

УДК 539.433

О.К. Зворикін, С.О. Пискунов

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», м. Київ, Україна

Дослідження міцності захисного покриття елементів обшивки пасажирського літака

Під час експлуатації на обшивку літака постійно діють зовнішні чинники, як природного походження так і пов'язані із дією зовнішніх агресивних середовищ. Найбільш дешевим варіантом захисту обшивки літака є лакофарбові покриття (ЛФП).

Експериментальна перевірка того чи іншого конструкційного рішення в авіабудівній галузі із використанням натурних моделей має велику собівартість. Використання в розрахунках та проектуванні методу скінчених елементів (МСЕ) значно зменшує витрати на випробування, конструювання та проектування, відчутно покращує продуктивність, якість та комфорт в авіаційній галузі [1, 2].

В роботі розглядається літак Антонов Ан-148, який був сконструйований конструкторським бюро Антонова (Україна). Судно проектувалося, як вузькофюзеляжний пасажирський літак, розрахований на транспортування до 83 пасажирів на відстань до 4400 км.

Однією з головних частин в літаку є його обшивка. Вона утворює зовнішню поверхню. Використовується металева обшивка з алюмінієвих сплавів. Поверхня обшивки повинна бути дуже гладкою, допустима шорсткість не більше 5 мкм. З цією метою на обшивку наноситься ЛФП з наступною поліровкою

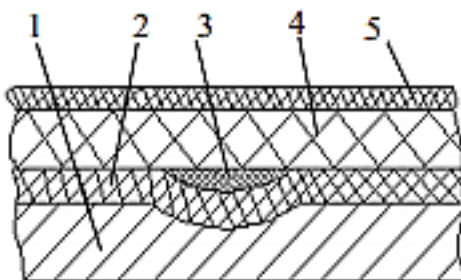


Рис. 1. Структура захисного ЛФП

1 - деталь, 2 - ґрунт; 3 - шпаклівка; 4 - основне ЛФП; 5 – лак

Постановка задачі

В даній роботі досліджувалася міцність ЛФП літака в умовах експлуатаційних навантажень. Розглядалася панель відсіку допоміжної силової установки літака Ан-148. Аналіз проводився для 7 виконань обшивки літака, були проведенні декілька серій експериментів при температурі $20 \pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$ та $80 \pm 10 \text{ }^\circ\text{C}$ на двох установках.

Проведення досліджень.

Був проведений огляд програм САПР та обраний найбільш доцільний для нашої задачі пакет MSC.Patran. Чисельний розрахунок на основі методу скінчених елементів [1].

Розрахунок розбивається на етапи:

- побудова геометричної моделі панелі літака і спрощеної моделі деталі;
- створення скінчено-елементної сітки обох геометрій;
- задання матеріалів та їх властивостей;
- моделювання навантажень та закріплень;
- визначення еквівалентних частот і середньоквадратичних вібронапружень зразка та спрощеної моделі.

