

Метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану хвостової балки вертольота транспортної категорії

Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут»

Розроблено метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану хвостової балки вертольота з урахуванням вирізів і підкріплювальних накладок, що містить створення тривимірної параметричної скінченноелементної моделі, подано конструкцію хвостової балки, розроблено розрахункову схему хвостової балки вертольота транспортної категорії, створено скінченноелементну модель.

У практиці світового вертольотобудування найбільшого поширення набули вертольоти одногвинтової схеми, які характеризуються відносною простотою конструкції, зручним керуванням і відносно низькою вартістю. Хвостова балка – найбільш складна частина у виробництві вертольота. Для одногвинтового вертольота хвостова балка є дуже відповідальною частиною конструкції, руйнування якої здебільшого 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 експериментальних робіт із забезпечення міцності, визначено умови навантаження, наведено вказівки щодо визначення величин навантажень. У практиці вертольотобудування використовується накопичений у літакобудуванні досвід формування конструктивно-силових схем каркасних агрегатів.

Одне з основних завдань сучасної авіаційної науки – створення раціональної конструктивно-силової схеми агрегатів вертольотів, що дає можливість досягти високих показників вагової ефективності й ресурсу конструкції. Ця наукова проблема розв'язується шляхом дослідження напружено-деформованого стану конструкції аналітичним, числовим або експериментальним методом. Числове моделювання все частіше і ширше застосовується під час проєктування авіаційних конструкцій для визначення оптимальних параметрів на заданих експлуатаційних режимах. Основним чисельним методом, що набув широкого застосування в інженерних розрахунках, є метод скінченних елементів.

Основним числовим випадком для хвостової балки є вихід з пікірування. Відповідні розрахункові випадки навантаження, що діють на хвостову балку вертольота, визначають шляхом розрахунків, що виконують відповідно до вимог авіаційних правил та інших нормативних документів створення гвинтокрилого апарата транспортної категорії, а також аналізу результатів випробувань.

Ключові слова: вертоліт, хвостова балка, шпангоут, стрингер, обшивка, вирізи, скінченні елементи, навантаження, напруження, деформація.

Вступ

Для створення нових конкурентоспроможних вертольотів транспортної категорії згідно з Нормами льотної придатності, а також з урахуванням сучасних і перспективних вимог авіаційного ринку необхідно вирішити одне із першочергових завдань з розроблення науково обґрунтованого методу інтегрованого проєктування хвостової балки (ХБ) вертольотів транспортної категорії. При цьому забезпечення основних заданих тактико-технічних вимог, аеродинамічних показників, ресурсу вертольота при мінімальних значеннях його маси мають відповідати світовим стандартам. Під час створення вертольотів фахівці авіаіндустрії світу використовують методи автоматизованого й системного проєктування.

Як об'єкт проєктування й виробництва сучасний вертоліт є складною

технічною системою з великою кількістю елементів і внутрішніх зв'язків. Системи вертольота взаємозв'язані та взаємообумовлені.

Хвостова балка – найбільш складна частина у виробництві вертольота, а для одногвинтового вертольота ХБ є дуже відповідальною частиною конструкції, руйнування якої здебільшого призводить до авіаційної події.

Одне з основних завдань сучасної авіаційної науки – створення раціональної конструктивно-силової схеми агрегатів вертольотів, що дає можливість досягти високих показників вагової ефективності та ресурсу конструкції. Ця наукова проблема розв'язується шляхом дослідження напружено-деформованого стану (НДС) конструкції аналітичним, числовим або експериментальним методом.

Числове моделювання все частіше і ширше застосовується під час проєктування авіаційних конструкцій для визначення оптимальних параметрів на заданих експлуатаційних режимах. Основним числовим методом, що набув широкого застосування в інженерних розрахунках, є метод скінченних елементів (МСЕ).

Метою поданої роботи є розроблення методу визначення характеристик загального НДС ХБ вертольотів транспортної категорії за допомогою сучасних комп'ютерних систем з урахуванням конструктивних нерегулярностей у вигляді вирізів й підкріплювальних накладок.

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 становлять умови експлуатації та 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, які викладені в авіаційних правилах [2];
- умовами експлуатації та особливостями застосування;
- можливістю використання сучасних конструкційних матеріалів, прогресивних технологічних процесів, нових конструктивних рішень, наявністю та технічним рівнем обладнання тощо.

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

При цьому льотно-технічні дані вертольотів зазвичай взаємозв'язані й залежать в основному від їх злітної маси та енергооснащеності.

За результатами аналізу конструктивних особливостей хвостових балок вертольотів транспортної категорії [3] вибираємо в першому наближенні параметри хвостової балки фізичної моделі вертольота транспортної категорії (рис. 1).

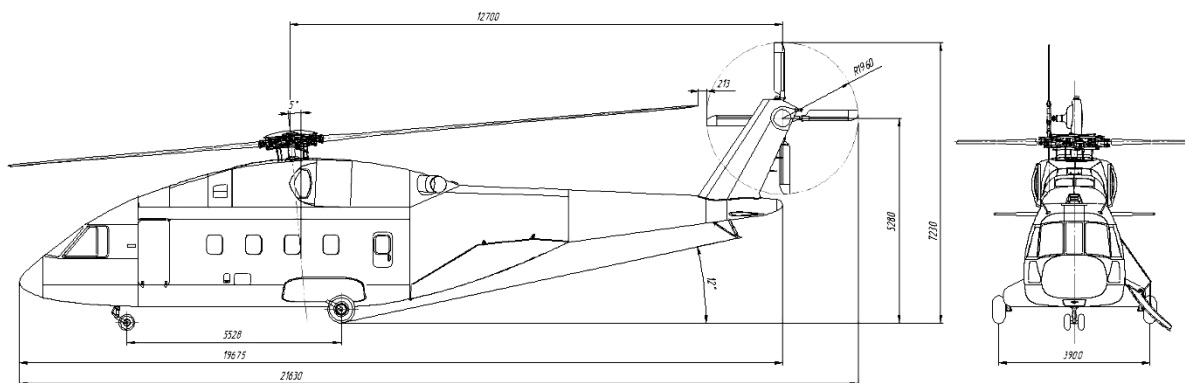


Рис. 1. Фізична модель вертольота транспортної категорії [3]

Конструкція хвостової балки фізичної моделі вертольота транспортної категорії має форму усіченого конуса і являє собою клеєнно-зварну тонкостінну конструкцію, що складається з обшивки, 19 стрингерів і 14 шпангоутів (шп. № 1, шп. № 13, шп. № 14 – силові). Хвостову балку з усіма конструктивними нерегулярностями показано на рис. 2. Конструктивно-силову схему балки – напівмонококову конструкцію – зображено на рис. 3.

