОЛЬОТІВ  
Частина 1**

Редактор В. М. Коваль

Зв. план, 2021

Підписано до друку 07.02.2022

Формат 60x84 1/16. Папір офс. Офс. друк

Ум. друк. арк. 2,2. Обл.-вид. арк. 2,5. Наклад 50 пр.

Замовлення 336. Ціна вільна

---

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](mailto: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