Скінчено елементна сітка панелі ДСУ та спрощеної моделі наведені на рис. 2

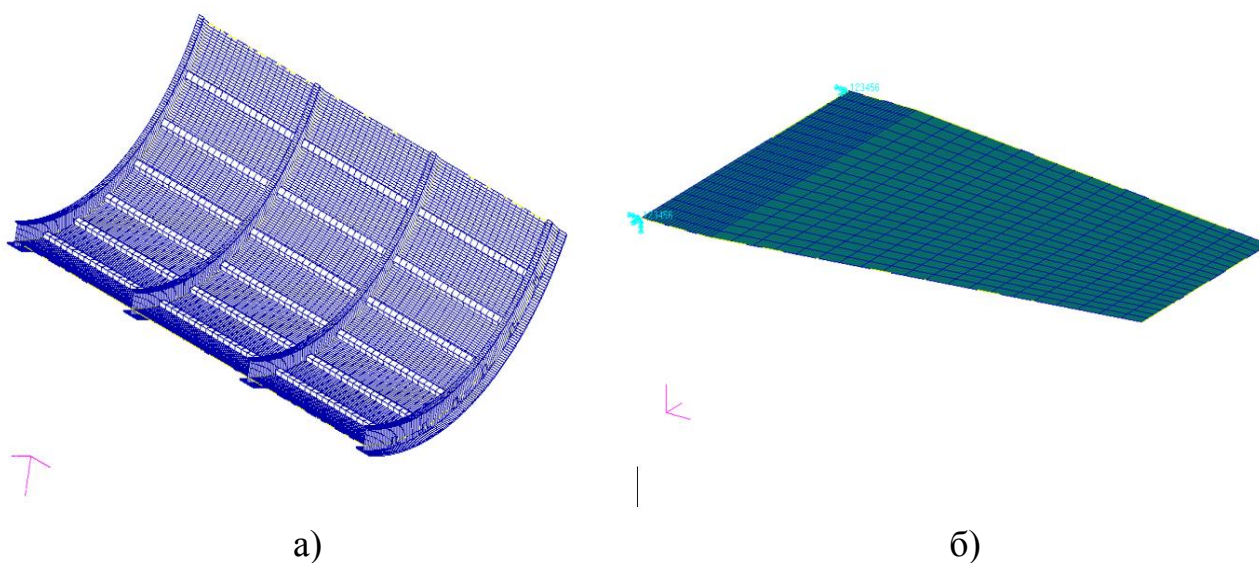


Рис. 2. Скінчено-елементна сітка:
Панель ДСУ літака АН-148 (а); Спрощений зразок (б)

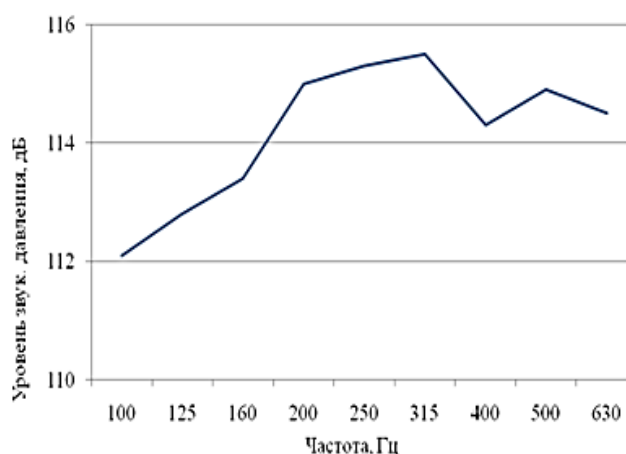
Для панелі ДСУ Ан-148 застосовувалися такі вихідні дані:

Радіус кривизни – 700 мм; розмір – 3 x 7 прольотів; крок шпангоутів - 480 мм; крок стрингерів - 120 мм.

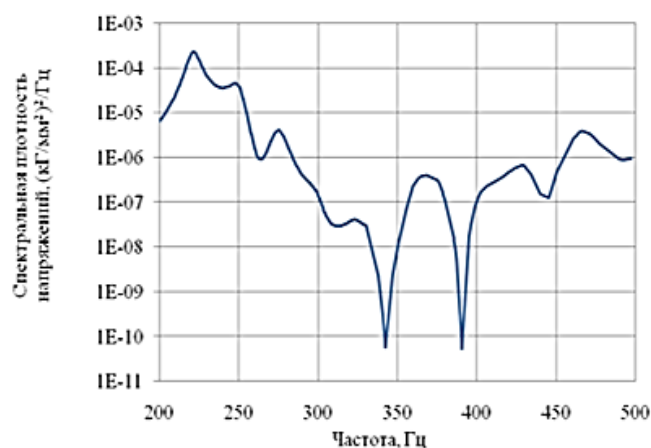
Таблиця 1.

Параметр	Обшивка	Шпангоут	Стрінгер
Модуль пружності, кГ/мм ²	6300	1880	12500
Щільність, Г/см ³	1.88	1.55	1.55
Товщина, мм	0.7	-	-
Площа, мм ²	-	237.3	22.3
Момент інерції J _x , мм ⁴	-	84614	864
Момент інерції J _y , мм ⁴	-	95170	2930

Розрахунок панелі показав, що максимальні середньоквадратичне значення напружень в обшивці, що виникає при акустичному впливі (див. рис. 3(а)) складають 0.061 кГ/мм². Спектр вібронапружень наведено на рис. 4(б). При цьому еквівалентна частота вібронапружень (частота перетинань нуля) дорівнює 239 Гц.



