

УДК 629.01

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804182018121984>Душеба О. В.¹, бакалавр, Сухов В. В.², професор, д.т.н.

ФОРМУВАННЯ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРУ ЛІТАКА МЕТОДОМ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ

En The current implementation of the topology optimization (TO) method has the so-called problem of "vanishing elements", which implies that at imposing buckling constraints, the program can not reduce the density of any finite element (FE) below a certain point in which this element (called "vanishing") becomes too ductile, and, therefore, too unstable to meet the buckling constraint. This makes the algorithm useless because the program cyclically varies the value of the FE density between 0 and 1, but does not ignore such elements.

Sogeclair faced this problem in the pylon optimization, so did Airbus in partnership with Altair in optimizing the A380 wing rib section. As a result, the design was too unstable and non-feasible, so it required additional modifications to meet the buckling constraint and other requirements.

Thus, it is impossible today to integrate all the requirements for the design and possibility of variation of all parameters that can be changed in one optimization task. This leads to the fact that at each stage of the design cycle some criteria are missing, which does not lead to mass minimization.

The conducted research proved the possibility of providing both force and stabilizing functions in the same structural elements of the airframe and the following method was developed:

- first, by means of Altair Optistruct software package with 2D topological optimization function for 3D model optimal ways for load transfer in construction was determined and a geometric model of the pylon was built;
- then, by imposing restrictions on the metal minimum thickness during topological optimization in this package, an optimal thickness of the metal is determined at each point of the model, taking into account both the requirements for strength and stiffness, and requirements for stability.

This approach allows us to obtain a new design of the Boeing 747-400 engine pylon that is about 30% less than the weight of the traditional design, which confirms the prospects of the proposed approach in the scope of finding new ways to reduce the mass of aviation structures while maintaining the strength and rigidity of the product.

Ru Применение топологической оптимизации (ТО) для проектирования авиационных конструкций требует использования специальных подходов или методов, которые представляют собой определенные компромиссы.

В данной статье на примере конструкции пилона двигателя был рассмотрен метод топологической оптимизации при выборе конструктивно-силовой схемы конструкции.

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

² НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

Установлено, что традиционные подходы к топологической оптимизации не ведут к минимизации массы конструкции из-за разнесения силовых и стабилизирующих функций по различным элементам. Предложено, с учетом возможностей программных пакетов Creo Parametric и Altair Hyperworks, положить как силовые, так и стабилизирующие функции на одни и те же элементы.

Это позволило получить конструктивно-силовую схему пилона двигателя самолета Boeing 747-400 массой примерно на 30% меньше традиционной.

Вступ

Сучасна реалізація методу топологічної оптимізації (ТО) має так звану проблему «зникаючих елементів», яка полягає у тому, що за накладання обмежень на стійкість, програма не може зменшити щільність будь-якого кінцевого елемента (КЕ) нижче деякої точки, у якій цей елемент (званий «зникаючим») стає занадто податливим, а відтак, занадто нестійким, щоб задовольняти обмеженню коефіцієнта втрати стійкості. Це робить алгоритм нерезультативним, тому що програма циклічно варіює значення щільності КЕ між 0 і 1, а не ігнорує такі елементи [1, 2].

Із такою проблемою зіштовхнулись компанії *Sogclair* під час оптимізації пілона [3, 4, 5] та *Airbus* сумісно із *Altair* під час оптимізації секції нервюри крила A380 [6, 7, 8]. У результаті конструкції вийшли занадто нестійкими та нетехнологічними, що змусило провести додаткові модифікації відповідних конструкцій для задоволення вимогам стійкості й іншим вимогам.

Отже на сьогоднішній день неможливо об'єднати в рамках однієї задачі оптимізації як всі вимоги до конструкції, так і можливість варіації всіх параметрів, що можуть бути змінені. Це веде до того, що на кожній стадії проектування упускається частина критеріїв оптимізації, що не веде до ефективної мінімізації маси.

Постановка задачі

Метою даного дослідження є встановлення можливості забезпечення як силових так і стабілізуючих функцій за рахунок одних і тих самих силових елементів конструкції планеру літака.

