

УДК 629.7.013

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771392020229109>

Я. Ю. Хребтієвський<sup>1</sup>, бакалавр, В. В. Сухов<sup>2</sup>, д.т.н., професор,  
Я. С. Козей<sup>3</sup>, к.т.н., асистент

## ДОСВІД ФОРМУВАННЯ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА ЛІТАКА ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ПІДХОДІВ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ

**En**

The process of designing aircraft structures, in most cases, involves finding solutions that will minimize weight, while maintaining the characteristics of strength and rigidity. To increase the mass efficiency of the aircraft glider, it is proposed to carry out topological optimization of structural and power elements at the initial stages of design with the help of modern software packages.

Modern wings of traditional forms are close to exhausting their aerodynamic and weight characteristics, so all over the world there is an intensive search for new technical solutions. This indicates the relevance of developing new methods that use high-precision mathematical modeling in the early stages of design.

Despite the significant number of publications on the topic of mass optimization, including aircraft structures, there are no quantitative indicators of the magnitude of the possible minimization of mass by topological optimization methods for the main structural and power elements of the aircraft wing.

The article describes the results of the analysis of the effectiveness of the use of topological optimization methods to minimize the mass of the main structural and power elements of the aircraft wing. For a typical, typesetting structural and power scheme of a light aircraft wing, the values of possible minimization of the glider mass were determined.

The use of topological optimization at the design stage of the power elements of the aircraft glider makes it possible to significantly reduce the mass of the main structural and power elements and allows to significantly reduce the takeoff mass of the aircraft. This approach using the results of optimization can be used to determine rational power schemes and predict the mass of the wings, taking into account the peculiarities of their geometric shapes and boundary conditions.

**Ru**

В работе проведено исследование эффективности использования методов топологической оптимизации для минимизации массы основных конструктивно-силовых элементов крыла самолета. На примере типичной, наборной конструктивно-силовой схемы крыла легкого самолета проведено определение величин возможной минимизации массы планера.

Установлено, что использование топологической оптимизации на этапе проектирования силовых элементов планера самолета позволяет существенно уменьшить массу основных конструктивно-силовых элементов и позволяет существенно снизить взлетную массу самолета. Рассмотренный подход с использованием результатов оптимизации может быть применен для определения рациональных силовых схем, прогнозирования массы крыла с учетом

<sup>1</sup> КПП ім. Ігоря Сікорського

<sup>2</sup> КПП ім. Ігоря Сікорського

<sup>3</sup> КПП ім. Ігоря Сікорського

## Вступ

Процес проектування авіаційних конструкцій, у більшості випадків, пов'язаний із пошуком рішень, які дозволять мінімізувати масу, за умови збереження характеристик міцності та жорсткості. Зазвичай, на ранніх стадіях проектування визначаються конструктивно-силові схеми агрегатів та прогнозується маса конструкції. При цьому, геометрія силових елементів залишається невідомою, а їх маса та положення визначається за допомогою статистичних методів, або спрощених математичних моделей. Використання програмних пакетів, які ґрунтуються на методі кінцевих елементів, відбувається на етапі перевірки спроектованої конструкції на міцність. Виникає ситуація за якої розподіл матеріалу по силовим елементам може бути нераціональним, а конструкція масово неефективною.

Для підвищення масової ефективності планера літака пропонується на початкових етапах проектування проводити за допомогою сучасних програмних комплексів топологічну оптимізацію (ТО) конструктивно-силових елементів.

Питання пов'язані із особливостями проектування авіаційних конструкцій широко висвітлені у фаховій літературі [1 – 3]. За останні десятиліття дістав подальшого розвитку напрямок масової, топологічної оптимізації конструкції літака [4 – 7]. Розвиток сучасних програмних засобів дозволив проводити аналіз існуючої конструкції на предмет масової досконалості.

Сучасні крила традиційних форм близькі до вичерпання своїх аеродинамічних і масових характеристик, тому у всьому світі ведеться інтенсивний пошук нових технічних рішень. Це свідчить про актуальність розробки нових методів, які використовують високоточне математичне моделювання на ранніх стадіях проектування.

У роботі [8] запропонований підхід до масового проектування авіаційних конструкцій, що використовує відносно прості кінцево-елементні моделі і критерій – «силовий фактор». У [9] для вагового аналізу конструкції в умовах, коли ще невідома її силова схема, використана тривимірна модель тіла, виконаного із гіпотетичного матеріалу «змінної» щільності.