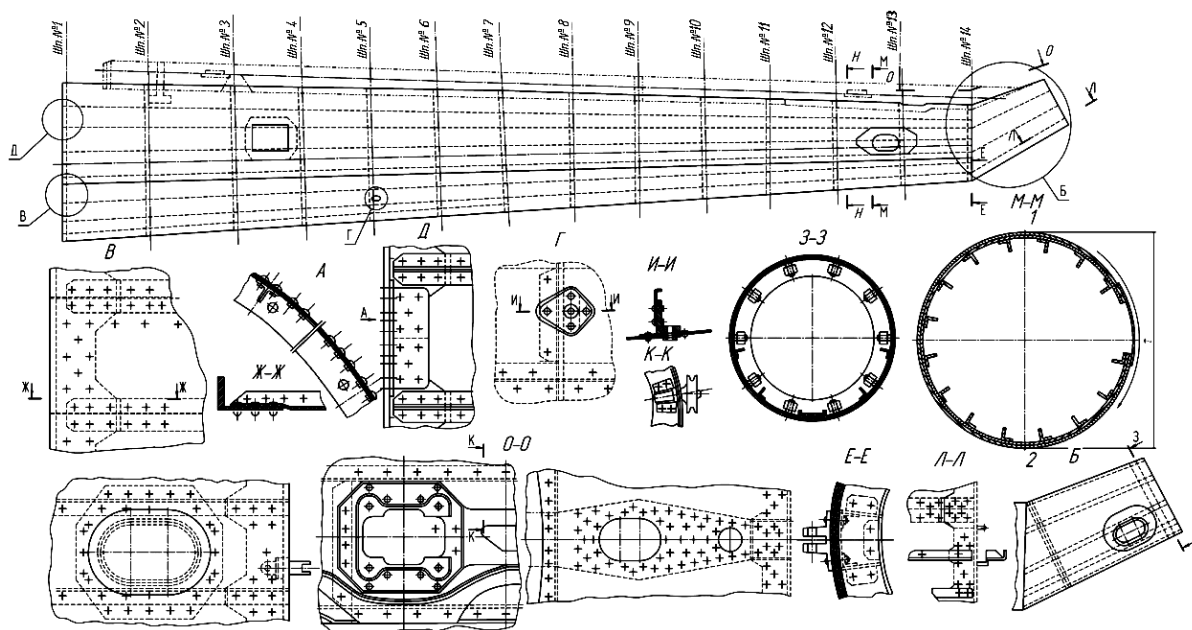


Рис. 2. Особливості конструкції ХБ вертольота транспортної категорії

Обшивка, виконана з алюмінієвого сплаву Д16АМ-л, має номінальну товщину 1,0 мм. По стрингерах № 5П і 5Л проходить поздовжній стик нахльстом листів обшивки з шириною перекриття 16 мм. Стрингери виготовлені із кутового профілю Пр-102-55. Силивий шпангоут № 1 виконаний з пресованого профілю ПК-4, полиця якого утворює кільцевий фланець, механічно оброблений і малкований для стикування з центральною частиною фюзеляжу.

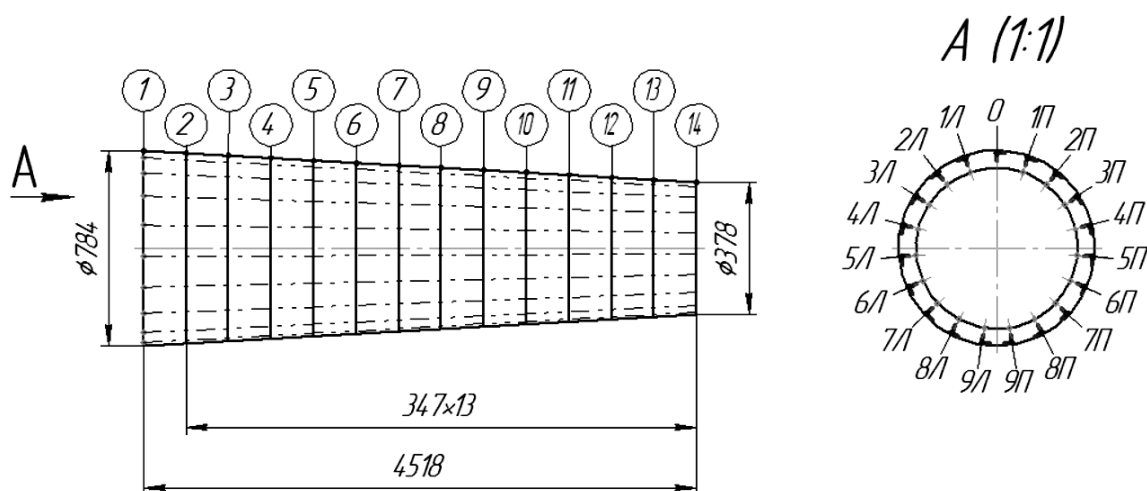


Рис. 3. Нумерація основних силових елементів конструкції ХБ вертольота

Кругові нормальні шпангоути (шп. № 2–12) мають Z-подібний поперечний переріз і складаються із двох половин. Півкільця шпангоутів між собою з'єднані внахльост при загальному складанні панелей ХБ у стапелі. За контуром нормальних шпангоутів зроблено просічки під стрингери ХБ.

Стрингери приєднані до полиці силового шпангоуту № 1 заклепками з допомогою додаткових косинців, а до полиці шпангоуту №14 – за допомогою зубчастої стрічки.

Кріплення стрингерів до проміжних шпангоутів виконано кницями, виштампованими зі сплаву Д16АМ-л 1,2. При цьому на стрингери правого борту верхньої панелі, розташовані в розтягнутій зоні (від дії сили тяги рульового гвинта), книці не встановлюють. Стикування ХБ з центральною частиною фюзеляжу проводиться по фланцам силового шпангоуту № 1 хромансильовими болтами.

По обох бортах ХБ між шпангоутами № 12 і 13 приклепані підсилювальні накладки зі сплаву 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. Він закриває хвостовий вал трансмісії та троси керування стабілізатором і рульовим (хвостовим) гвинтом. Кожух, виготовлений зі сплаву Д16АТ-л 0,8, складається з окремих секцій, які кріплять гвинтами до спеціальних профілів, приклепаних до обшивки ХБ. На кожусі встановлені кришки люків для огляду та змащення карданів хвостового вала трансмісії.

По обох бортах ХБ між шпангоутами № 12 і 13 встановлено фітинги кріплення опор стабілізатора. Фітинги виготовляють штампуванням з алюмінієвого сплаву АК-6 і кріпляться до стінки шпангоута № 13.

На шпангоутах № 13 і 14 встановлено кронштейни кріплення хвостової опори вертольота, які виконано штампуванням зі сплаву АК-6. При цьому амортизатор опори кріплять до кронштейна, встановленого знизу на шпангоуті № 14, а підкоси опори – до кронштейнів на шпангоуті № 13.

Зверху на хвостовій балці біля шпангоута № 2 встановлено кронштейн кріплення антени радіостанції, а знизу на шпангоутах № 4 і 11 – кронштейни кріплення передавальної та приймальної антен радіовисотоміра.

