

doi: 10.32620/oikit.2023.99.01

УДК 629.7.01

О. Г. Гребеніков, М. М. Орловський, В. М. Костанді

Аналіз конструктивно-технологічних особливостей хвостових балок вертольотів транспортної категорії

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

Виконано аналіз конструктивно-технологічних особливостей конструкції хвостової балки вертольотів транспортної категорії. Визначено основні зони ймовірного руйнування хвостових балок від втоми. На основі аналізу конструктивно-технологічних особливостей конструкції хвостових балок сучасних вертольотів розроблено конструкцію хвостової балки фізичної моделі вертольота транспортної категорії.

У практиці світового вертольотобудування найбільшого поширення набули вертольоти одногвинтової схеми, які характеризуються відносно простотою конструкції, зручним керуванням та відносно низькою вартістю. Хвостова балка – найбільш складна частина у виробництві вертольота. Для одногвинтового вертольота хвостова балка є дуже відповідальною частиною конструкції, руйнування якої в більшості випадків призводить до авіаційної події. Забезпечення вимог щодо міцності є надзвичайно відповідальним завданням, тому воно регламентується обов'язковими для конструкторів нормами льотної придатності, які є складовою частиною Авіаційних правил. У цих нормах задано вихідні вимоги до розрахунку та експериментальним роботам із забезпечення міцності, визначено умови навантаження, дано вказівки щодо визначення величин навантажень. У практиці вертольотобудування використовується накопичений у літакобудуванні досвід формування конструктивно-силових схем каркасних агрегатів. Хвостову балку вертольотів виконують за балочною, ферменою або змішаною схемами. Методи оптимізації стиснених і розтягнутих панелей каркасних агрегатів мають загальний для авіації критерій – мінімальність маси конструкції при задоволенні вимог міцності, жорсткості, живучості, ресурсу, технологічності, експлуатаційної ефективності та ін. Завдання про вибір раціональної конструктивно-силової схеми хвостової балки вирішується непрямыми методами з використанням вагових статистичних даних, параметричних залежностей та відомостей про силові схеми попередніх конструкцій. У більшості випадків тип конструкції хвостової балки вибирають виходячи з вимог, що виставляються до вертольота за умов експлуатації та можливості виробництва. Завдання зводиться до пошуку найкращого варіанта в рамках заданого конструктивного типу. Хвостова балка вертольота є частиною конструкції вертольота, має форму зрізаного конуса і складається з набору шпангоутів, стрингерів та обшивки. Для зручності виготовлення хвостова балка має поздовжній технологічний рознім, що дає змогу виконувати роздільне складання кожної половини хвостової балки. Хвостова балка з'єднана з центральною частиною фюзеляжу болтами, що скріплюють торцеві силові шпангоути за допомогою фітінгів на кінцях стрингерів. Кінцева частина хвостової балки стикується з кілем, аналогічно до стикування хвостової балки з центральною частиною фюзеляжу. На хвостовій балці встановлено: стабілізатори, тяги керування рульовим гвинтом, система приводів рульового гвинта, проміжний та хвостовий редуктори, навігаційні вогні, вузли та компоненти гідравлічної системи і хвостового вала. Сучасні вертольоти транспортної категорії проєктують і виготовляють з урахуванням заданого ресурсу та терміну служби, величина яких знаходиться в діапазоні від 15 до 30 тисяч годин при терміні їх експлуатації 25 – 30 років. Підвищення довговічності від втоми зон конструктивних нерегулярностей хвостових балок вертольотів транспортної категорії є актуальним завданням, що має велике практичне значення для забезпечення безпеки польотів під час експлуатації вертольотів протягом певного ресурсу, який у свою чергу є важливим показником конкурентоспроможності вертольотів.

Ключові слова: вертоліт, хвостова балка, конструктивно-технологічні особливості, метод інтегрованого проєктування, лонжерон, стрингер, обшивка, довговічність, нерегулярні зони.

Вступ

Як об'єкт проєктування та виробництва сучасний вертоліт є складною технічною системою з великою кількістю елементів і внутрішніх зв'язків. Системи вертольота взаємозв'язані та взаємообумовлені.

У практиці світового вертольотобудування найбільшого поширення набули вертольоти одногвинтової схеми, які характеризуються відносно простотою

конструкції, зручним керуванням та відносно низькою вартістю.

Хвостова балка (ХБ) – найбільш складна частина у виробництві вертольота. Для одновинтового вертольота ХБ є дуже відповідальною частиною конструкції руйнування якої в більшості випадків призводить до авіаційної події.

Метою поданої роботи є аналіз конструктивно-технологічних особливостей хвостових балок сучасних вертольотів для подальшого розроблення методу інтегрованого проєктування та моделювання ХБ вертольота транспортної категорії за допомогою сучасних комп'ютерних систем.

1. Вихідні дані та обмеження при проєктуванні вертольотів

Основним завданням проєктування вертольота крім вибору схеми є визначення найвигіднішого поєднання його основних параметрів, що забезпечують виконання заданих у технічному завданні вимог, значну частину яких складають умови експлуатації і льотно-технічні характеристики майбутньої машини [1]. До вихідних даних також належать ідеї та рішення головного конструктора, досягнутий рівень технічної досконалості вертольотів та їх агрегатів та обмеження, зумовлені таким:

– загальними тактико-технічними вимогами до вертольотів транспортної категорії АП-29 [2];

– умовами експлуатації та особливостями застосування;

– можливістю використання сучасних конструкційних матеріалів, прогресивних технологічних процесів, нових конструктивних рішень, наявності та технічним рівнем обладнання тощ.

До льотно-технічних характеристик, що задаються, належать: вантажопідйомність вертольота, дальність його польоту, максимальна і крейсерська швидкості, статична і динамічна стежа, швидкопідйомність та ін.

При цьому льотно-технічні дані вертольотів зазвичай взаємоз'язані і залежать в основному від їхньої злітної маси та енергоозброєності.

Льотно-технічні характеристики деяких сучасних вертольотів транспортної категорії подано в табл. 1 [3].

Огляд сучасних вертольотів почнемо з вертольота Мі-17, який є подальшим розвитком вертольота Мі-8 з двома ГТД ТВ3-117МТ [3, 4] (рис. 1.) На рис. 2 подано компоувальну схему вертольота Мі-24 [5].



