

УДК 629.735.33

Кушнір Д. І.¹, бакалавр, Конотоп Д. І.¹, к.т.н.

¹КПІ ім. Ігоря Сікорського

ЛОНЖЕРОН КРИЛА БЕЗПІЛОТНОГО ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Однією із найважливіших задач, що виконується під час проектування більшості авіаційних конструкцій є забезпечення її міцності за умови забезпечення вимог мінімальної маси. Тобто в експлуатації під час дії навантажень конструкція не повинна руйнуватись та в той же час мати мінімально можливу масу та у більшості випадків об'єм.

Підібрана геометрична модель конструкції за критерієм мінімальної маси зменшує масу літака в цілому, що в свою чергу:

- зменшує вимоги до потужності двигуна, а отже й вартість літака;
- зменшує витрати палива та робить літак дешевшим в експлуатації.

Маса крила літака становить 30-50% від маси планера. У залежності від конструктивно-силової схеми крила маса лонжеронів може складати 7-30 % маси крила. Підбір геометричної моделі лонжерону крила має значний вплив на масу літака, а отже на його вартість та експлуатаційні витрати.

Мета роботи: знайти геометричну модель лонжерону крила безпілотного повітряного судна за критерієм мінімальної маси.

Проведено дослідження знаходження геометричної моделі лонжерону крила безпілотного повітряного судна, за якої лонжерон має мінімальну масу та забезпечуються умови міцності: умова міцності поясів та стінки, умова втрати стійкості поясів та стінки. Дослідження базуються на теоретичних засадах опору матеріалів, будівельної механіки, проектуванні конструкції літальних апаратів та матеріалознавства. Використані можливості програмного забезпечення *MS Excel* для проведення ітераційних розрахунків.

Наукова новизна полягає у визначенні залежності мінімально необхідного об'єму (маси) лонжерону від кількості стійок та визначенні залежності геометрії поперечного перерізу лонжерону (товщини стінки та поясів, ширини поясів) по його розмаху.

Практичне значення отриманих результатів полягає у запропонованому підході для знаходження геометричної моделі лонжерону за критерієм мінімальної маси, що може бути використаний як приклад для проектування лонжеронів або схожих балочних елементів літальних апаратів (ЛА) та власне знайдена геометрична модель лонжерону безпілотного повітряного судна за вихідним даними ЛА-аналогів, що може використовуватись для попереднього проектування ЛА цього класу.

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

- мінімальний об'єм (маса) лонжерону досягається у разі кількості стоек $n = 13$;
- пояси мають надлишкову міцність на кінцевій частині крила, геометрія поперечного перерізу в цій зоні визначається по втраті стійкості стінки. Ближче до кореневої частини крила, по мірі росту згинального моменту, забезпечити міцність поясів складніше. В цій зоні пояси мають більшу частку площі поперечного перерізу ніж стінка в порівнянні з кінцевою або середньою частиною консолі.

Виділено наступні ідеї для подальшої оптимізації геометричної моделі:

- визначити граничні умови втрати стійкості стінки через коефіцієнти жорсткості;
- прийняти допустимим втрату стійкості стінки на руйнівні навантаження;
- у кореневій частині лонжерону використовувати більше значення відношення ширини верхнього поясу до його товщини. Оскільки верхній пояс має запас міцності падіння допустимих напружень не є критичним;
- прийняти відстань між стойками змінною по розмаху лонжерону.

Список використаної літератури

1. Г. И. Житомирский. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1995.
2. Michael Chun-Yung Niu. Airframe Stress Analysis and Sizing: second edition. Hong Kong Conmilit Press LTD, 1999.
3. Michael Chun-Yung Niu. Airframe Structural Design. Conmilit Press LTD, 1989.
4. Конструкция самолетов и вертолетов: - учебник / В. С. Кривцов, Л. А. Малашенко, В. Л. Малашенко, С. В. Трубаев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2010. – 366 с.
5. Зайцев В. Н. Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. - Киев: издательское объединение "Вища школа", Головное изд-во, 1978. - 488 с.