На шпангоутах № 3, 6, 9 і 12 встановлено опори хвостового вала трансмісії,

що являють собою штамповані зі сплаву АК-6 обойми, скріплені з каркасом хвостової балки штампованими кницями зі сплаву Д16АМ-л 1,0. У кницях праворуч і ліворуч зроблено отвори для проходження тросів керування хвостовим гвинтом і стабілізатором.

2. Визначення характеристик загального напружено-деформованого стану хвостової балки вертольота

Визначення характеристик загального напружено-деформованого стану ХБ є проміжним етапом, необхідним для розрахунку статичної міцності, а також для прогнозування втомної довговічності ХБ і ресурсу її конструкції. Характеристики загального НДС дають змогу виявити критичні (перевантажені) зони конструкції. Для визначення характеристик загального НДС розроблено алгоритм проведення розрахунку (рис. 4), що складається з таких кроків: розроблення розрахункової схеми; створення моделі розподілу простору ХБ; визначення навантажень, що діють на хвостову балку; задавання характеристик деформування матеріалів; розроблення адекватної скінченноелементної моделі, процесування та постпроцесування й аналіз отриманих результатів. Цей алгоритм є частиною інтегрованого проектування й тривимірного моделювання [1].

Розрахункова схема ХБ (рис. 5) уявляє собою консольно защемлену конусну балку, до якої прикладені зосереджені й розподілені зовнішні навантаження.

Для переходу від реальної конструкції до розрахункової схеми зроблено припущення: кожух і перехідник виключають із розрахунку, проміжний і хвостовий редуктори замінюються зосередженими масами; обшивку розглядають як монолітну поверхню; перехідник і кильову балку моделюють абсолютно твердими стрижнями.

Основним розрахунковим випадком для хвостової балки є вихід з пікірування. Відповідні розрахункові випадки навантаження, що діють на ХБ вертольота, визначають шляхом розрахунків, що виконуються відповідно до вимог авіаційних правил [2] та інших нормативних документів створення гвинтокрилих апаратів транспортної категорії, а також аналізу результатів випробувань.

Максимальне навантаження від рульового гвинта (РГ) виникає тоді, коли до несучого гвинта (НГ) підводиться максимальна потужність $N_{НГ\max}$, а отже, і реактивний момент гвинта буде максимальним:

$$- M_{T\max} = M_{k\max} = N_{НГ\max} / 1,25 \omega_{НГ} . \quad (1)$$

Сила тяги РГ $T_{РГ\max}$, що є необхідною для колійного балансування вертольота, при дії на НГ максимального крутного моменту $M_{k\max}$ від трансмісії силової установки вертольота визначається як

$$T_{РГ\max} = \frac{M_{r\max}}{L} \quad (2)$$

де L – плече винесення рульового гвинта.

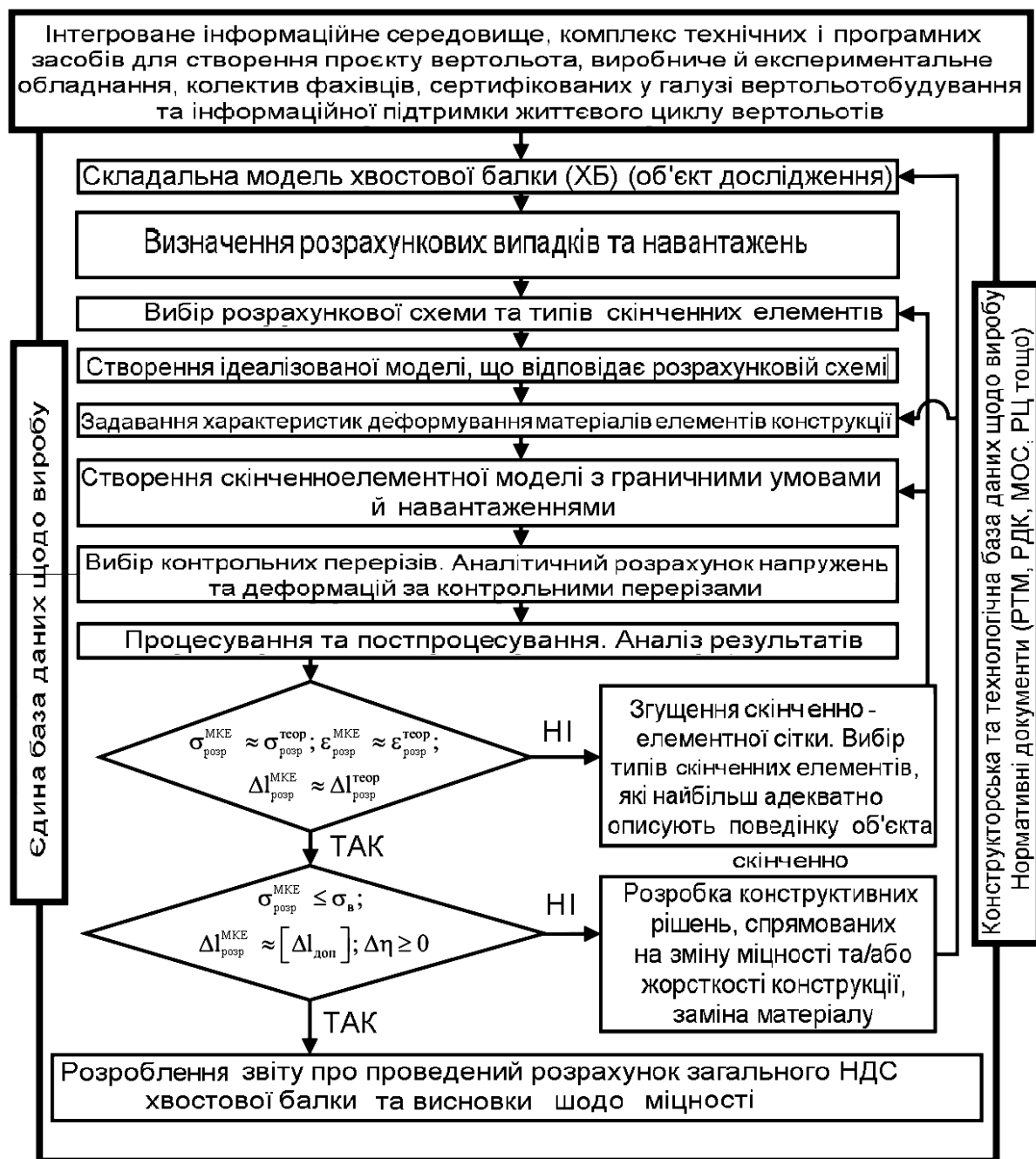


Рис. 4. Блок-схема розрахунку на міцність хвостової балки вертольота на основі визначення й аналізу характеристик загального НДС