а)



б)

Рис. 3 Спектр акустичних навантажень в 1/3 октавних полосах діючих на фюзеляж (а); Спектр вібронапружень в обшивці панелі (б)

Розрахунок панелі показав, що максимальні середньоквадратичні значення напружень в обшивці виникає при акустичний вплив (див. рис. 3(а)) складають 0.061 кГ/мм^2 . Спектр вібронавантажень наведено на рис. 4(б). При цьому еквівалентна частота вібронапружень (частота перетинань нуля) дорівнює 239 Гц .

Отримане з розрахунку максимальне середньоквадратичне значення віброприскорень в конструкції шпангоутів при акустичних навантаженнях складає 0.98 g . Спектр віброприскорень в конструкції шпангоутів наведено на рис.5.

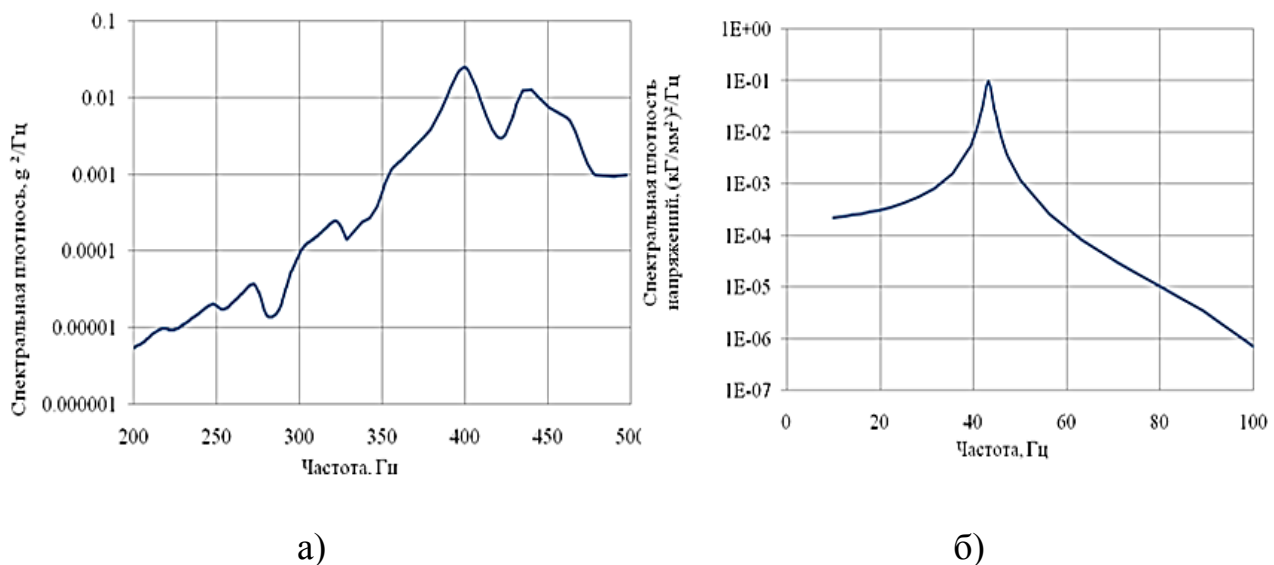


Рис. 4 Спектр вібрацій шпангоутів (а);
Спектр вібронапружень в спрощеному зразці (б)

При розрахунку спрощеного зразка приймалися дані: габаритні розміри – $135 \times 90 \text{ мм}$; товщина – 0.7 мм ; модуль пружності - 6300 кГ/мм^2 ; щільність - 1.88 Г/см^3 .

При розрахунку спрощеного зразка як акустичних навантажень бралася спектральна щільність звукового тиску (див. рис. 3) на еквівалентній частоті панелі, що відповідає вібраційному навантаженню 0.65 g середньоквадратичному значенню в смузі 30 Гц .