Методи топологічної оптимізації дозволяють знаходити найліпше розподілення матеріалу у межах конкретної задачі та у заданих обмеженнях. На початковому етапі формується цілий об'ємний просторовий об'єкт, який задає первинну форму деталі. Поступово алгоритм видаляє частину матеріалу та максимізує або мінімізує такі цільові параметри, як маса, переміщення або податливість. Так, наприклад, можна вирішити задачу мінімізації маси конструктивно-силового елемента крила літака за умов забезпечення міцності та жорсткості [10 – 11]. Такий тип оптимізації може ге-

нерувати у результатах принципово нові і складні форми конструкцій, які важко реалізувати за допомогою традиційних способів виробництва. Проте, сучасні засоби виробництва: машини із числовим програмним управлінням, адитивні технології, композитні технології – зробили можливим виготовлення складних геометричних форм.

Незважаючи на значну кількість публікацій по темі масової оптимізації, у тому числі авіаційних конструкцій, відсутні кількісні показники величини можливої мінімізації маси методами топологічної оптимізації для основних конструктивно-силових елементів крила літака.

### **Постановка задачі**

Пропонується, на прикладі типової конструкції крила легкого літака, провести оцінку рівня можливої величини мінімізації маси конструктивно-силових елементів та агрегатів планеру.

### **Виклад основного матеріалу дослідження**

Використання методів топологічної оптимізації дозволяють, маючи геометричні характеристики крила та величини зовнішніх навантажень діючих на нього, визначати місця розміщення та форму силових елементів. Отримані форми зазвичай суттєво відрізняються від типових конструктивно-силових схем крила [10]. У такому разі, виготовити силові елементи можливо: на сучасних машинах із числовим програмним управлінням; використовуючи пристрої і методи адитивних технологій; використовуючи методи композитного формування деталей. У той же час, технологічні аспекти процесу збирання агрегатів суттєво ускладнюються. Стапельна зборка агрегатів стає неможливою, або потребує суттєвих витрат на розробку спеціальних стапелів та алгоритмів зборки. Враховуючи сказане, пропонується проводити топологічну оптимізацію конкретних силових елементів крила, що дозволить застосовувати для збирання агрегату типові рішення.

Вирішення задачі масової оптимізації пропонується провести на основі моделі консольної частини набірної крила легкого літака (рис. 1.) використовуючи пакет *APM FEM* у системі автоматизованого проектування КОМПАС-3D v18.1 із використанням потужного персонального комп'ютера (Процесор: *Intel Core i7-5930K CPU 3.50GHz*, ОЗУ: 64ГБ). Геометричні характеристики силових елементів, а також величини навантажень діючих на них були визначені на попередніх етапах проектування крила.

На першому етапі виконання ТО проводиться розбиття вхідних моделей на сітку кінцевих елементів (КЕ) разом з перевіркою отриманої сітки на «дефектні» зони та елементи. Готові сітки КЕ приведені рис. 2.

