

УДК 629.7.026

Гембаровський Л. С.<sup>1</sup>, бакалавр, Гевко Б. А.<sup>1</sup>, PhD студент,  
Лобунько О. П.<sup>1</sup> к.т.н., с.н.с

## НАВАНТАЖЕННЯ НА ПІЛОН ТА УСТАНОВКУ ДВИГУНА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

Багато інженерних розрахунків визначення впливу деформацій напружено-деформований стану (НДС) конструкції зараз проводяться із застосуванням методу скінченних елементів (МСЕ) та інших чисельних методів, які точніші, ніж аналітичні методи, проте необхідне знання аналітичних методів для розуміння фізичної сутності процесів та визначення параметрів, що впливають на них. Крім того, уточнення структурної моделі в основному обумовлюється вибором змінних структурної оптимізації та обмежень напружень, що призводить до моделей із  $10^4$  -  $10^6$  степенями вільності. Ці моделі в свою чергу потребують значних обчислювальних потужностей та часу на обчислення всіх можливих розрахункових випадків навантаження.

Метою роботи є алгоритм визначення навантажень на агрегати літака від підвішених об'єктів, а саме від двигуна на пілон та від пілону на крило у разі використання скінченно-елементних моделей (СЕМ) низького порядку.

У роботі розглядається пілон та установка двигуна регіонального турбореактивного транспортного літака. Двигуни розміщено під крилом на пілонах. Двигун кріпиться до пілона в п'яти точках: дві точки кріплення до передньої траверси та дві точки кріплення до задньої траверси, це – шарніри з осями, що паралельні осі двигуна; п'ята точка, це – шарнір з віссю, що перпендикулярна вертикальній площині, який кріпиться до штанги зняття тяги.

<sup>1</sup>«КПІ імені Ігоря Сікорського»

СЕМ двигуна та пілону створено на основі запропонованої у роботі [1] методики. Траверси моделюються пружними балками змінного перетину, що працюють на згин. Штанга зняття тяги моделюється пружним стержнем, що працює на розтяг. Ротор двигуна – тверде тіло на підшипникових опорах. Силовим елементом пілону двигуна є кесон. До кесону кріпиться двигун, мотогондола, носок пілона, обтічники, носова та хвостова частини пілону, обтічник пілону. Кесон пілону моделюється балкою змінного перетину та жорсткості, що працює одночасно на розтяг, кручення та згин.

Для літака у польотних випадках навантаження розглянуто із урахуванням тяги і крутного моменту двигуна та без них. Значення крутних моментів, що передаються двигуном на його підвіску, прийнято до запасу міцності рівними сумі максимальних крутних моментів роторів двигуна. Для наземних розрахункових випадків розглядається лише дія інерційних навантажень. Для розрахунку навантажень, що виникають під час польоту в турбулентному повітрі у програмному комплексі *IMAD* створено відповідну повну аеродинамічну та пружно-масову балкову модель літака [2]. Це дозволило визначити відповідні інерційні та аеродинамічні навантаження на двигун та пілон.

Сумарні навантаження (сили та моменти), що діють на установку двигуна дорівнюють сумі всіх навантажень (інерційних, аеродинамічних, тяги і крутного моменту двигуна та гіроскопічних) і прикладені до центру мас двигуна або до точки рівнодіючої у випадку аеродинамічних сил та тяги. Аналогічно, сумарні навантаження на пілон дорівнюють сумі всіх навантажень, що діють на пілон (інерційних та аеродинамічних) і прикладені до центру мас пілона. Ці навантаження прикладаються до розрахункової моделі силової установки.

Наступник кроком визначено навантаження, що діють на інші агрегати літака від двигуна та пілону. Для цього визначалися реакції в вузлах з'єднання досліджуваних агрегатів між собою та кесоном крила. Після цього виконано перевірочний розрахунок із використанням СЕМ більш високого порядку. Отримано високу збіжність результатів: 1%÷5% для реакцій опор та 5%-10% для переміщень.

За результатами дослідження, запропоновано методику визначення навантажень та визначено навантаження, що діють на пілон та установку двигуна транспортного літака під час польоту із усталеним перевантаженням та під час польоті у безперервній турбулентності. Показано можливість застосування спрощених СЕМ складних агрегатів.

Таким чином з'являється можливість визначення навантажень на агрегати планеру літака від двигуна із урахуванням конструктивних особливостей пілону та установки двигуна. Це дає можливість забезпечити необхідну і достатню міцність конструкції відповідних агрегатів сучасних літаків. Також показана можливість застосування сучасних комп'ютерних інтегрованих технологій у частині інженерного міцнісного аналізу авіаційної техніки.

### **Список використаних джерел**

1. Филипковский С. В. Моделирование динамического воздействия авиационного двигателя на крыло самолета при отрыве лопатки вентилятора / С. В. Филипковский, В. С. Чигрин, А. А. Соболев, Л. А. Филипковская // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 4(173).– С. 67–72.
2. Nevko B. Dynamic response of an elastic aircraft / В. Nevko, Y. Bondar // *XIV international students and young scientists conference «Intelligence. Integration. Reliability»*. 7-го груд. 2021р.:тези допов. – Київ, 2021. – С. 14-15.