Запропонований підхід, планується реалізувати за два етапи:

- в рамках першого – визначити оптимальні шляхи передачі навантажень у конструкції та побудовано її геометричну модель;
- в рамках другого – визначити оптимальну товщину металу у кожній точці моделі із урахуванням як вимог до міцності й жорсткості, так і вимог до стійкості.

Результати досліджень

У якості об'єкту дослідження нами була розглянута конструкція пілону двигуна літака *Boeing 747-400* (Рис. 1). За результатами представленої інформації та на основі наявних даних[9] була створена геометрична модель, яка представлена на Рис. 2.

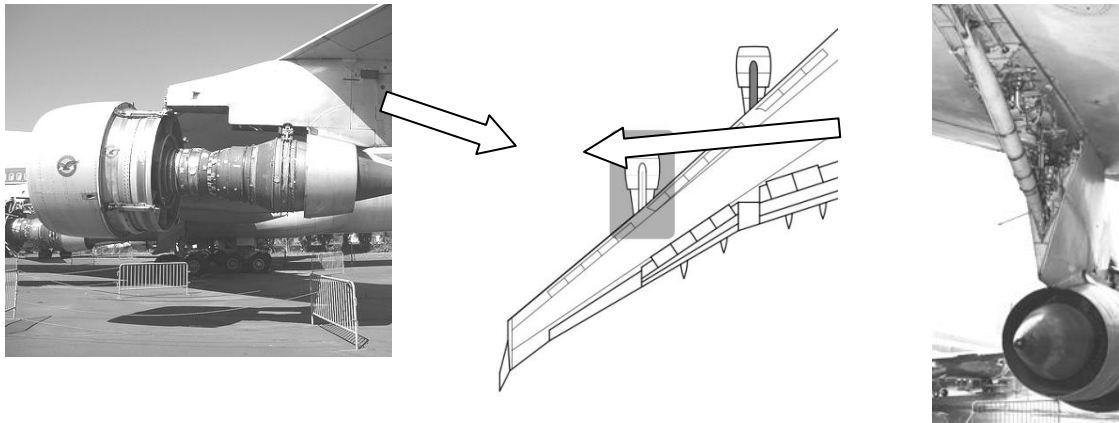


Рис. 1. Пілон двигуна літака *Boeing 747-400*

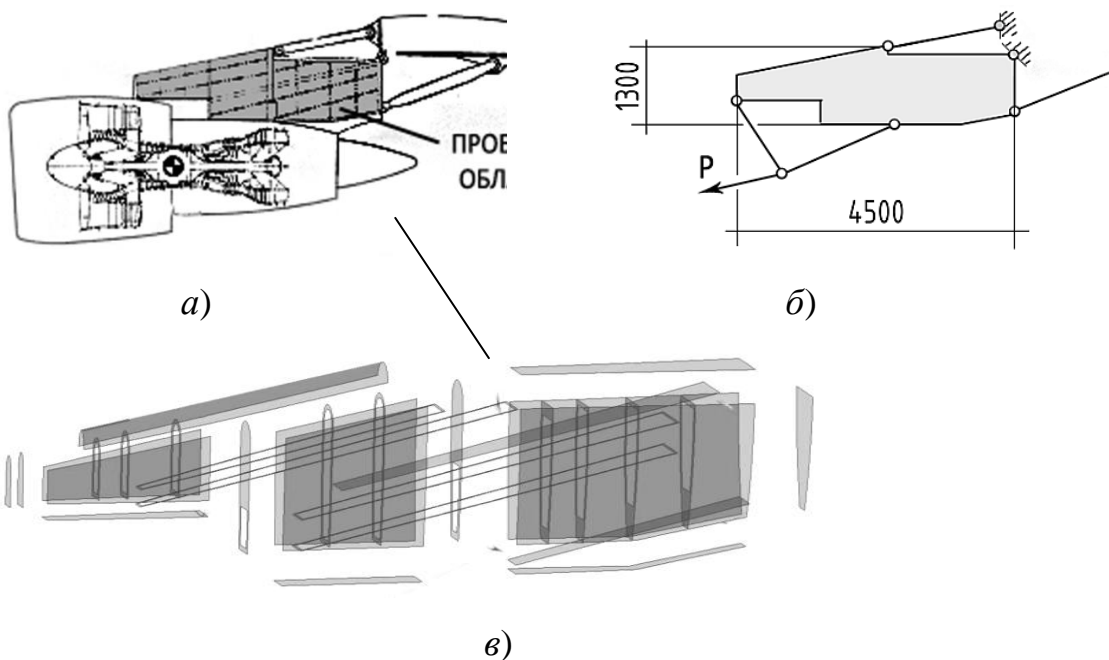


Рис. 2. Традиційна конструкція:

- а) проектна область; б) розрахункова схема;
в) модель пілону у рознесеному виді

Оскільки даних про масу реального пілону у відкритому доступі нема, її ми оцінили приблизно шляхом визначення оптимальних товщин елементів моделі за допомогою програмного