Рис. 1. Компоувальна схема вертольота Мі-17В5



Рис. 2. Компоувальна схема вертольота Мі-24

Таблиця 1

ЛТХ вертольотів транспортної категорії

Назва	Mi-17	Mi-24	Mi-26	Mi-38	UH-60	S-92	Ka-62	
Країна	Росія	СРСР	СРСР	Росія	США	США	Росія	
$m_{o\max}$, кг	12000	12000	56000	15600	9980	12020	6800	
m_0 , кг	11100	11200	49500	14200	9260	11000	6000	
$m_{\text{порож}}$, кг	6625	8200	28150	8300	5735	6740	3730	
$m_{\text{порож}}$	0,6	0,71	0,57	0,58	0,62	0,61	0,62	
$L_{\text{ф}}$, м	18,38	18,8	33,73	19,95	15,26	17,32	13,25	
$h_{\text{ф}}$, м	6,93	4,173	8,145	5,13	5,13	6,45	4,1	
$Ш$ (колія), м	4,2	3,03	5	5,17	2,70	3,43	2,0	
Двигун	2 x ТВ3-117ВМ	2 x ТВ3-117	2 x Д-136	2 x ТВ3-117	2 x ГТД-Т700	2 x ГТД-СТ7-8	2 x ГТД РД-600	
$m_{\text{дв}}$, кг	2 x 330	2 x 285	2 x 1050	2 x 360	2 x 325	2 x 300	2 x 250	
$m_{\text{п}}$, кг	2800	3000	11000	3700	3545	3800	1470	
$N_{\text{взл}}$, к.с.	2 x 2000	2 x 1500	2 x 11400	2 x 2500	2 x 1725	2 x 1900	2 x 1300	
$V_{\text{кр}}$, км/г	230	280	265	295	268	299	290	
$H_{\text{стат}}$, м	3980	1400	2900	3100	3170	3670	2500	
$H_{\text{дин}}$, м	4500	4950	4600	5200	5790	6000	5000	
L , км	620	500	490	900	600	890	720	
Несучий гвинт	$Z_{\text{н.г.}}$	5	5	8	6	4	7	4
	D , м	21,29	18,8	32	21,1	16,36	17,71	12,5
	b , м	0,52	0,58	0,835	0,52	0,53	0,52	0,45
	σ	0,0777	0,098	0,133	0,094	0,082	0,125	0,11
	ω_R , м/с	265	217	221	215	220	216	205
	N , об/хв	232	220	132	195	215	210	200
Рульовий гвинт	$Z_{\text{рг}}$	3	3	5	4	4	4	11
	$D_{\text{рг}}$, м	3,91	3,9	7,86	3,84	3,35	2,1	1,4
	$b_{\text{рг}}$, м	0,26	0,24	0,470	0,24	0,244	0,22	0,089
	$\sigma_{\text{рг}}$	0,135	0,118	0,19	0,159	0,143	0,13	0,18
	$\omega_{R_{\text{р}}}$, м/с	275,8	221,8	227	218	204	220	217
	$N_{\text{р}}$, об/хв	1348	1087	552	1087	1278	1430	1006,7
Хвостова балка	$L_{\text{хб}}$, м	5,44	4,49	4,9	4,32	4,1	4,0	2,2
	$D_{\text{бф}}$, м	0,75	1,72	3,22	0,79	1,76	1,33	1,4
	$D_{\text{бк}}$, м	0,35	0,82	1,46	0,43	0,82	0,93	0,9
	$Z_{\text{ш}}$	17	11	11	9	9	5	3
	$Z_{\text{стр}}$	26	32	60	32	20	20	-

На рис. 3 подано компоувальну схему вертольота Мі-26 [6, 7].



Рис. 3. Компоувальна схема вертольота Мі-26

Перший політ вертоліт Мі-26 здійснив у 1977 році. Удосконалення аеродинамічних обводів вертольота дало змогу значно знизити шкідливий опір і сприяло значному зменшенню кілометрової витрати палива, що у підсумку збільшило вдвічі транспортну продуктивність порівняно з вертольотом Мі-6. За своїми льотно-технічними характеристиками вертоліт Мі-26 значно перевершував вітчизняні та зарубіжні вертольоти, про що свідчать встановлені на ньому 14 світових рекордів. Розроблено низку модифікацій вертольота Мі-26, серед яких транспортний, пасажирський з салоном на 70 місць та Мі-26 «Салон» з підвищеним рівнем комфортабельності, протипожежний та вертоліт-літаючий кран Мі-26Т з кабіною для оператора під фюзеляжем за передньою опорою шасі або на задній вантажній рампі. На зовнішній підвісі Мі-26Т може перевозити вантажі масою до 20 т.

На рис. 4 подаено компоувальну схему багатоцільового вертольота ММЗ ім. Міля Мі-38 [3].



Рис. 4. Компоувальна схема вертольота Мі-38

Компонування вертольота оптимізовано для зменшення аеродинамічного опору та забезпечення кращих умов експлуатації. У конструкції фюзеляжу широко використовуються композиційні матеріали та тришарові панелі з зовнішньою металевою та внутрішньою пластиковою обшивками зі стільниковим заповнювачем, що дало змогу порівняно зі звичайною каркасною конструкцією у три рази зменшити кількість шпангоутів, стрингерів і стикових елементів.

На рис. 5 подано компонувальну схему багатоцільового транспортного вертольота UH-60 Black Hawk (S-70) [3].



Рис. 5. Компонувальна схема вертольота UH-60 Black Hawk

Фюзеляж суцільнометалевий, типу півмонокок, з легких сплавів, композиційні матеріали на основі скловолокна та кевлару використовуються в конструкції дверей кабіни екіпажу, обтічників та капотів двигунів. Вхід до двомісної кабіни екіпажу здійснюється через бічні двері, що скидаються. Сидіння екіпажу броньовані. Вантажна кабіна розмірами 4,95x2,21x1,87 м і об'ємом 11,6 м² має з обох сторін вантажні двері, що зсуваються, розмірами 1,5 x1,75 м.

Задня частина фюзеляжу переходить у хвостову балку монококової конструкції з відігнутою вгору кінцевою балкою, яка має несиметричний профіль. Стабілізатор керований, прямий, з розмахом 4,37 м.

Передбачено складання хвостової балки для транспортування та під час стоянки. Фюзеляж має протиударну конструкцію, здатну витримувати навантаження 20g при фронтальному та 10g при вертикальному торканні.

Шасі, що не висувається, триопорне.

Несучий гвинт чотирилопатевий, з шарнірним кріпленням лопатей. Втулка монолітної конструкції виконана з титанового сплаву і має еластомірні підшипники та демпфери, що не потребують змащення, це дає змогу зменшити на 60 % обсяг робіт з технічного обслуговування.

Лопаті прямокутної форми в плані, мають лонжерони овального перерізу з титанового сплаву, хвостову частину зі стільниковим заповнювачем «номекс», задню кромку і комлеву частину лопаті, виконану з композиційних матеріалів на основі графіту, обшивку зі склопластику, склопластикові противаги вздовж носка. Крім того, на носовій частині лопаті є титанова накладка, стрілоподібну закінцівку лопатей виконано з кевлару. Лопаті спроектовані за принципом безпечно

пошкодженої конструкції.

На рис. 6 подано компоувальну схему середнього багато-цільового вертольота Сікорського S-92 [3].



Рис. 6. Компоувальна схема вертольота S-92

Вертоліт спроектовано за одногвинтовою схемою. За розміром S-92 незначно більший за S-70, але має значно більшу за габаритами вантажопасажирську кабіну з заднім люком і відрізняється більшою вантажомісткістю і кращими льотними характеристиками.

На рис. 7 подано компоувальну схему середнього багато-цільового вертольота Ка-62 [3].



Рис. 7. Компоувальна схема вертольота Ка-62

Ка-62 є першим вертольотом, спроектованим фірмою Камова за одногвинтовою схемою з закритим рульовим гвинтом (фенестроном) у вертикальному оперенні.

Базовим варіантом для Ка-62 є транспортний. Вертоліт розраховано на

вантаж до 2550 кг на зовнішній підвісці або 15 – 16 пасажирів всередині.

Фюзеляж має гарні аеродинамічні форми, металевий каркас зі шпангоутами та поздовжніми балками та обшивку з тришарових панелей з композиційних матеріалів на основі скло- та вуглепластиків. Фюзеляж складається з чотирьох секцій: кабіни екіпажу, середньої частини з вантажопасажирською кабіною, хвостової балки з горизонтальним оперенням та вертикального оперення з каналом для кермового гвинта. Кабіна екіпажу має велику площу скління та силовий набір ліхтаря з композиційних матеріалів. У середній частині фюзеляжу розміщено вантажопасажирську кабіну розмірами 3,3x1,75x1 метри. На ХБ встановлено стабілізатор розмахом 3 метри прямокутної форми. До хвостової балки кріпиться велике вертикальне оперення з профільованим каналом для кермового гвинта, зверху якого встановлено кіль.