Розподілене навантаження, що діє на стабілізатор, визначається формулою

$$q_{cm} = \frac{C_y S \rho V_{\max}^2 n^E f}{2L_{cm}} \quad (3)$$

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

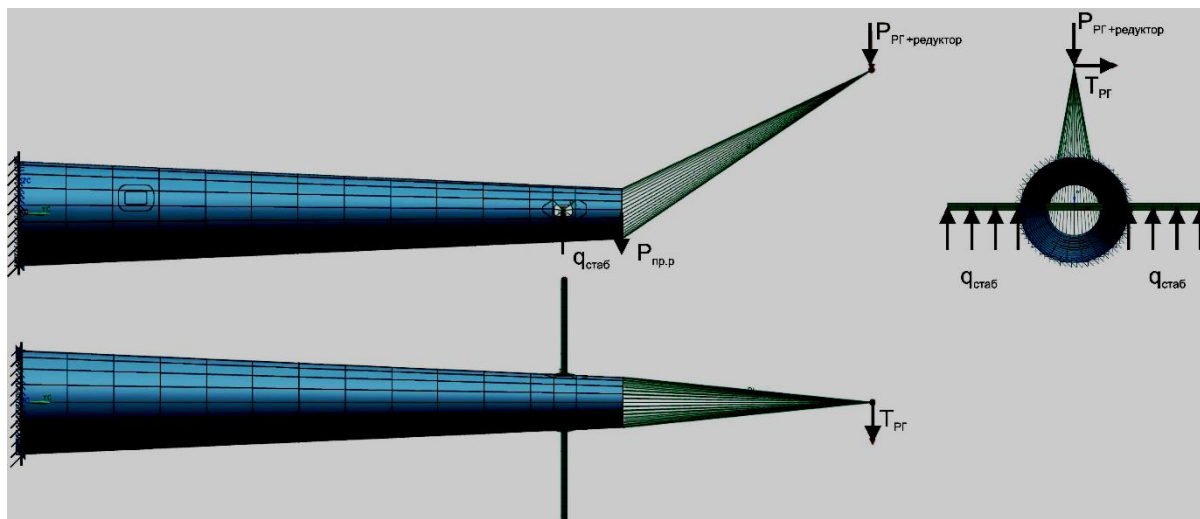


Рис. 5. Розрахункова схема ХБ вертольота:

$P_{PG+редуктор}$ – маса хвостового редуктора з рульовим гвинтом;

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

T_{PG} – сила тяги, що створюється рульовим гвинтом вертольота;

$q_{стаб}$ – розподілене повітряне навантаження, що діє на стабілізатор

Розрахунок НДС ХБ вертольота проведено за допомогою модуля Advanced Simulation системи Siemens NX 7.5 [4–8]. Скінчеоноелементні моделі обшивки і силового набору ХБ показано на рис. 6 і 7. Обшивка моделюється оболонковими елементами сімей Quad4 Thin Shell та Tri3 Thin Shell; стрингери, шпангоути та лонжерони стабілізатора – елементами сімей Beam; перехідник і кільова балка – елементами сімей Rigid Link. На рис. 8 показано скінченноелементну модель з прикладеними навантаженнями й обмеженнями.

Унаслідок проведених розрахунків визначено характеристики НДС ХБ гвинтокрилого апарата транспортної категорії для вибраного випадку навантаження. Розподіли напружень і деформацій у конструкції ХБ вертольота зображено на рис. 9–14.