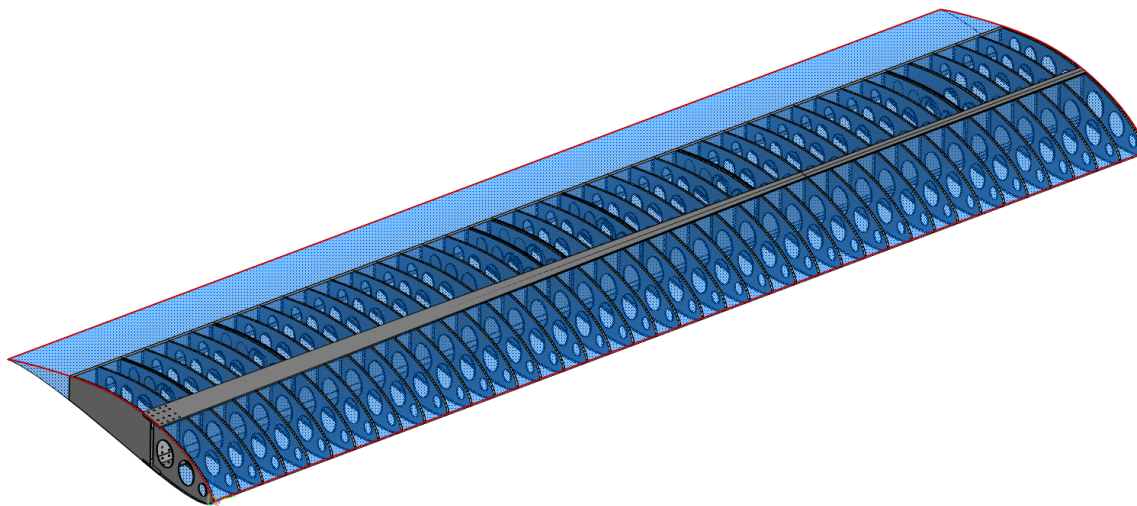


Рис. 1. Загальний вигляд класичної конструкції консолі крила легкого літака

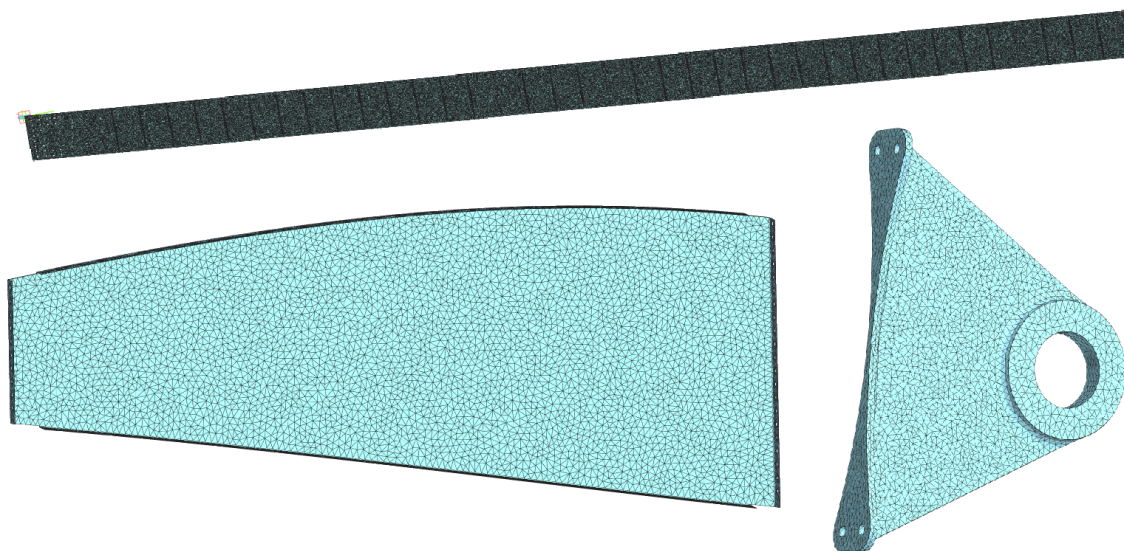


Рис. 2. Сформовані сітки КЕ

Після перевірки отриманих сіток кінцевих елементів на наявність дефектних КЕ проведено розрахунок топологічної оптимізації. Результати наведені на рис. 3

Результати ТО представлені у об'ємних долях, які показують частку об'єму матеріалу, що використовується. Відповідно, зони, у яких доля корисного об'єму менше 0,1 можна видалити, оскільки вони мало сприймають навантаження (рис. 4.). Слід враховувати, що контур отворів не повинен мати занадто гострих кутів і складатися із ліній, які плавно переходять одна в одну. Дане рішення, крім технологічних аспектів виготовлення, усуне концентратори напружень і допоможе краще сприймати навантаження. Зони із зайвим матеріалом та контури майбутніх вирізів показано на рис. 4.