2. Аналіз конструктивно-технологічних особливостей хвостових балок сучасних вертольотів

У практиці вертольотобудування використовується накопичений у літакобудуванні досвід формування конструктивно-силових схем каркасних агрегатів. Хвостові балки вертольотів виконують за балочною, ферменою або змішаною схемами. Силові елементи конструкції ХБ вертольотів: лонжерони, стрингери, шпангоути (нормальні, силові, стикувальні), обшивка мають такі ж саме характеристики, що і на всьому фюзеляжі вертольота.

Методи оптимізації стиснених і розтягнутих панелей каркасних агрегатів мають загальний для авіації критерій – мінімальність маси конструкції при задоволенні вимог міцності, жорсткості, живучості, ресурсу, технологічності, експлуатаційної ефективності та ін.

У вертольотобудуванні широко застосовується балкова схема для каркасних агрегатів. Основним фактором створення балкових схем є прагнення створити міцну і жорстку конструкцію, в якій матеріал, раціонально розподілений по заданому периметру перерізу, максимально використовується при різних навантаженнях. У балочній конструкції максимально використовується внутрішній об'єм ХБ, забезпечуються всі вимоги аеродинаміки та технології.

Балкові каркасні конструкції ХБ поділяють на два типи: лонжеронні та моноблочні. У лонжеронних конструкціях згинальний момент сприймається переважно поздовжніми елементами – лонжеронами, а обшивка сприймає місцеві навантаження, дотичні зусилля і обертальний момент. У моноблочній конструкції обшивка разом з елементами каркаса сприймає нормальні сили від згинальних моментів. Комбінацією таких силових схем є стрингерні конструкції з обшивкою, що частково сприймає навантаження, які виконуються у вигляді тонкостінної оболонки, підкріпленої стрингерами та шпангоутами.

Різновидом моноблочної конструктивно-силової схеми ХБ є монокок. У монококу з однорідного матеріалу (алюмінієві сплави, композиційні матеріали) передбачається наявність обшивки та шпангоутів. Усі сили та моменти сприймає обшивка.

Багатошаровий монокок має панелі з тонкими несучими шарами, підкріпленими стільниковими наповнювачами. Конструктивне виконання багатшарових панелей дуже різноманітне і визначається матеріалами зовнішнього та внутрішнього шарів, видом наповнювача, методом з'єднання зовнішніх шарів із наповнювачем.

Можливість застосування тонких обшивок, що підкріплюються

стільниковим наповнювачем, який має невелику щільність, робить стільникові конструкції резервом зниження маси конструкції ХБ. Висока питома міцність та стійкість до вібраційних та акустичних навантажень визначають все зростаюче застосування стільникових конструкцій як силових елементів фюзеляжів вертольотів усіх вагових категорій.

У конструкції ферменної схеми силовими елементами є пояси ферми: лонжерони, стояки та розкоси у вертикальній та горизонтальній площинах. Обшивка сприймає зовнішні аеродинамічні навантаження і передає їх на ферму. Ферма сприймає всі види навантажень: згинальні та крутні моменти, перерізну силу. У зв'язку з тим, що обшивка не входить до силової схеми ХБ, вирізи в ній не потребують значних посилень. Фермена конструкція використовується як основний силовий елемент ХБ легких вертольотів.

Завдання щодо вибору раціональної конструктивно-силової схеми ХБ вирішується непрямыми методами з використанням вагових статистичних даних, параметричних залежностей та відомостей про силові схеми попередніх конструкцій. Завдання зводиться до пошуку найкращого варіанта в рамках заданого конструктивного типу.

Аеродинамічна асиметрія несучого гвинта з лопатями, що коливаються, є джерелом вібрацій на вертольоті. Вібрації передаються на ХБ. Усунення або послаблення вібрацій має велике значення для зменшення навантажень від втоми конструкції ХБ.

На сучасних вертольотах транспортної категорії найбільш широко застосовують два типи конструкції ХБ [8] – півмонококова (підкріплена, металева) (рис. 7) і монококова (богатошарова), (рис. 8).



Рис. 7. Загальний вигляд хвостової балки вертольота Мі-17:
а – вигляд зовні; б – вигляд усередині

Хвостова балка вертольота є частиною конструкції вертольота, має форму зрізаного конуса і складається з набору шпангоутів, стрингерів та обшивки. Для зручності виготовлення ХБ має поздовжній технологічний рознім, що дає змогу виконувати роздільне складання кожної половини ХБ. ХБ з'єднана з центральною частиною фюзеляжу болтами, що скріплюють торцеві силові шпангоути за допомогою фітингів на кінцях стрингерів. Кінцева частина ХБ стикується з кілем, аналогічно до стикування ХБ з центральною частиною фюзеляжу. На ХБ встановлено: стабілізатори, тяги керування хвостовим гвинтом (ХГ), система приводів РГ, проміжний та хвостовий редуктори (ХР), навігаційні вогні, вузли гідравлічної системи та хвостового вала (ХВ).

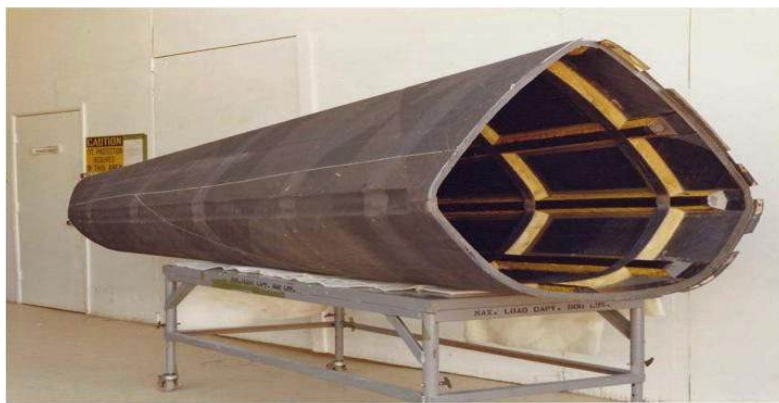


Рис. 8. Загальний вигляд хвостової балки трищарової конструкції

Огляд конструктивно-технологічних особливостей хвостових балок сучасних вертольотів почнемо з вертольота Мі-17 [4], (див. рис. 1.)

Хвостова балка вертольота Мі-17 (рис.9) [4] – клепаної конструкції, балочно-стрингерного типу, має форму зрізаного конуса довжиною 5,44 м, складається з каркаса і гладкої дюралюмінієвої обшивки. Каркас складається з поздовжнього та поперечного силових наборів. Поперечний набір складається з 17 шпангоутів 1, (див. рис.9).

Шпангоути № 1 і 17 – стикувальні, виконані з пресованого дюралюмінієвого кутового профілю та посилені зубчастими стрічками. У стінці шпангоуту № 1 виконано 46, а у шпангоута № 17 18 отворів для болтів, що з'єднують ХБ з центральною частиною фюзеляжу і з кінцевою балкою. Інші шпангоути нормальні Z-подібного перерізу. Шпангоути № 2, 6, 10 та 14 посилені у верхній частині під опорою 3 хвостового вала трансмісії. До них кріпляться кронштейни для встановлення текстолітових напрямних колодок тросів керування вертольотом за курсом.