пакету *Creo Simulate 3.0*, куди в якості вихідних даних для розрахунку нами було задано чотири випадки навантаження пілону, які представлені у табл. 1:

Таблиця навантажень

Види навантажень	Випадки навантажень			
	+Y	-Y	Посадка	Реверс
Y – перенавантаження, м/с ²	2,5 · 9,8 = 24,5	9,8	6 · 9,8 = 58,8	9,8
Z – перенавантаження, м/с ²	1,33 · 9,8 = 13,03	9,8	6 · 9,8 = 58,8	9,8
Боковий порив, Н	5081	5081	5081	5081
Тяга, Н	276	276	0,9 · 276 = 248,4	-276

Перевантаження пілону були взяті для умов маневру та польоту у неспокійному повітрі згідно FAR-25 (рис. 3)

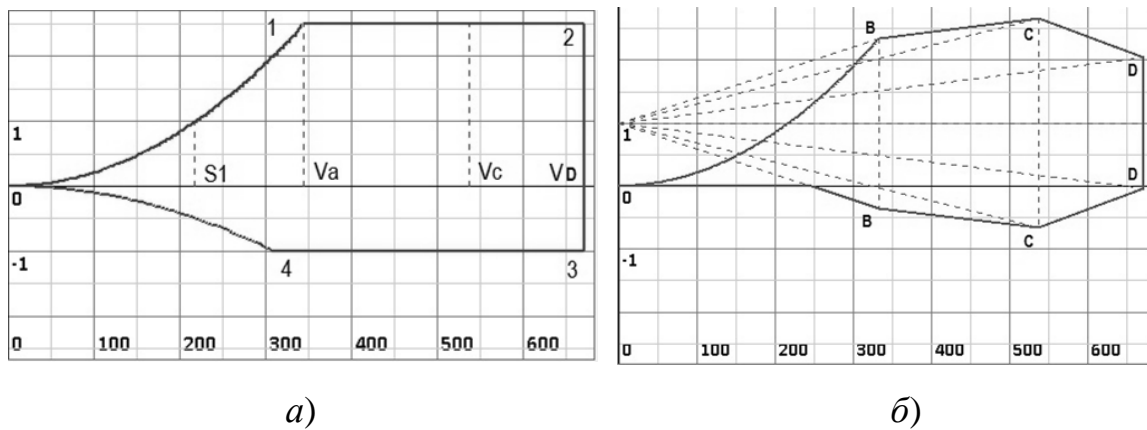


Рис. 3. Огинаючі перевантажень:

а) перевантаження під час маневру; б) перевантаження під час польоту у неспокійному повітрі

Вітрові навантаження визначені за формулою

$$X = C_x \left(\frac{\rho v^2}{2} \right) S = 1 \cdot \frac{1,225 \cdot 20,1^2}{2} \cdot 20,53 = 5081 \text{ Н},$$

де $C_x=1$, $\rho=1,225 \text{ кг/м}^3$, $\rho=1,225 \text{ кг/м}^3$, $v=20,1 \text{ м/с}$ (згідно АП-25), $S=20,53 \text{ м}^2$.