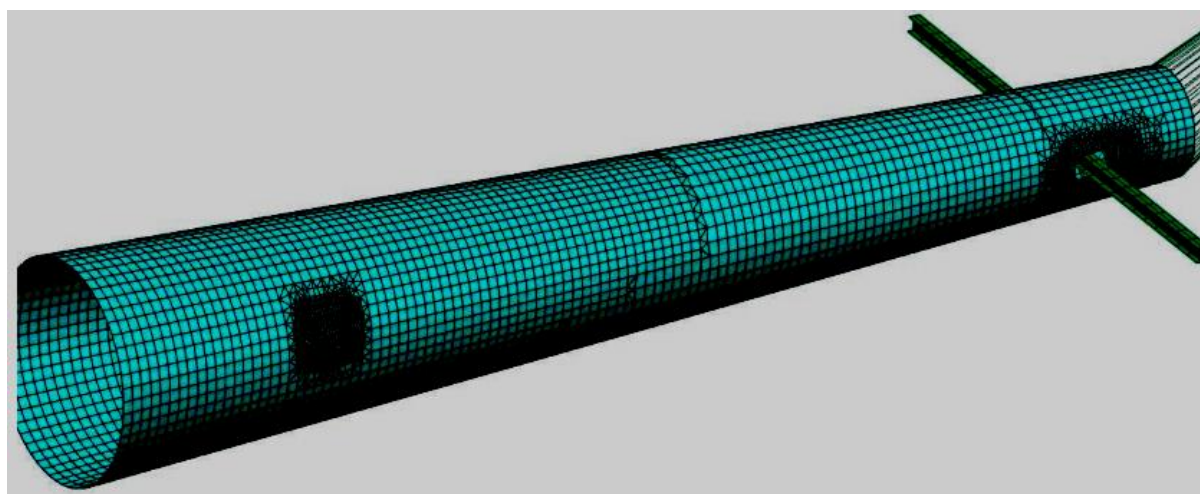


Рис. 6. Скінченноелементна модель обшивки ХБ гвинтокрилого апарата

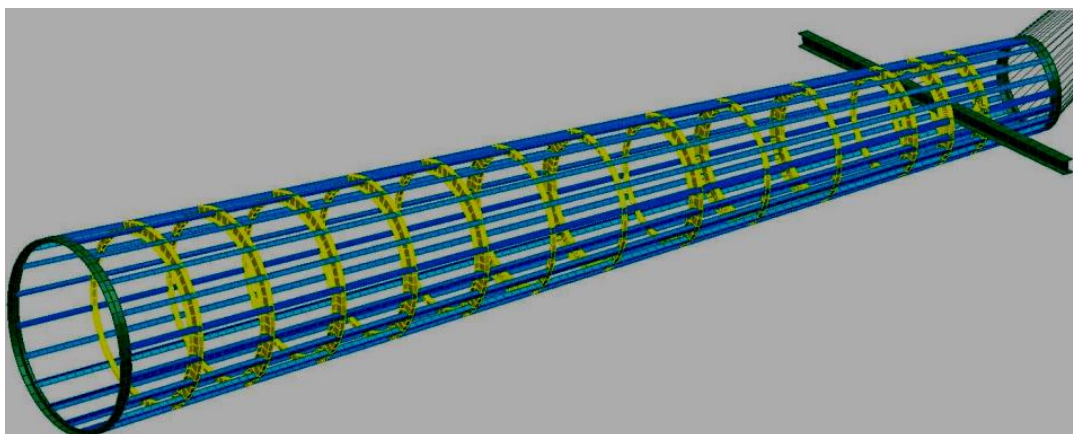


Рис. 7. Скінченноелементна модель силового набору ХБ гвинтокрилого апарата

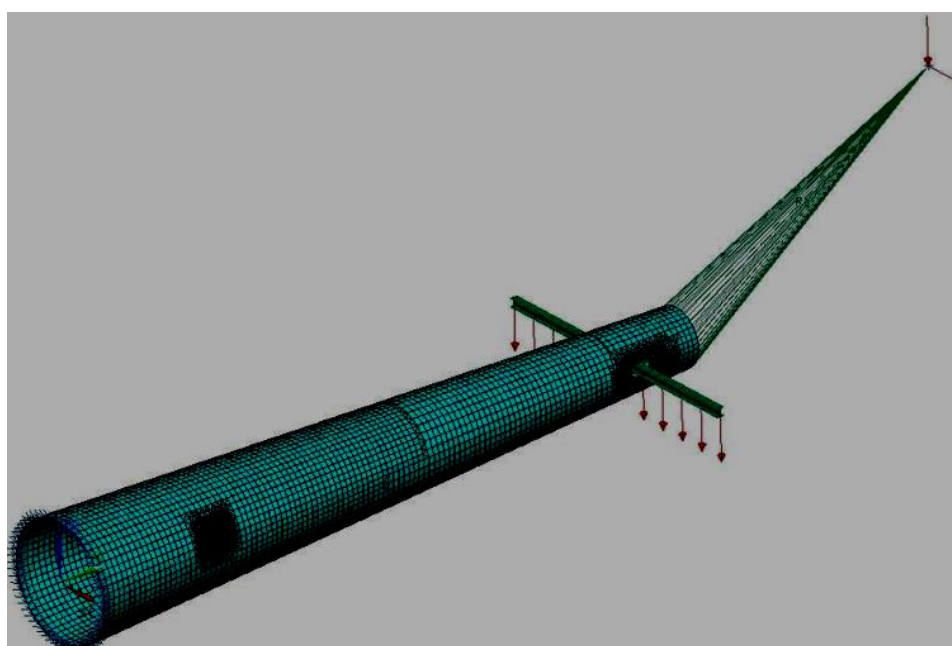


Рис. 8. Навантаження та граничні умови, прикладені до скінченноелементної моделі ХБ гвинтокрилого апарата

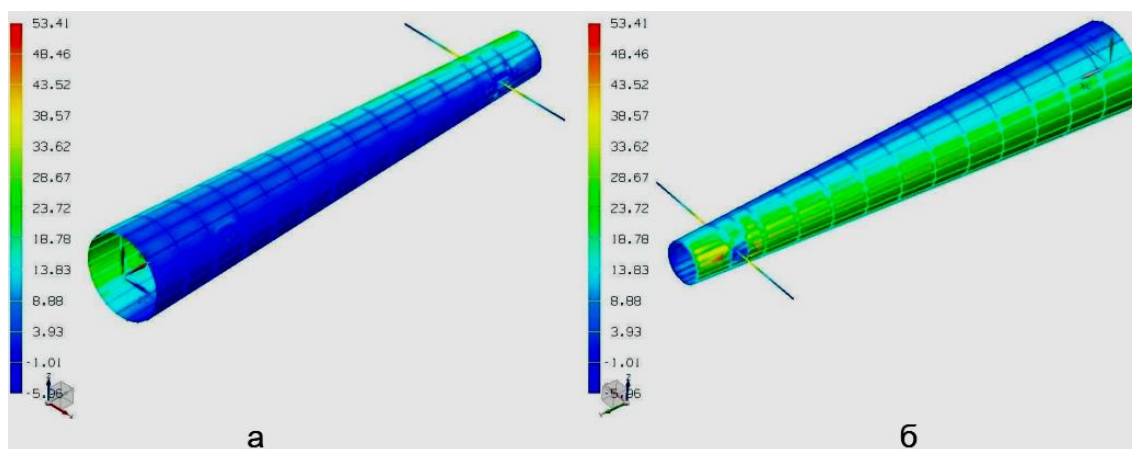


Рис. 9. Характер розподілу основних напружень σ_1 :
а – вигляд на лівий борт; б – вигляд на правий борт

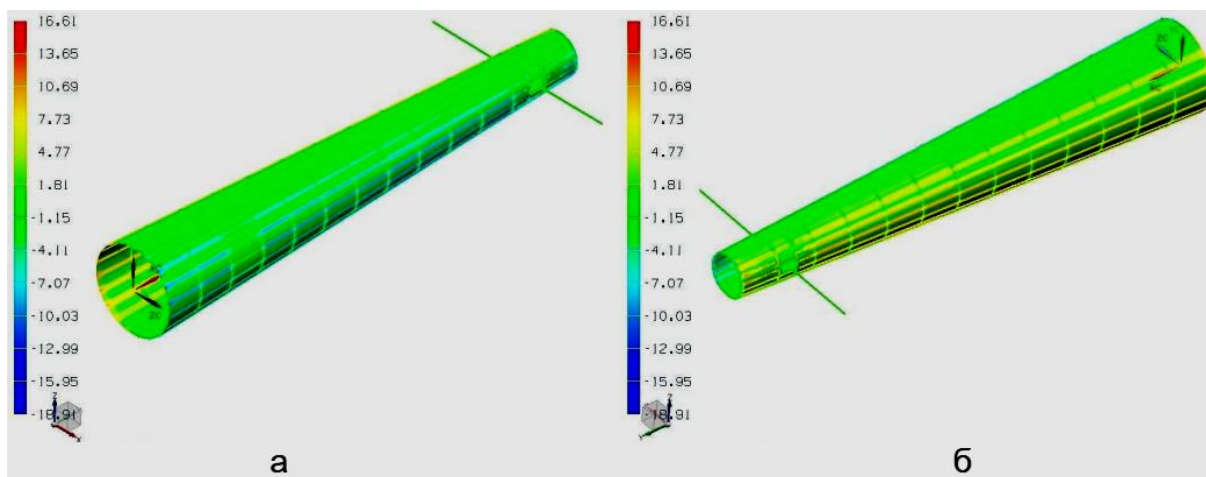


Рис. 10. Характер розподілу основних напружень σ_2 :
а – вигляд на лівий борт; б – вигляд на правий борт