Поздовжній набір складається з 26 стрингерів, виготовлених з пресованих кутових профілів. На нижній і лівій панелях балки стрингери посилені. Обшивка ХБ виконана з листового дюралюмінію Д16А-Т. У зоні шпангоута № 13 вклепана додаткова посилювальна діафрагма. Стики листів обшивки виконано зі стрингерами і шпангоутами внапуск з підсіканням. В обшивці між шпангоутами № 13 та 14 на обох бортах хвостової балки зроблені вирізи для проходу лонжерона стабілізатора.

По контуру вирізів приклепані підсилювальні дюралюмінієві накладки 9. Зверху в обшивці є люки з кришками для огляду шлицевих муфт ХВ трансмісії. Праворуч між шпангоутами № 16 і 17 виконано люк з кришкою для контролю з'єднання хвостової та кінцевої балок. Між шпангоутами № 3 і 4 зроблено виріз під пробісковий маяк МСЛ-3, міжшпангоутами № 7 і 8, № 15 і 16 зроблено вирізи під стройові вогні, між шпангоутами № 11 і 12 виріз під датчик курсової системи. На нижній частині балки встановлено дві антени радіовисотоміра РВ-3.

Обшивка ХБ виконана з дюралюмінієвих листів Д16А-Т завтовшки 0,8 та 1,0 мм. Листи обшивки накладають зверху вниз і спереду назад для зменшення опору ХБ. Листи обшивки ХБ з'єднані внапуск та приклепані дворядним заклепувальним швом. До силового шпангоута № 13, а також до стикувальних шпангоутів № 1 і 17 обшивка приклепана дворядним заклепувальним швом, а до проміжних шпангоутів і стрингерів – однорядним.

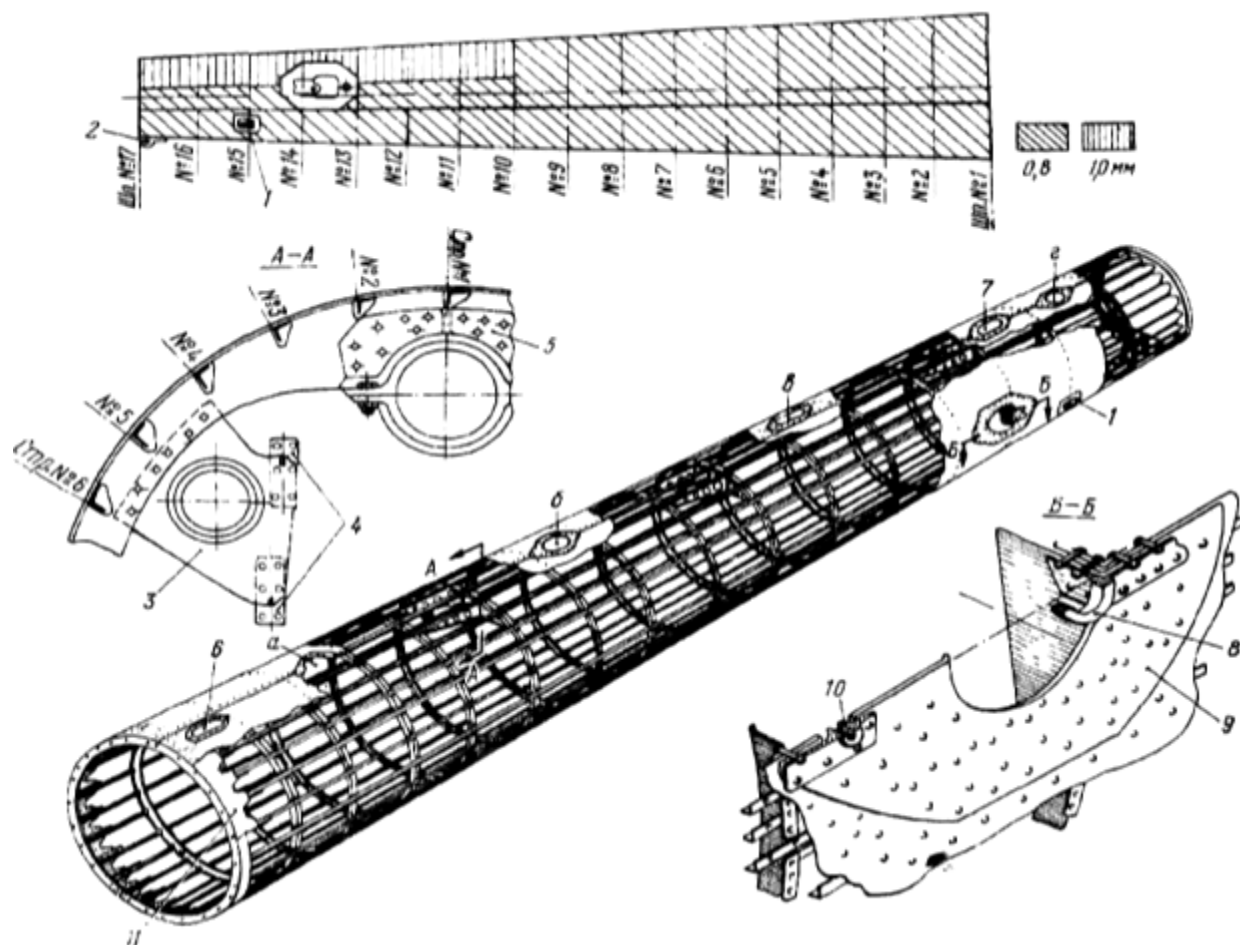


Рис. 9. Конструкція хвостової балки вертольота Мі-17:

1 – вузли кріплення підкосів ХО; 2 – вузол кріплення амортизатора ХО; 3 – кронштейн; 4 – колодки під троси керування ХГ; 5 - фітинг під опору ХВ трансмісії; 6, 7 – кришки люків для огляду та шліцевих муфт ХВ трансмісії; 8 – кронштейн кріплення стабілізатора; 9 – накладка; 10 – п'ята; 11 – зубчаста стрічка; а, б, г, в - вирізи під проблисковий маяк та стройові вогні

Хвостова балка Мі-24 (рис. 10) [5] має довжину 4490 мм та вагу 115 кг, є півмонококовою конструкцією.

ХБ овального перерізу переходить у стрілоподібне вертикальне оперення (кільову балку) з кутом заклинення 3° для розвантаження ХГ, на ХБ встановлено керований стабілізатор. Балка клепаєної та клеєзварної конструкції, містить каркас, що складається з поперечного та поздовжнього наборів та обшивки. Поперечний набір включає 11 шпангоутів. Шпангоути №1 і 11 стикувальні і посилені, виконані з пресованого профілю, торцеві полиці якого утворюють фланці, що мають отвори під болти кріплення до фланців стикувальних шпангоутів центральної частини фюзеляжу і кільової балки. На шпангоутах №1, 4, 7 і 10 приклепані фітинги під опори хвостового вала трансмісії.

Поздовжній набір складається з пресованих кутових профілів. Усередині

ХБ зверху на кронштейнах закріплено трансмісійний вал. У нижній частині балки між шпангоутами № 2 і 4 розташовано блок ДІСС-15Д з антенами, а на лівому борту між шпангоутами № 4 і 5 – сигнальна ракетниця ЕСКР-46. На верхній поверхні ХБ по осі симетрії змонтовано проблісковий маяк МЛС-3 між шпангоутами № 6 і 7. Обшивка виготовлена з дюралюмінієвих листів. Кріплення обшивки до стрингерів – клеєзварне, а до шпангоутів і в стиках – за допомогою заклепок з напівопуклою головкою. Технологічно ХБ складається з верхньої, нижньої та двох бічних панелей.