За названих умов і навантаженнях, із застосуванням програмного пакету *Creo Parametric 3.0*, була визначена маса пілону традиційної конструкції (рис. 4), яка приблизно дорівнює 350 кг.

Далі проводилась оптимізація конструктивно-силової схеми традиційної конструкції пілону. На першому етапі, за допомогою програмного пакету *Altair HyperMesh*, ми створили кінечно-елементну модель зовнішньої оболонки пілону (рис. 5).

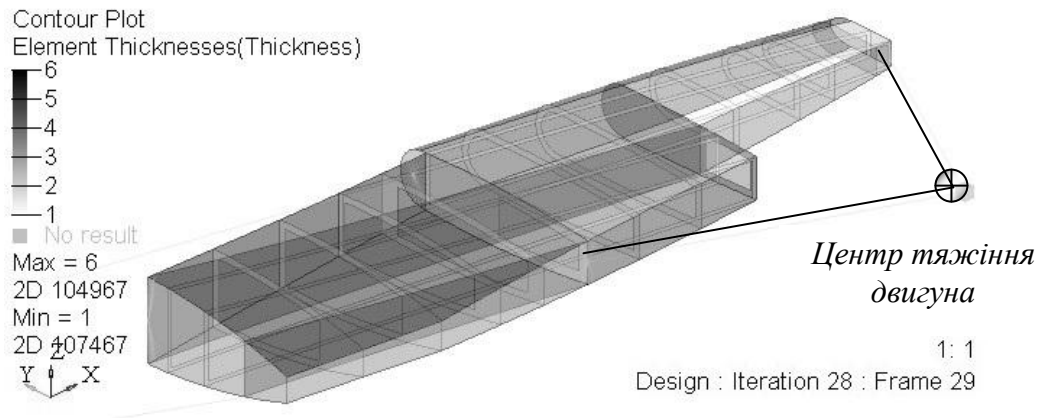


Рис. 4. Традиційна конструкція пілону

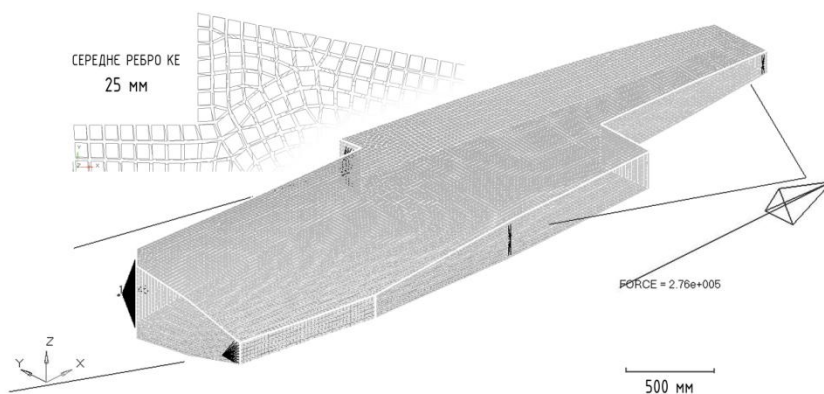


Рис. 5. Кінечно-елементна модель пілону

Математично постановка задачі у загальному вигляді описується наступним чином:

$$\min \Phi(X) = f(X) + r \left(\sum_{i=1}^{m_e} q_i [g_i(X)]^2 + \sum_{i=m_e+1}^m q_i \{ \max[0, g_i(X)] \}^2 \right);$$

$$q_i(X) = 0, \quad i = 1, \dots, m_e;$$

$$g_i(X) \leq 0, \quad i = (m_e + 1), \dots, m;$$

$$X^L \leq X \leq X^U,$$

де $f(X)$ – маса конструкції; $g_i(X)$ – функції граничних умов, а саме обмеження максимальних переміщень та цільове напруження; m – загальна кількість граничних умов; m_e – кількість константних граничних умов (тут 1, а саме цільове напруження); r та q_i – коефіцієнти штрафу; X^L та X^U – вектори мінімальних та максимальних значень для X . X – вектор значень x для кожного скінченого елемента, що визначає щільність та модуль Юнга кожного скінченого елемента через систему рівнянь:

$$\begin{cases} \rho(x) = \rho_0 x \\ E(x) = E_0 x^p. \end{cases}$$

Для пошуку оптимального X застосовуємо генетичний алгоритм «BigOpt» [10], принцип дії якого заснований на введенні набору векторів X , кожний із яких зветься хромосомою із випадковими значеннями x , що звуться «генами»:

$$X_i^T = [\rho_1, \dots, \rho_j, \dots, \rho_n], \quad i = 1, \dots, m,$$

де m – кількість хромосом; n – кількість скінчених елементів.

Під час кожної ітерації формується нова множина хромосом:

$$A = [X_1, \dots, X_i, \dots, X_n] = \begin{bmatrix} \rho_{1,1} & \cdots & \rho_{1,j} & \cdots & \rho_{1,n} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \rho_{i,1} & \cdots & \rho_{i,j} & \cdots & \rho_{i,n} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \rho_{m,1} & \cdots & \rho_{m,j} & \cdots & \rho_{m,n} \end{bmatrix}$$

для якої кожен ген $\rho_{i,j}$ має вірогідність $P_j = \frac{X_m}{\sum_{i=1}^m F_i}$ набути значення випадкового гену хромосоми X_i із попередньої ітерації. Тут $X^L = [0, \dots, 0]$.

Таким чином, описаний етап дозволяє визначити оптимальні шляхи передачі навантажень, які наведено на рис. 6.

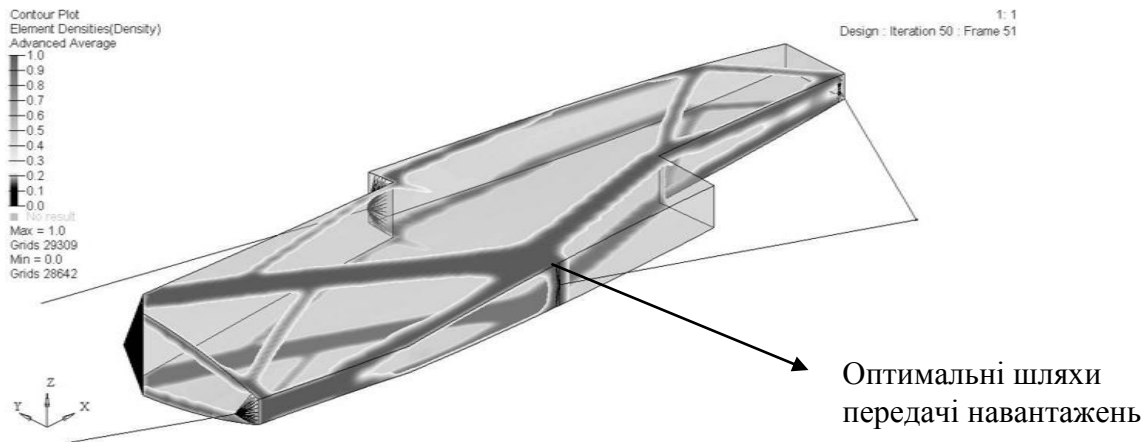


Рис. 6. Оптимальні шляхи передачі навантажень у конструкції

Ці результати покладаємо в основу конструкції нової геометричної моделі (рис. 7), де вздовж оптимальних шляхів передачі навантажень прокладаємо ребра жорсткості, що водночас несуть як силову, так і стабілізуючу функцію. Далі було визначено оптимальну товщину металу у кожній точці моделі пілону (рис. 8) із урахуванням вимог як до міцності й жорсткості так і до стійкості.

Для цього за допомогою *Altair Optistruct* нами був проведений другий етап топологічної оптимізації за нових умов – товщина металу може змінюватися від 2 до 10 мм. Тобто, по-перше, елементи вектору X тепер відображають не віртуальну густину, а реальну товщину матеріалу, а по-друге X^L набуває ненульового значення, а саме $(X^L)^T = [2, \dots, 2]$, отже і $\rho(x)$ і $E(x)$ набувають ненульових значень, що запобігає втраті елементами стійкості.