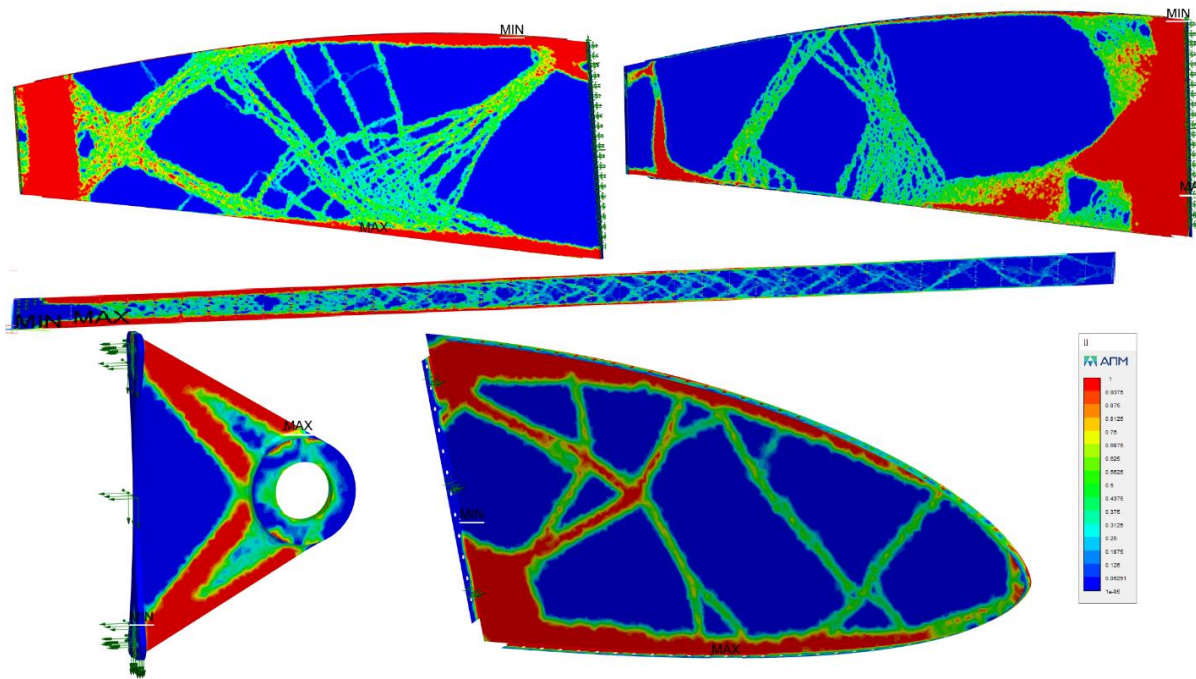


Рис. 3. Результати розрахунків топологічної оптимізації

Після утворення отворів полегшення необхідно провести моделювання напружено деформованого стану отриманих конструкцій. Результати розрахунку приведено на рис. 5.