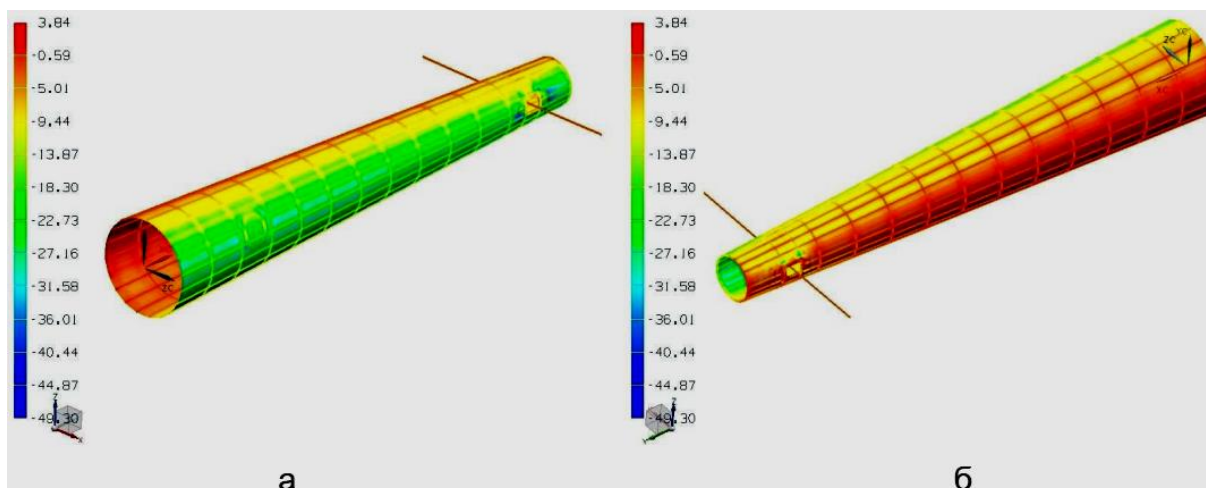


Рис. 11. Характер розподілу основних напружень σ_3 :
а – вигляд на лівий борт; б – вигляд на правий борт

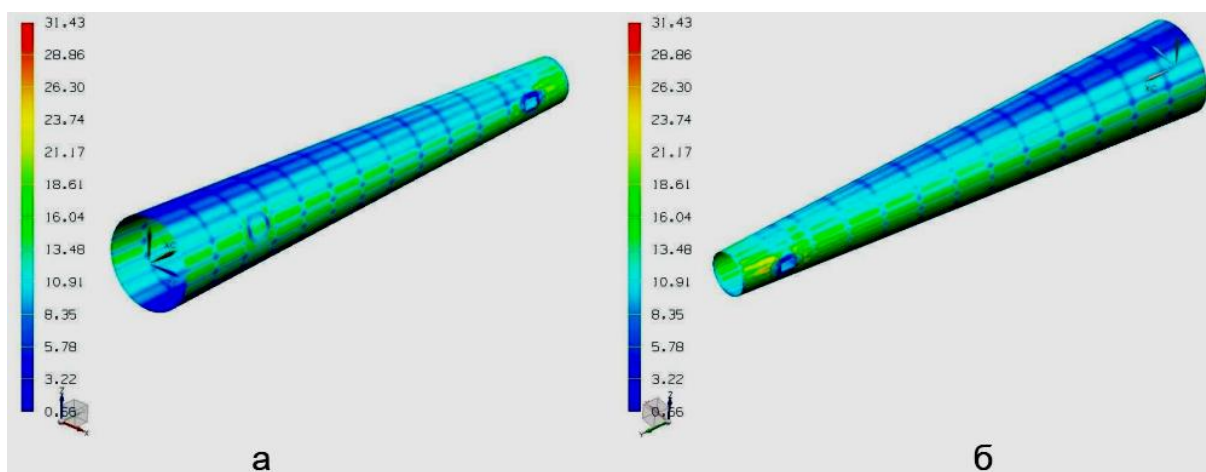


Рис. 12. Характер розподілу максимального зсувного напруження τ_{max} :
а – вигляд на лівий борт; б – вигляд на правий борт

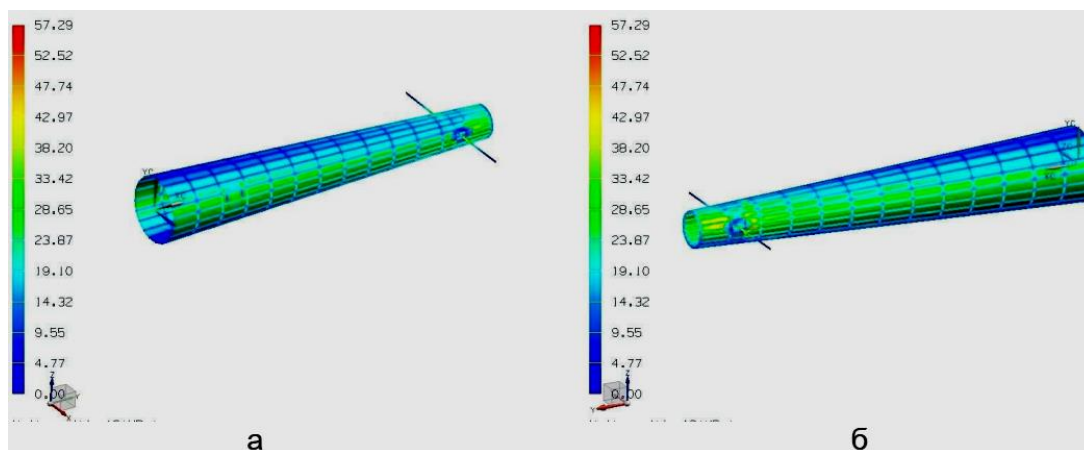


Рис. 13. Характер розподілу еквівалентних (за Мізесом) напружень $\sigma_{екв}$:
а – вигляд на лівий борт; б – вигляд на правий борт

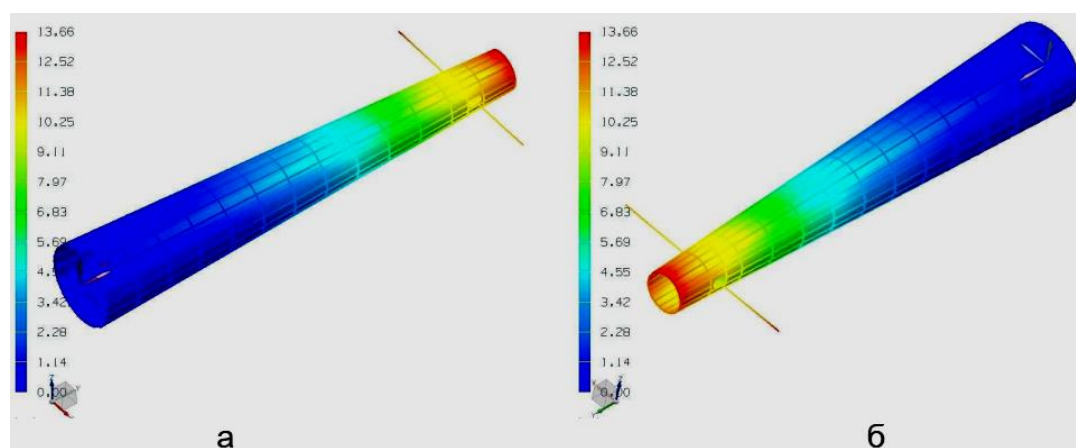


Рис. 14. Характер розподілу відносних переміщень ділянок конструкції гвинтокрилого апарата: а – вигляд на лівий борт; б – вигляд на правий борт

Було проведено аналіз характеристик загального НДС ХБ для балки з вирізами, посиленими накладками, а також балки без вирізів (рис. 15 – 17).