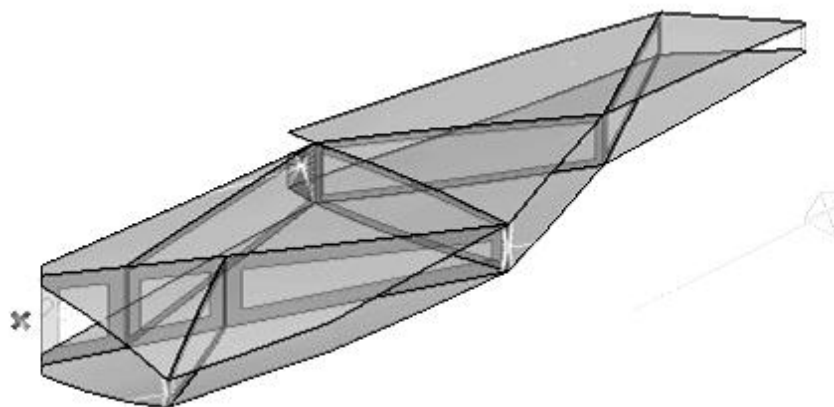


Рис. 7. Нова геометрична модель

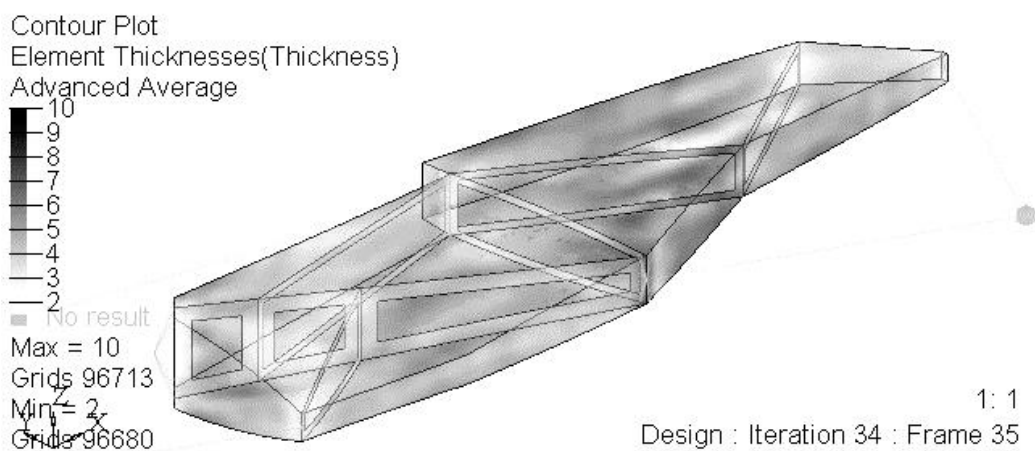


Рис. 8. Оптимізовані товщини металу із урахуванням розподілення товщин

Маса отриманої конструкції пілону близька до 230 кг, (програмне середовище *Altair Hyperworks*).

Для порівняння на рис. 8 наведено модель топологічно оптимізованого пілону, що була розроблена компанією *Sogclair*. Можна бачити, що розроблена нами конструкція є значно простішою у технологічному сенсі та має значно менше нестабільних елементів.