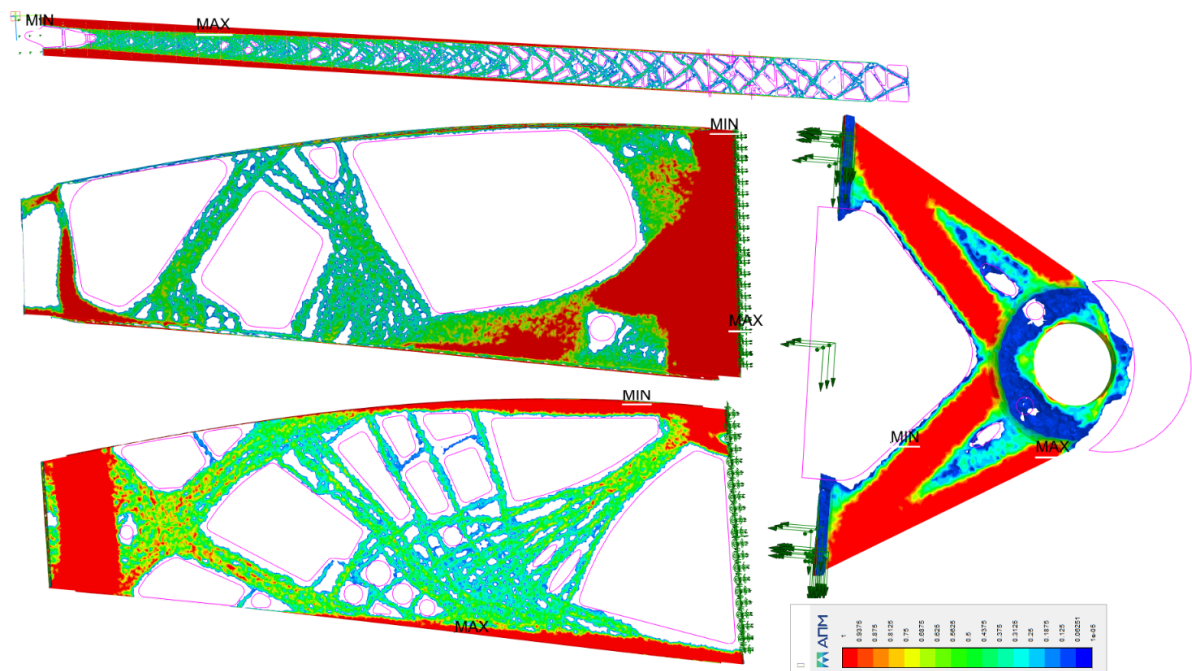


Рис. 4. Зони полегшення кронштейну

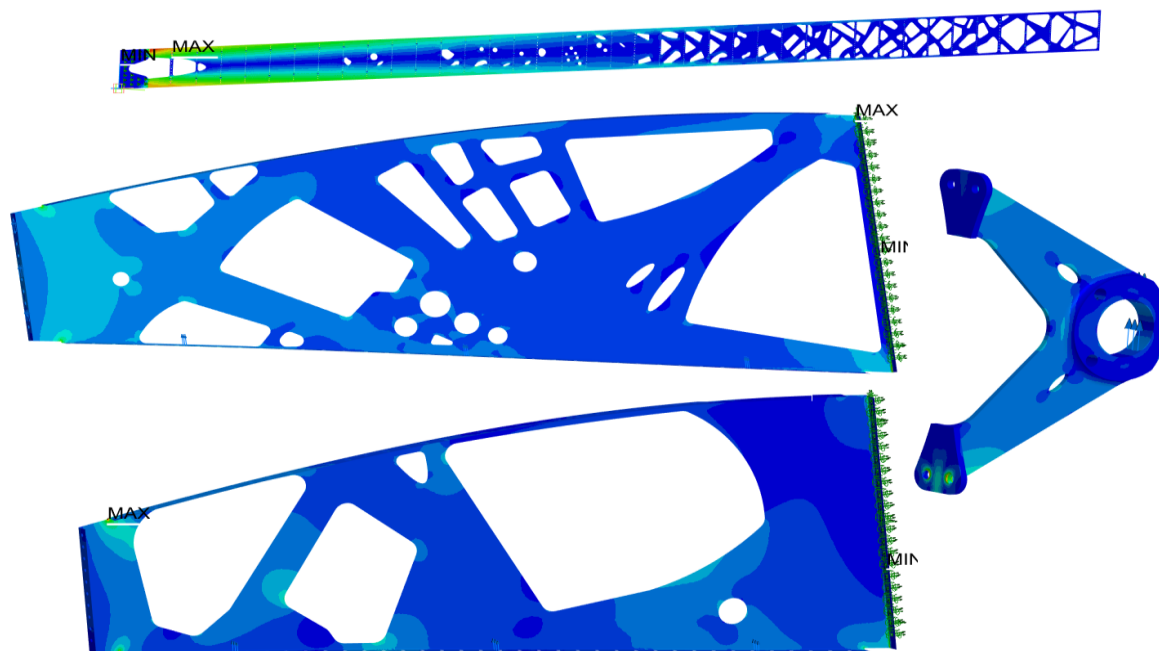


Рис. 5. Напруження у кронштейні

Проаналізувавши результати встановлено, що концентратори напружень, які були виявлені у розрахунках для силової та типової нервюри залишились, а загальні напруження не перевищують межі текучості матеріалу. Для стінки лонжерону напруження перевищують допустимі лише в зоні стику із з'єднувальним вузлом, відповідно необхідно підібрати матеріал з вищими механічними характеристиками, або виконати потовщення елемента в даній зоні, після чого, повторити процес ТО. Загальний вигляд крила легкого літака після ТО зображено на рис. 6. Результати масової оптимізації наведені у табл. 1.

Таблиця 1.