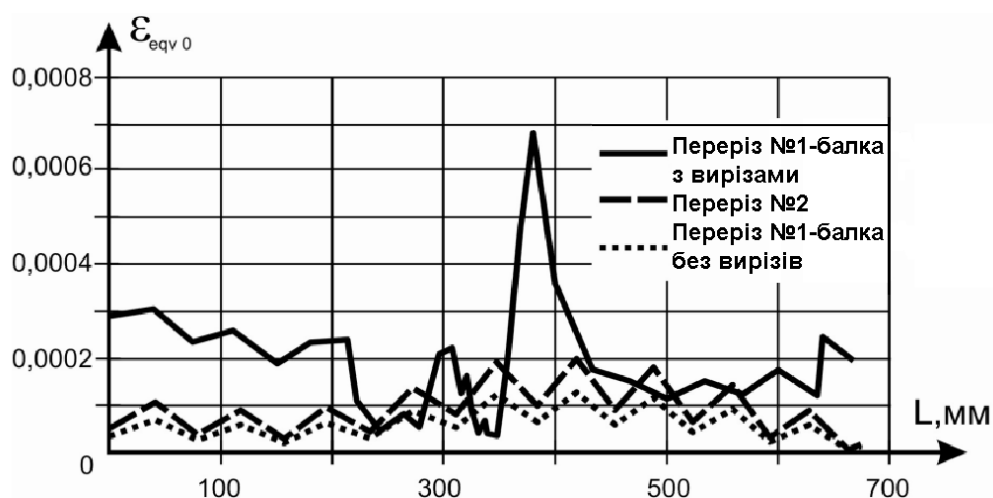


Рис. 15. Характер розподілу еквівалентних деформацій у регулярній та нерегулярній зонах конструкції ХБ

Характеристики загального НДС визначали в перерізах:

а) переріз № 1, що знаходиться на відстані 3950 мм від площини шпангоута № 1 (зона вирізу, переріз М–М (див. рис. 2));

б) переріз № 2, що знаходиться на відстані 3850 мм від площини шпангоута № 1 (регулярна зона, переріз Н–Н (див. рис. 2)).

Було встановлено, що товщина підсилювальної накладки відповідає оптимальній з огляду на рівномірний розподіл напружень і деформацій.

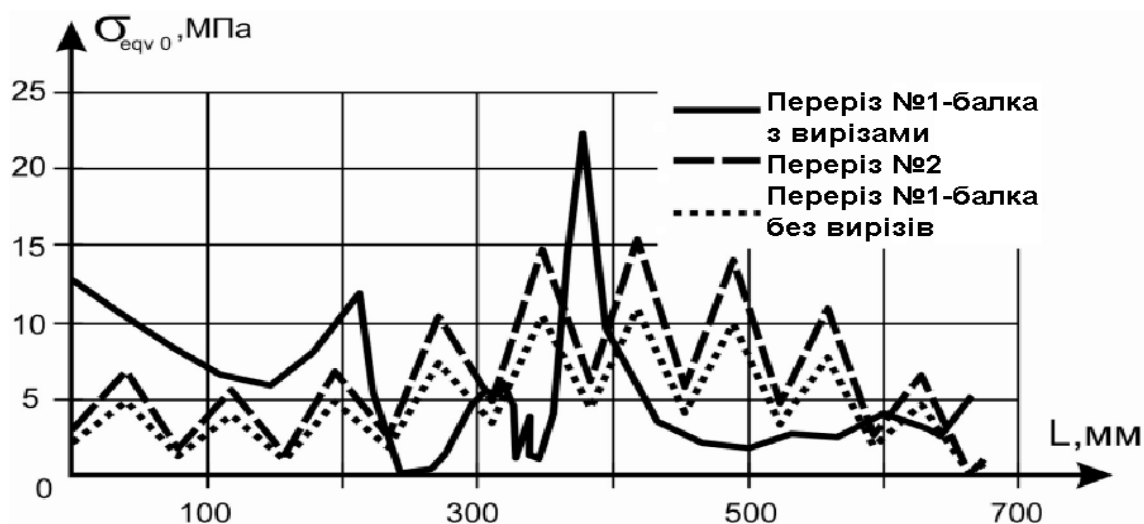


Рис. 16. Характер розподілу еквівалентних напружень у регулярній та нерегулярній зонах конструкції ХБ

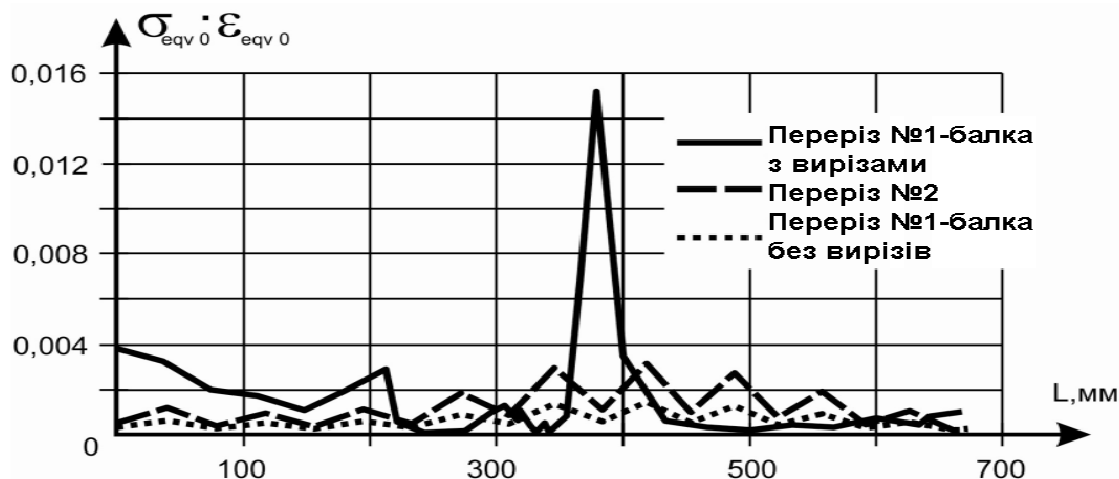


Рис. 17. Характер розподілу питомої енергії деформації у регулярній та нерегулярній зонах конструкції ХБ

Висновки

Розроблено метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану хвостової балки гвинтокрилого апарату транспортної категорії. Цей метод дає змогу отримувати характеристики загального напружено-деформованого стану хвостової балки з урахуванням конструктивних нерегулярностей у вигляді вирізів і підкріплювальних накладок. Розроблений метод апробовано на прикладі хвостової балки гвинтокрилого апарата

транспортної категорії. За допомогою цього методу створено тривимірну параметричну скінченноелементну модель, яка буде застосовуватися для дослідження впливу різних конструктивних параметрів на характеристики загального напружено-деформованого стану хвостової балки вертольота.

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 установленого ресурсу, який своєю чергою, є важливим показником конкурентоспроможності вертольотів.