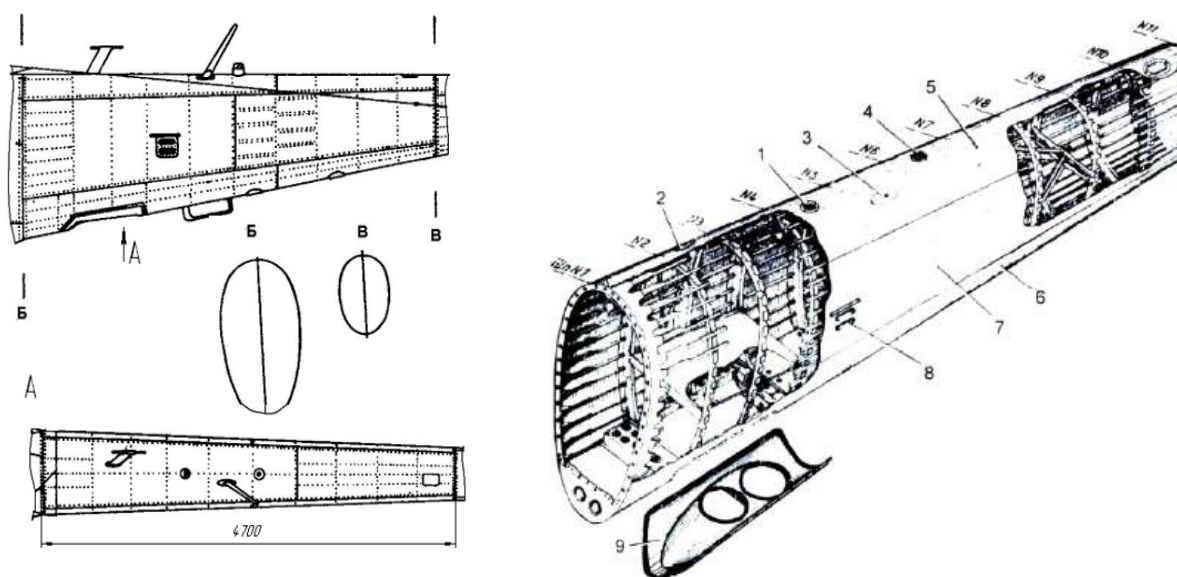


Рис. 10. Конструкція хвостової балки вертольота Мі-24:

- 1 – виріз під стройовий вогонь; 2 та 3 – місця встановлення антен; 4 – місце встановлення пробліскового маяка; 5 – верхня панель; 6 – нижня панель; 7 – бічна панель; 8 – ракетниця; 9 – кришка люка ДІСС 15Г

Хвостова балка Мі-26 (див. рис. 11) [6, 7] є складовою силової конструкції фюзеляжу вертольота. ХБ – суцільнометалева, змінного перерізу, виконана із сплавів 01420, Д16 та АК-6. ХБ має плоску нижню поверхню для покращення умов завантаження, переходить у велике вертикальне оперення з несиметричним профілем для створення бічної сили та розвантаження ХБ та регульованим на землі стабілізатором. ХБ складається з поздовжнього та поперечного (11 шпангоутів) силових наборів та допоміжної конструкції. Поздовжній набір містить дві бічні та нижню панель з обшивкою та набором стрингерів.

Конструкція панелей – клеєзварна з частковим застосуванням заклепувальних з'єднань. Заклепувальні з'єднання застосовуються в місцях встановлення шпангоутів, на стику обшивок і стрингерів, а також у зоні накладок посилення. ХБ по шпангоуту № 41 з'єднана без розриву із заднім відсіком центральної частини фюзеляжу, в ній встановлені опори ХБ, трубопроводи гідросистеми, вузли ХО. У середині балки, як і на її верхній поверхні, є доріжки для проходження до майданчика для огляду, що полегшує технічне обслуговування. У нижній панелі (між шпангоутами № 7 і 8) є люк під першу з трьох телекамер системи БТУ-1 Б.

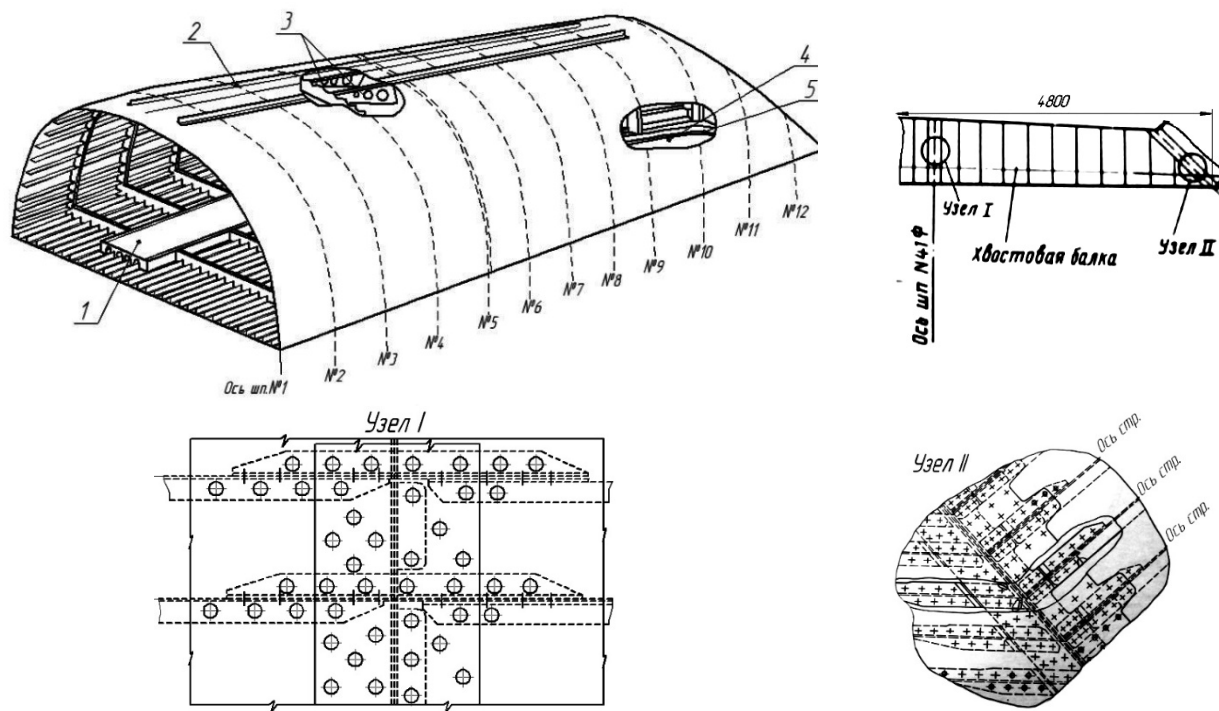


Рис. 11. Фрагменти конструкції ХБ вертольота Мі-26:

- 1, 2 – настил-доріжка; 3 – поздовжня доріжка;
- 4 – люк під телекамеру; 5 – приєднувальний фітинг

Аналіз особливостей конструкції хвостових балок вертольотів транспортної категорії показав, що ХБ переважно виконують за півмонококовою схемою з алюмінієвих сплавів Д16, Д16А-Т, О1420 та АК-6. ХБ виконують негерметичними з урахуванням розміщення та кріплення вала трансмісії, елементів керування ХГ, установлення та кріплення антен та обладнання. За результатами аналізу конструктивних особливостей хвостових балок розглянутих вертольотів вибираємо у першому наближенні параметри хвостової балки фізичної моделі вертольота транспортної категорії (рис. 12).