## Результати масової оптимізації

Елемент планеру	Маса без ТО, кг	Маса після ТО, кг	Зменшення маси, %
Силова нервюра	1,904	1,562	18,0
Типова нервюра	0,761	0,465	38,9
Лонжерон	16,427	14,679	10,1
Кронштейн навіски елеронів	0,032	0,023	28,1
Носова частина нервюри	0,564	0,260	53,9
Маса крила	161,815	111,043	31,3
Максимальна злітна маса	1344,000	1293,228	3,8

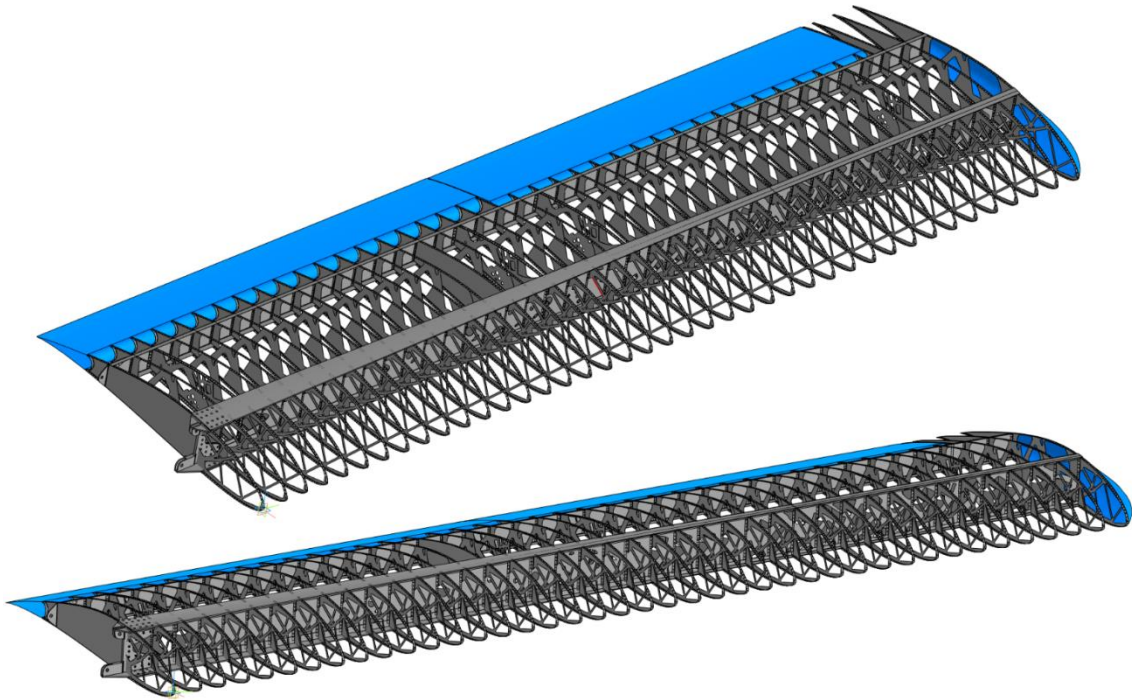


Рис. 6. Загальний вигляд моделі консолі крила після ТО

### Висновки

На прикладі типової, набірної конструктивно- силової схеми крила легкого літака проведено визначення величин можливої мінімізації маси планеру. Встановлено, що використання топологічної оптимізації на етапі проектування силових елементів планеру літака дає можливість суттєво зменшити масу основних конструктивно-силових елементів та дозволяє суттєво знизити злітну масу літака (до 3,8 %).

Розглянутий підхід із використанням результатів оптимізації може бути застосований для визначення раціональних силових схем і прогнозування маси крил з урахуванням особливостей їх геометричних форм та граничних умов.

### Список використаної літератури

1. *Торенбик Э.* Проектирование дозвуковых самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. 648 с.
2. *Шейнин В. М., Козловский В. И.* Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. 552 с.
3. *Комаров В. А.* Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – М.: Машиностроение, 1984. – 114 – 129 с.
4. *Bendsoe M. P.* Optimization of structural topology, shape, and material. — Berlin: Springer, 1995, 271 p.