Під час автоматизованого проектування й конструювання, визначення переміщень і напружено-деформованого стану конструктивно-силових елементів при статичному навантаженні, розрахунку сталості конструкцій, аналізу руйнування від втоми та інших інженерних задач використано сучасні інтегровані системи проектування й інженерного аналізу, такі як Siemens NX, Solidworks, Ansys тощо.

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.
2. Авіаційні правила. Ч. 29 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_29.pdf
3. Гребеніков, О. Г. Аналіз конструктивно-технологічних особливостей хвостових балок вертольотів транспортної категорії / О. Г. Гребеніков, М. М. Орловський, В. М. Костанді // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: зб. наук. пр. Нац. аерокосм. ун-та ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». – Вип. 99. – Харків, 2023. – С. 4 – 23. <https://doi.org/10.32620/oikit.2023.99>.
4. Siemens, NX 7.5.0.32, Computer Modeling Software, 2009.
5. Jaecheol K. Siemens NX 10 Surface Design: A Step by Step Guide. North Charleston: Createspace Independent Publishing Platform, 2016. – 458 p.
6. Басов К. А. ANSYS: Справочник пользователя. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.
7. Моделирование элементов авиационной техники с помощью компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX [Текст]: уч. пособ. по лаб. практикуму / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, Р. В. Гостудым, А. В. Каламбет. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – 104 с.
8. Хамидулин, И. О. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В с помощью системы Siemens NX / 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.

References

1. Yntehryrovanoe proektyrovanye vyntokrylikh letatelnykh apparatov transportnoi katehoryy: [uchebnyk: v 3 ch.], Ch. 1: Proektyrovanye y konstruyrovanye vyntokrylykh letatelnykh apparatov transportnoi katehoryy / A. H. Grebenykov, N. Y. Moskalenko, V. A. Urbanovych, A. M. Humennyi [y dr.]; M-vo obrazovaniya y nauky Ukrainy, Nats. aërokosm. un-t ym. N. E. Zhukovskoho "Khark. avyats. yn-t"; pod red. V. A. Bohuslaeva. - Kharkov. – Nats. aërokosm. un-t ym. N. E. Zhukovskoho "Khark. avyats. yn-t", 2016. - 411 s.
2. Aviatsijni pravyla. Chastyna 29 [Elektronnyj resurs]. - Rezhym dostupu: https://avia.gov.ua/vp-tsontent/uploads/2017/02/Aviatsijni-pravila_29.pdf
3. Grebenikov, O. H. Analiz konstruktivno-tekhnolohichnykh osoblyvostei khvostovykh balok vertolotiv transportnoi katehorii / O. H. Grebenikov, M. M. Orlovskiy, V. M. Kostandi // Vidkryti informatsiini ta kompiuterni intehrovani tekhnolohii: zb. nauk. pr. Nats. aerokosm. un-ta im. M.Ye. Zhukovskoho «KhAI». – Vyp. 99. – Kh., 2023. – S. 4 – 23. <https://doi.org/10.32620/oikit.2023.99>.
4. Siemens, NX 7.5.0.32, Computer Modeling Software, 2009
5. Jaecheol K. Siemens NX 10 Surface Design: A Step by Step Guide. North Charleston: Createspace Independent Publishing Platform, 2016. – 458 p.
6. Basov K. A. ANSYS: Spravochnyk polzovatelya. – M.: DMK Press, 2005. – 640 s.
7. Modelirovanie jelementov aviacionnoj tehniki s pomoshju kompjuvernoj integrirovannoj sistemy CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX: ucheb. posobie po lab. praktikumu / A. G. Grebenikov, A. M. Gumennyj, R. V. Gostudym, A. V. Kalambet. – Har'kov : HAI, 2014. – 104 s.
8. Hamydulyn, Y. O. Metod opredeleniya xarakterystyk obshhego napryazhennodeformirovannogo sostoyaniya xvostovoj balky vyntokrilogo apparata transportnoj katehoryy V s pomoshyu systemi Siemens NX / Y. O. Hamydulyn, R. V. Gostudym Otkritie ynformacionie i kompyuternie yntegryrovannye tekhnolohii: sb. nauch. tr. Nacz. aerokosm. un-ta ym. N. E. Zhukovskoho «KhAI». – Vip. 57. – Harkov, 2012. – S. 35 – 45.

Надійшла до редакції 4.11.2025, розглянута на редколегії 18.11.2025.

The method of determining the characteristics of the general stress-strain state of the tail boom Transport Category Helicopters

A method for determining the characteristics of the general stress-strain state of a helicopter tail boom, taking into account cutouts and reinforcing plates, has been developed, which includes the creation of a three-dimensional parametric finite element model, the design of the tail boom is presented, a calculation scheme for the tail boom of a transport category helicopter has been developed, and a finite element model.

In the practice of world helicopter construction, single-rotor helicopters are most widely used, which are characterized by relative simplicity of design, convenient control and relatively low cost. The tail beam is the most complex part in the production of a helicopter. For a single-rotor helicopter, the tail beam is a very critical part of the structure, the destruction of which in most cases leads to an aviation accident.

Ensuring the requirements for strength is an extremely responsible task, therefore it is regulated by the airworthiness standards mandatory for designers, which are an integral part of the Aviation Rules. These standards set the initial requirements for the calculation and experimental work to ensure strength, determine the loading conditions, and give instructions for determining the magnitude of the loads. In the practice of helicopter construction, the experience accumulated in aircraft construction in forming structural and power schemes of frame units is used.

One of the main tasks of modern aviation science is the creation of a rational structural and power scheme of helicopter units, which makes it possible to achieve high indicators of weight efficiency and structural resource. This scientific problem is solved by studying the stress-strain state of the structure analytically, numerically or experimentally. Numerical modeling is increasingly and widely used in the design of aircraft structures to determine the optimal parameters at given operating modes. The main numerical method that has become widespread in engineering calculations is the finite element method.

The main design case for the tail boom is the exit from a dive. The corresponding design load cases acting on the helicopter's tail boom are determined as a result of calculations performed in accordance with the requirements of the aviation rules and other regulatory documents for the creation of a transport category helicopter, as well as the results of tests.

Keywords: helicopter, tail boom, frame, stringer, skin, cutouts, end elements, load, stress, deformation.

Відомості про авторів

Гребеніков Олександр Григорович – д-р техн. наук, професор, кафедра проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна. e-mail: agrebenikov@khai.edu. ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1509-0665>.

Орловський Михайло Миколайович – канд. техн. наук, доцент, кафедра проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна. e-mail: m.orlovskiy@khai.edu. ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-3529-1816>.

Костанді Володимир Миколайович – магістрант, кафедра проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна. e-mail: kostandi.vlad@gmail.com. ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-6388-6334>.

About the Authors

Oleksandr Grebenikov – Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine, e-mail: agrebenikov@khai.edu. ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1509-0665>.

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

Volodymyr Kostandi – master, Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine. e-mail: kostandi.vlad@gmail.com. ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-6388-6334>.