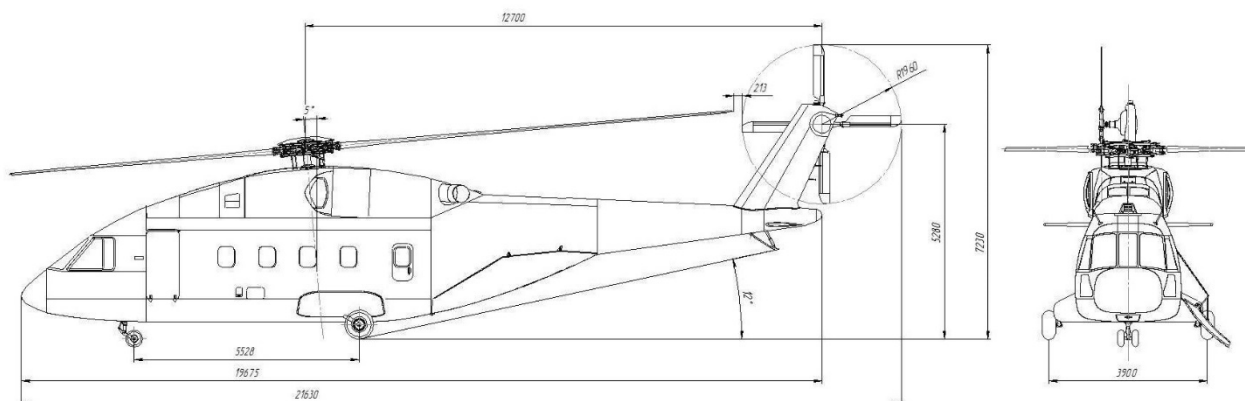


Рис. 12. Фізична модель вертольота транспортної категорії

Конструкцію хвостової балки фізичної моделі вертольота транспортної категорії подано на рис. 13. Відсік ХБ має клепану конструкцію балочно-

стрингерного типу та форму зрізаного конуса довжиною 4,5 м, який складається з каркаса і гладкої дюралюмінієвої обшивки.

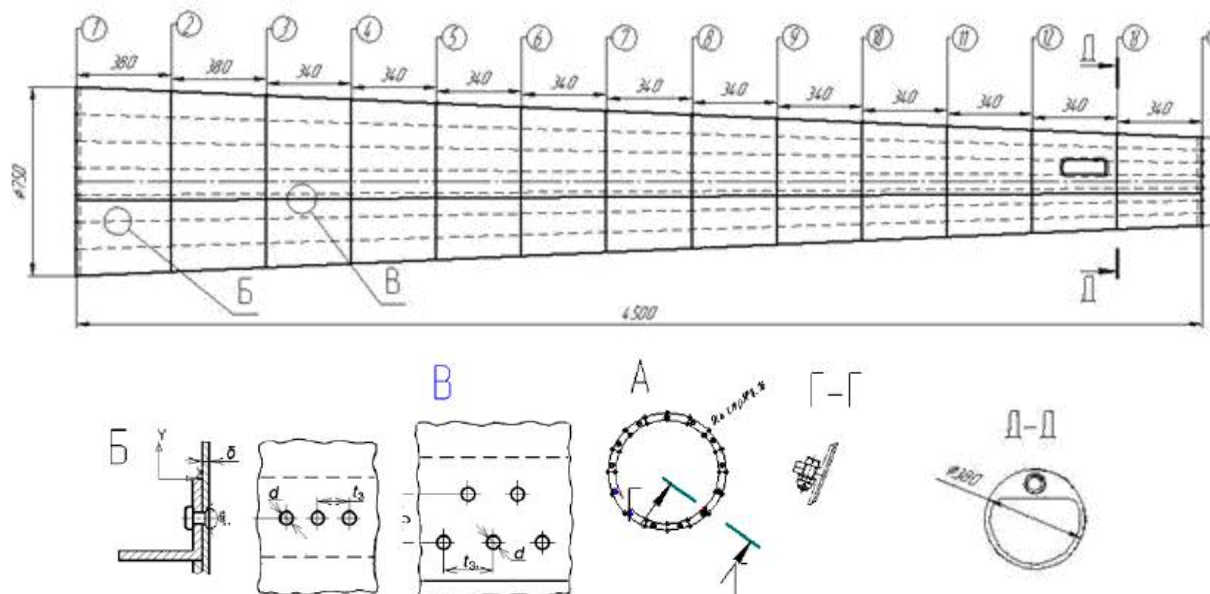


Рис. 13. Конструкція і типові нерегулярні зони ХБ фізичної моделі вертольота транспортної категорії

До каркаса входять поздовжній та поперечний силові набори. Поперечний набір складається із 14 шпангоутів. Шпангоути № 1 та 14 – стикувальні, № 1, 13 та 14 – силові. Крок шпангоутів вибирається з урахуванням розрахунку загальної жорсткості обшивки. У місцях стикування основних агрегатів крок шпангоутів може порушуватися (у цьому випадку він визначається відстанями між вузлами кріплення агрегатів, що з'єднуються). 16 стрингерів складають поздовжній силовий набір. Обшивка має номінальну товщину 1,0 мм. По стрингерах № 5П і 5Л проходить поздовжній стик внапуск листів обшивки з шириною перекриття 32 мм. До силових шпангоутів і до стикувальних шпангоутів обшивка приклепана дворядним заклепувальним швом, а до проміжних шпангоутів і стрингерів – однорядним.

Стрингери виготовлено із кутового профілю. Силовий шпангоут № 1 виконано з пресованого профілю, полиця якого утворює кільцевий фланець, механічно оброблений для стикування з центральною частиною фюзеляжу. Кругові нормальні шпангоути (№ 2–12) складаються з двох половин та мають Z-подібний поперечний переріз. Півкільця шпангоутів між собою з'єднані внапуск при загальному складанні панелей ХБ в стапелі. За контуром нормальних шпангоутів зроблено просічення під стрингери ХБ. Стрингери приєднані до полиці силового шпангоута № 1 заклепками за допомогою додаткових косинців, а до полиці шпангоута № 14 – за допомогою зубчастої стрічки.

Кріплення стрингерів до проміжних шпангоутів виконано штампованими кницями. При цьому на стрингерах правого борту верхньої панелі, розташованих у розтягнутій зоні (від дії сили тяги рульового гвинта), книці не встановлюють. Обшивку обох панелей, виконану з листового дюралюмінію Д16АТ-л 1,0, кріплять до каркаса клеєзварюванням. По обох бортах ХБ між шпангоутами № 12 і 13

приклепані підсилювальні накладки з дюралюмінієвого листа Д16АТ-л 1,5, що мають вирізи для проходження лонжерона стабілізатора. На лівому борту зроблено люк для огляду датчика гірокомпаса. Зверху ХБ по поздовжній осі симетрії встановлено кожух, що закриває хвостовий вал трансмісії та траси керування стабілізатором і рульовим (хвостовим) гвинтом. Кожух виготовлено з дюралюмінієвих листів Д16АТ-л 0,8 і складено з окремих секцій, які кріплять гвинтами до спеціальних профілів, приклепаних до обшивки ХБ. На кожусі встановлено кришки люків, які призначені для огляду та змащення карданів хвостового вала трансмісії. По обох бортах ХБ між шпангоутами № 12 та 13 встановлені фітинги кріплення опор стабілізатора. Фітинги виготовляють штампуванням з алюмінієвого сплаву АК-6 і кріплять до стінки шпангоуту № 13 і додаткової діафрагми з дюралюмінієвого листа Д16АМ-л 0,8.