5. *Bendsoe M. P., Kikuchi N.* Generating optimal topologies in structural design using a homogenization Method // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1988. V. 71. – 197 – 224 p.
6. *Eschenauer H. A., Olhoff N.* Topology optimization of continuum structures: A review // *Appl. Mech. Rev.* 2001. V. 54, N 4. – 331 – 389 p.
7. *Комаров В. А.* Повышение жесткости конструкций топологическими средствами // *Вестник СГАУ*. 2003. № 1. – 24 – 37 с.
8. *Комаров В. А.* Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // *Полет*. 2000. № 1. – 31 — 39 с.
9. *Болдырев А. В., Комаров В. А., Лаптева М. Ю., Попович К. Ф.* Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования // *Полет*. 2008. № 1. – 34 — 39 с.
10. Large scale topological optimisation: aircraft engine pylon case [Електронний ресурс] // *Altair*. – 2015. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.slideshare.net/altairhtcus/large-scale-topological-optimisationaircraft-engine-ylon-case>.
11. *Закревський А. О.* Формування авіаційних конструкцій методом 3д друку [Текст] А. О. Закревський, Я. С. Козей, В. В. Сухов *Авіаційно-космічна техніка і технологія: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є. Жуковського «ХАІ»*. – Харків, 2018. – Вип. 3 (147). – С. 13–22. – Режим доступу: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit\\_2018\\_3\\_4](http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2018_3_4).
12. *Душеба О. В.* Формування силових елементів конструкції планеру літака методом топологічної оптимізації / О. В. Душеба, В. В. Сухов // *Інформаційні системи, механіка та керування*. - 2018. - Вип. 18. - С. 33-41. - Режим доступу: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/Ismk\\_2018\\_18\\_7](http://nbuv.gov.ua/UJRN/Ismk_2018_18_7).

### **Spysok vykorystanoi literatury**

1. *Torenvik E.* Proektirovanie dozvukovyih samoletov. – М.: Mashinostroenie, 1983. 648 s.
2. *Sheynin V. M., Kozlovskiy V. I.* Vesovoe proektirovanie i effektivnost passazhirskih samoletov. – М.: Mashinostroenie, 1984. 552 s.
3. *Komarov V. A.* Proektirovanie silovyih shem aviatsionnyih kons-tru-ktsiy // *Aktualnyie problemy aviatsionnoy nauki i tehniki*. – М.: Mashinostroenie, 1984. – 114 – 129 s.
4. *Bendsoe M. P.* Optimization of structural topology, shape, and material. — Berlin: Springer, 1995, 271 p.
5. *Bendsoe M. P., Kikuchi N.* Generating optimal topologies in structural design using a homogenization Method // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1988. V. 71. – 197 – 224 p.
6. *Eschenauer H. A., Olhoff N.* Topology optimization of continuum structures: A review // *Appl. Mech. Rev.* 2001. V. 54, N 4. – 331 – 389 p.
7. *Komarov V. A.* Povyishenie zhestkosti konstruktsiy topologicheskimi sredstvami // *Vestnik SGAU*. 2003. # 1. – 24 – 37 s.



8. Komarov V. A. Vesovoy analiz aviatsionnykh konstruktsiy: teore-tiche-skie osnovyi // Polet. 2000. # 1. – 31 — 39 s.
9. Boldyirev A. V., Komarov V. A., Lapteva M. Yu., Popovich K. F. Uchet staticheskoy aerouprugosti na rannih stadiyah proektirovaniya // Po-let. 2008. # 1. – 34 — 39 s.
10. Large scale topological optimisation: aircraft engine pylon case [Elektronniy resurs] // Altair. – 2015. – Rezhym dostupu do resursu:<https://www.slideshare.net/altairhtcus/large-scale-topological-optimisationaircraft-engine-ylon-case>.
11. Zakrevskiy A. O. Formuvannia aviatsiinykh konstruktsii meto-dom 3d druku [Tekst] A. O. Zakrevskiy, Ya. S. Kozei, V. V. Sukhov Aviatsiino-kosmichna tekhnika i tekhnolohiia: sb. nauch. tr. / M-vo osvity i nauky Uk-rainy, Nats. aerokosm. un-t im. N. Ye. Zhukovskoho «KhAI». – Kharkiv, 2018. □ Vyp. 3 (147). – S. 13 □ 22. – Rezhym dostupu: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit\\_2018\\_3\\_4](http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2018_3_4).
12. Dusheba O. V. Formuvannia sylovykh elementiv konstruktsii planeru li-taka metodom topolohichnoi optymizatsii / O. V. Dusheba, V. V. Sukhov // Informatsiini systemy, mekhanika ta keruvannia. - 2018. - Vyp. 18. - S. 33-41. - Rezhym dostupu: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/Ismk\\_2018\\_18\\_7](http://nbuv.gov.ua/UJRN/Ismk_2018_18_7).