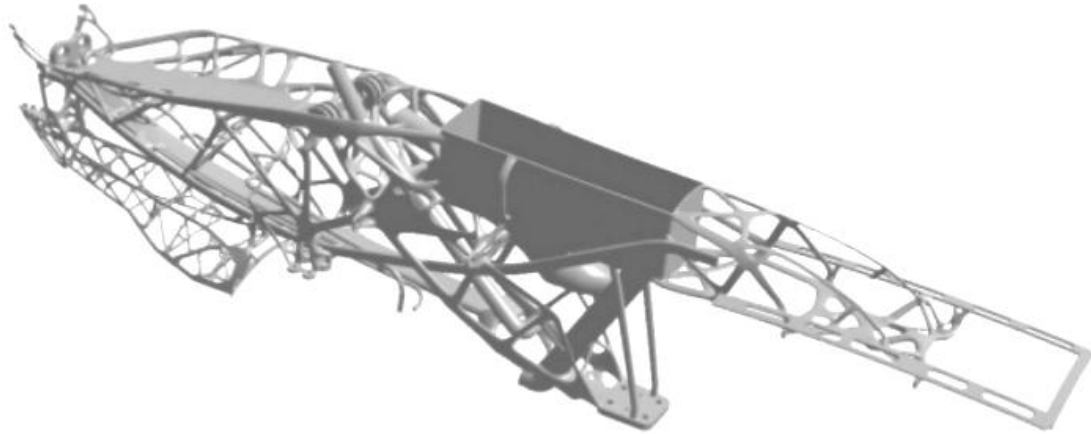


Рис. 9. Пілон *Sogeclair*

Висновки

За результатами проведених досліджень встановлено можливість забезпечення як силових, так і стабілізуючих функцій за рахунок одних і тих самих конструктивних елементів планеру літака наступним чином:

- спочатку за допомогою програмного пакету *Altair Optistruct* із функцією 2D - топологічної оптимізації для 3D моделі визначено оптимальні шляхи передачі навантажень у конструкції і побудовано геометричну модель пілону;
- потім, шляхом накладення обмежень на мінімальну товщину металу під час топологічної оптимізації в даному пакеті визначено оптимальну товщину металу в кожній точці моделі із урахуванням як вимог до міцності й жорсткості, так і вимог до стійкості.

Такий підхід дозволяє отримати нову конструкцію пілону двигуна літака *Boeing 747-400* масою приблизно на 30% меншою маси традиційної конструкції, що підтверджує перспективність запропонованого підходу у напрямку пошуку нових шляхів зниження маси авіаційних конструкцій при збереженні міцності й жорсткості виробу.

Список використаної літератури

1. *Bendsøe M. P.* Optimization of structural topology, shape, and material / М.Р. Bendsøe, Berlin ; New York: Springer, 1995. P. 271.
2. *Bendsøe M. P.* Variable-topology optimization: status and challenges / М.Р. Bendsøe, Munchen ; European conference on Computational Mechanics, 1999. P. 160.
3. *Sigmund, O., Maute, K.*, Topology optimization approaches A comparative review. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2013, p. 1031-1055.
4. Large scale topological optimisation: aircraft engine pylon case [Електронний ресурс] // Altair. – 2015. – Режим доступу до ресурсу:

-
- <https://www.slideshare.net/altairhtcus/large-scale-topological-optimisation-aircraft-engine-ylon-case>.
5. Airbus A 380 engine pylon model [Електронний ресурс]. – 2004. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.comptoir-aviation.com/english/2008/02/airbus-a-380-en.html>.
 6. *Lars Krog*, Alastair Tucker, Martin Kemp, Richard Boyd, Altair Engineering Ltd, Topology Optimization of Aircraft Wing Box Ribs, The Altair Technology Conference, 2004.
 7. *L. Krog*, S.Grihon, A.Marasco, Smart design of structures through topology optimization, 8th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization June 1 - 5, 2009, Lisbon, Portugal.
 8. *Lars Krog*, Alastair Tucker & Gerrit Rollema, Airbus UK Ltd, Application of Topology, Sizing and Shape Optimization Methods to Optimal Design of Aircraft Components, Advanced Numerical Simulations Department, 2011, Bristol, copyright Altair Engineering, Inc.
 9. PW4000-94 Engine [Електронний ресурс] – режим доступу до ресурсу: www.pw.utc.com/PW400094_Engine.
 10. A multi-objective memetic algorithm based on decomposition for big optimization problems [Електронний ресурс] / Z.Yutong, L. EJing, Z. Mingxing, J. Zhongzhou // Springer-Verlag Berlin Heidelberg. – 2016. – Режим доступу до ресурсу: <https://link.springer.com/article/10.1007%2Fs12293-015-0175-9>.