На шпангоутах № 13 та 14 встановлено кронштейни кріплення хвостової опори вертольота, які виконано штампуванням зі сплаву АК-6. Каркас у місцях встановлення кронштейнів підкріплено штампованими кницями. Зверху хвостової балки біля шпангоута № 2 встановлено кронштейн кріплення антени радіостанції, а знизу на шпангоутах № 4 і 11 – кронштейни кріплення передавальної та приймальної антен. На шпангоутах № 3, 6, 10 і 13 встановлено опори хвостового вала трансмісії. Вони являють собою штамповані з АК-6 обойми, скріплені з каркасом ХБ штампованими кницями з листового дюралюмінію Д16АМ-л 1,0. У кницях праворуч і ліворуч зроблено отвори для проходження трасів керування ХГ та стабілізатором.

Кріплення стикувальних шпангоутів, що з'єднують фюзеляж і ХБ, виконують 16 болтами зі сталі 30ХГСА діаметром 8 мм, а кріплення стикувальних шпангоутів, ХБ і кільової балки – 12 болтами зі сталі 30ХГСА і діаметром 8 мм. З'єднання обшивки з внутрішніми елементами ХБ виконано заклепками діаметром $d = 4,8$ мм, кут конуса потайної головки – 120° , крок заклепок в однорядному з'єднанні $t_3 = 15$ мм, у дворядному – $t_{31} = 12$ мм.

На основі аналізу конструкцій ХБ вертольотів транспортної категорії виділимо основні зони ймовірного руйнування від втоми.

До регулярних зон належать ділянки конструкції, що містять поздовжні нерознімні клеєзварювальні, заклепувальні або болтові з'єднання. У регулярних зонах спостерігається повне включення в роботу поздовжніх силових елементів. Кріпильні елементи або не навантажені або навантажені тільки зусиллями зсуву.

До нерегулярних зон хвостових балок вертольотів транспортної категорії належать ділянки конструкції з підвищеною концентрацією напруження: елементи з рознімними болтовими з'єднаннями; зони конструктивних рознімів (місця з'єднання ХБ з центральною частиною фюзеляжу та кільовою балкою); елементи з вирізами, отворами, вузлами кріплення хвостового вала трансмісії; поперечні стики листів обшивки, ділянки обшивки у зонах закінчення стрингерів; місця встановлення підсилювальних накладок; поперечні стики стрингерів; стрибкоподібні переходи товщини в поздовжніх силових елементах та обшивці з механічним або хімічним фрезеруванням; ділянки конструкції з локальним прикладанням навантажень.

Нерегулярні зони істотно впливають на розподіл і характер силового потоку напружень.

Хвостова балка призначена для створення моменту від сили тяги рульового гвинта для компенсації реактивного моменту несучого гвинта. У разі визначення навантажень, які діють на ХБ в експлуатаційних умовах, береться

розрахункова схема: консольно защемлена конусна балка, до якої додано зосереджені та розподілені зовнішні навантаження.

Конструктивні параметри та технологія виконання регулярних зон конструкції вертольота мають забезпечувати сприйняття розрахункових руйнівних навантажень, регламентовану довговічність при навантаженнях, еквівалентних навантаженням типового польоту в експлуатаційному середовищі, заданий коефіцієнт якості опору від втоми, задану якість зовнішньої поверхні, ступінь герметичності і задовольняти такі умови: $R_{руйн} \geq R_{розр}$, $N_{руйн} \geq N_{розр}$. Необхідно, щоб конструктивні параметри і технологія виконання нерегулярних зон забезпечували сприйняття розрахункових зусиль в нерегулярній зоні при статичному навантаженні, регламентовану довговічність, якість зовнішньої поверхні і герметичність, дорівнювали характеристикам регулярних зон або перевищували їх і задовольняли умовам: $R_{руйн} \geq R_{розр}$, $N_{рег} \geq N_{min}$.

Конструктивні нерегулярності, які входять до конструкції хвостової балки, визначають її ресурс. Їх довговічність має бути не менше довговічності нерознімних поздовжніх з'єднань силових елементів хвостової балки. Концентрація напружень у нерегулярних зонах, амплітуда і частота змінних напружень є визначальними параметрами при створенні високоресурсних хвостових балок.

Сучасні вертольоти транспортної категорії проєктують і виготовляють з урахуванням заданого ресурсу та терміну служби, величина яких знаходиться в діапазоні від 15 до 30 тис. годин при терміні їх експлуатації 25 – 30 років.

Підвищення довговічності від втоми зон конструктивних нерегулярностей ХБ вертольотів транспортної категорії є актуальним завданням, що має велике практичне значення для забезпечення безпеки польотів під час експлуатації вертольотів протягом устанавленого ресурсу, який, у свою чергу, є важливим показником конкурентоспроможності вертольотів.

Висновки

У статті виконано аналіз конструктивно-технологічних особливостей конструкції хвостових балок вертольотів транспортної категорії. Визначено основні зони ймовірного втомного руйнування хвостових балок. На основі аналізу конструктивно-технологічних особливостей конструкції хвостових балок вертольотів транспортної категорії розроблено конструкцію хвостової балки фізичної моделі.

Актуальним завданням подальших досліджень є підвищення довговічності від втоми зон конструктивних нерегулярностей хвостових балок вертольотів транспортної категорії, що має велике практичне значення для забезпечення безпеки польотів під час експлуатації вертольотів протягом устанавленого ресурсу, який у свою чергу, є важливим показником конкурентоспроможності вертольотів.

При автоматизованому проєктуванні і конструюванні, визначенні переміщень та напружено-деформованого стану (НДС) конструктивно-силових елементів при статичному навантаженні, розрахунку сталості конструкцій, аналізу руйнування від втоми та інших інженерних задач використовуємо сучасні інтегровані системи проєктування та інженерного аналізу, такі як Siemens NX, Solidworks, Catia, Ansys, Nastran, Patran, Cosmos/M та ін.

Список літератури

1. Интегрированное проектирование винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории : учебник: В 3 ч. Ч. 1 : Проектирование и конструирование винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории / А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко, В. А. Урбанович, А. М. Гуменный и др.; Мин. образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьков. авиац. ин-т" ; под ред. В. А. Богуслаева. – Харьков, - Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьков. авиац. ин-т", 2016. – 411 с. – Режим доступа: <http://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/> .
2. Авіаційні правила. Ч. 29 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_29.pdf
3. Общие виды и характеристики вертолетов [Текст] : справ. пособие / А. Г. Гребеников, Л. И. Лосев, В. А. Урбанович, С. В. Трубаев и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьков. авиац. ин-т", 2007. – 324 с.
4. Mi-17В-5 Модернізований вертоліт [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://www.redstar.gr/index.php?option=com_content&view=article&id=4150:mi-17v-5-modernizirovannyj-vertolet&catid=608&lang=ru&Itemid=558
5. Mi-2, Mi-8, Mi-17, Mi-24: Основні бойові вертольоти української армії [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.slovoidilo.ua/2023/03/30/statija/bezpeka/mi-2-mi-8-mi-17-mi-24-osnovni-bojovi-vertoloty-ukrayinskoji-armiji>
6. Разработка аванпроекта вертолета [Текст] : учеб. пособие/ Л. И. Лосев, А. Г. Гребеников, Л. Р. Джемилев и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуков-ского "Харьков. авиац. ин-т", 2012. – 324 с.
7. Mi-26 Богатоцільовий транспортний вертоліт [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://www.redstar.gr/index.php?option=com_content&view=article&id=4166:mi-26-mnogotselevoj-transportnyj-vertolet&catid=608&lang=ru&Itemid
8. Конструктивно-технологические особенности хвостовых балок сетчатого типа из полимерных композиционных материалов вертолетов транспортной категории / А. Г. Гребеников, И. В. Малков, В. А. Урбанович, Н. И. Москаленко, Д. С. Колодийчик // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2020. – Вып. 88. – С. 15 – 30.

References

1. Yntehryrovannoe proektyrovanye vyntokrylykh letatelnykh apparatov transportnoi katehoryy : [uchebnyk : v 3 ch.] , Ch. 1 : Proektyrovanye y konstruyrovanye vyntokrylykh letatelnykh apparatov transportnoi katehoryy / А. Н. Hrebennykov, N. Y. Moskalenko, V. A. Urbanovych, А. М. Humennyi [y dr.] ; M-vo obrazovaniya y nauky Ukrayny, Nats. aэrokosm. un-t ym. N. E. Zhukovskoho "Khark. avyats. un-t" ; pod red. V. A. Bohuslaeva. - Kharkov. – Nats. aэrokosm. un-t ym. N. E. Zhukovskoho "Khark. avyats. un-t", 2016. - 411 s. – Rezhym dos-tupu: <http://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/> .
2. Aviatsijni pravyla. Chastyna 29 [Elektronnyj resurs]. - Rezhym dostupu: https://avia.gov.ua/wp-tsontent/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_29.pdf.
3. Obshchye vydy y kharakterystyky vertoletov [Tekst]: sprav. posobye/ А. Н. Hrebennykov, L. Y. Losev, V. A. Urbanovych, S. V. Trubaev y dr. – Kh.: Nats. aэро-kosm. un-t ym. N. E. Zhukovskoho "Khark. avyats. un-t", 2007. – 324 p.
4. Mi-17V-5 Modernizovanyj vertolit [Elektronnyj resurs]. – Rezhym dos-tupu:

https://www.redstar.gr/index.php?option=com_content&view=article&id=4150:mi-17v-5-modernizirovannyj-vertolet&catid=608&lang=ru&Itemid=558.

5. Mi-2, Mi-8, Mi-17, Mi-24: Osnovni bojovi vertol'oty ukrains'koi armii [Elektronnyj resurs]. - Rezhym dostupu: <https://www.slovoidilo.ua/2023/03/30/statija/bezpeka/mi-2-mi-8-mi-17-mi-24-osnovni-bojovi-vertoloty-ukrayinskoyi-armiyi>.

6. Razrabotka avanproekta vertoleta [Tekst]: ucheb. posobyе / L. Y. Losev, A. H. Hrebenykov, L. R. Dzhemylev y dr. – Kh.: Nats. aerokosm. un-t ym. N. E. Zhukovskoho "Khark avyats. yn-t", 2012. – 324 p.

7. Mi-26 Bohatotsil'ovyj transportnyj vertolit [Elektronnyj resurs]. - Rezhym dostupu: https://www.redstar.gr/index.php?option=com_content&view=article&id=4166:mi-26-mnogotselevoj-transportnyj-vertolet&catid=608&lang=ru&Itemid=558.

8. Konstruktyvno-tekhnologicheskiye osobennosti khvostovykh balok setchatogo tipa yz polymernykh kompozytsyonnykh materiyalov vertoletov transportnoj katehoryy / A. H. Hrebenykov, Y. V. Malkov, V. A. Urbanovych, N. Y. Moska-lenko, D. S. Kolodychuk // Otkrytie ynformatsyonnye y komp'iuternye yntehyro-vannye tekhnologyy : sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta ym. N. E. Zhukovskoho «Kharkov avyats. yn-t». Kharkov, 2020. – Vyp. 88. – P. 15 – 30.

Надійшла до редакції 20.12.2023, розглянута на редколегії 21.12.2023.

Analysis of Structural and Technological Features of Tail Boom Transport Category Helicopters

An analysis of the structural and technological features of the design of the tail beam of transport category helicopters was carried out. The main zones of probable fatigue failure of the tail girders were determined. Based on the analysis of the structural and technological features of the design of tail beams of transport category helicopters, the tail beam design of the physical model was developed. In the practice of world helicopter industry, single-screw helicopters, which are characterized by relative simplicity of design, control system and relatively low cost, have become the most widespread. The tail beam is the most complex part in the production of a helicopter. For a single-screw helicopter, the tail beam is a very critical part of the structure, the failure of which, in most cases, leads to an aviation incident. Ensuring strength requirements is an extremely important task; therefore it is regulated by mandatory airworthiness standards for designers, which are an integral part of the Aviation Rules. In these standards, the initial requirements for the calculation and experimental works to ensure strength are set, load conditions are established, and instructions are given for determining the magnitude of the loads. In the practice of helicopter construction, the experience accumulated in aircraft construction is used in the formation of structural and power schemes of frame units. The tail beam of helicopters is made according to beam, truss or mixed schemes. Optimization methods of compressed and stretched panels of frame units have a common criterion for aviation - the minimum weight of the structure while meeting the requirements of strength, rigidity, survivability, resource, manufacturability, operational efficiency, etc. The task of selecting a rational structural and force scheme of the tail beam is solved by indirect methods involving weight statistical data, parametric dependencies and information about the force schemes of previous structures. In most cases, the type of tail beam design is selected based on the requirements for the helicopter, operating conditions and production capabilities. The task is to find the best option within a given

structural type. The helicopter tail beam is part of the structure of the helicopter, has the shape of a truncated cone and consists of a set of frames, stringers and skin. For ease of manufacturing, the tail beam has a longitudinal technological connector, which allows separate assembly of each half of the tail beam. The tail beam is connected to the central part of the fuselage by bolts that fasten the end power frames with the help of fittings at the ends of the stringers. The end part of the tail beam is connected to the keel, similar to the connection of the tail beam to the central part of the fuselage. The following are installed on the tail beam: stabilizers, rudder control rods, rudder drive system, intermediate and tail gear, navigation lights, assemblies and components of hydraulics and tail shaft. Modern transport helicopters are designed and manufactured with a specified resource and service life in mind, which range from 15,000 to 30,000 hours with a service life of 25-30 years. Increasing the fatigue life of the zones of structural irregularities of the tail beams of transport category helicopters is an urgent task, which is of great practical importance for ensuring the safety of flights during the operation of helicopters during the established resource, which in turn is an important indicator of the competitiveness of helicopters.

Keywords: helicopter, tail beam, structural and technological features, integrated design method, stringer, skin, durability, irregular zones.

Відомості про авторів

Гребеніков Олександр Григорович – доктор техн. наук, професор каф. проект. літаків та вертольотів, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна. e-mail: agrebenikov@khai.edu. ORCID: 0000-0002-1509-0665.

Орловський Михайло Миколайович – канд. техн. наук, доцент каф. проект. літаків та вертольотів, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна. m.orlovskiy@khai.edu. ORCID 0000-0003-3529-1816.

Костанді Володимир Миколайович – магістрант каф. проект. літаків та вертольотів, Нац. аерокосм. університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна. kostandi.vlad@gmail.com. ORCID 0000-0002-6388-6334.

About the Authors

Grebenikov Oleksandr Hryhorovych – Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine, agrebenikov@ukr.net. ORCID: 0000-0002-1509-0665.

Mykhailo Orlovskiy – Ph.D, Associate Professor, Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University, Kharkiv, Ukraine, e-mail: m.orlovskiy@khai.edu. ORCID 0000-0003-3529-1816.

Volodymyr Kostandi – Master, Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University, Kharkiv, Ukraine, e-mail: kostandi.vlad@gmail.com. ORCID 0000-0002-6388-6334.