Розрахункова власна частота першої форми коливань спрощеного зразка дорівнює 43.3 Гц . Середньоквадратичне значення вібронапружень в смузі 30 Гц складає 0.512 кГ/мм^2 . Спектр вібронапружень наведено на рис. 6

Розрахунок коефіцієнта збільшення вібронавантаженості спрощеного зразка обчислюється за формулою:

$$K_{\text{зразка}} = (f_{\text{зразка}} / f_{\text{панелі}})^{1/n} * S_{\text{зразка}} / S_{\text{панелі}}$$

де: $f_{\text{зразка}}$, $f_{\text{панелі}}$ – еквівалентні частоти зразка та панелі,

$S_{\text{зразка}}$, $S_{\text{панелі}}$ – середньоквадратичне значення вібронапружень у зразку і панелі,

$n=4$ - показник кривої втоми .

$$K_{\text{зразка}}=5.47$$

Час форсованих випробувань відповідає максимальній напрацювання літаків Ан -148 в експлуатації. Розрахунок часу випробувань здійснювався за формулою:

$$T_{\text{експерименту}} = T_{\text{експлуатаційне}} * (J_{\text{експлуатаційне}} / (J_{\text{експерименту}} * K_{\text{зразка}}))^n * \eta$$

де: $T_{\text{експлуатаційне}}=3834$ ч. - максимальне напрацювання в експлуатації.

$J_{\text{експлуатаційне}}=0.65$ g - розрахункове експлуатаційне віброакустичне навантаження;

$J_{\text{експерименту}}$ - вібраційне навантаження при випробуваннях;

$n = 4$ - показник ступеня кривої втоми матеріалу;

$\eta=6$ - коефіцієнт надійності ($\eta_1=2$ для розрахункових вібраційних навантажень і $\eta_4=3$ для 7 зразків).



а)



б)

Рис. 5 Встановлення зразків на вібростенді (а);
Установка для створення температури 80 ± 10 ° С (б)

Випробування проводилися відповідно до методики, наведеної в програмі «Випробування лакофарбове покриття відсіку ВСУ літаків АН-148 і АН-158 на стійкість до віброакустичного впливу. Програма № 148.00.251.955.ПМ-11 »

Усі наявні зразки по черзі встановлювалися на вібростенд. За допомогою навантаження, що змінюється за частотою синусоїдальної вібрації, візуально визначалися власні частоти першої форми коливань. Задається рівень віброприскорень $\sim 1 g$.

За результатами п.2 вибиралася партія зразків з близькими частотами для подальших випробувань.

Обрану партію зразків встановлювали на вібростенд. З урахуванням власних частот вибирається діапазон вузькосмугової випадкової вібрації з шириною смуги 31.5 Гц. Плавно змінюючи рівень вібрації, вибирався максимально можливий форсований режим, при якому не буде зіткнення сусідніх зразків встановлених на пристрої. Загальний вигляд установки зразків на вібростенді наведено на рис. 5а.

Таблиця 2.

Викона- ння	Погонна маса, кг/м ²	Власні частоти, Гц							Номер партії
		1	2	3	4	5	6	7	
003	1.32	40.6	39.4	36.0	37.0	38.7	38.6	39.5	1
005	1.68	37.8	36.2	35.2	35.6	36.5	35.5	41.9	1
007	2.04	63.8	64.2	66.5	64.1	64.6	63.6	60.9	2
009	1.74	56.3	55.9	52.6	54.5	58.9	58.8	55.4	2
011	1.59	58.6	55.5	56.5	55.9	59.7	58.6	60.7	2
013	1.69	78.0	78.0	75.7	75.1	75.4	78.3	78.2	3
015	1.74	46.1	44.2	44.6	48.9	52.0	48.9	49.0	1
017	1.47	61.8	65.3	65.7	67.1	69.4	68.2	66.9	3

На вибраному режимі проводилися випробування на стійкість ЛФП до віброакустичного впливу для всіх партій при температурі 20 ± 5 °С.

Під час випробувань на стійкість ЛФП до віброакустичного впливу періодично проводилися огляди стану ЛФП на наявності тріщин, сколів, лущення. Періодичність оглядів ~ 30 хв.

Випробувань були повторені при температурі 80 ± 10 ° С. Загальний вигляд випробувальної установки для вібровипробування при температурі 80 ± 10 ° С показаний на рис. 5б.

Власні частоти першої форми коливань випробовуваних зразків наведені в таблиці 2 В ній же наведені погонні маси обшивок зразків і розбивка по партіях з близькими частотами.

Висновки:

1. Проведені випробування показали стійкість лакофарбового покриття обшивки пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 до віброакустичного навантаження при нормальній і підвищеній температурах.

2. Встановлено, що використання САПР є більш економною по ресурсам методикою вивчення та перевірки конструкційних рішень в авіаційній галузі.

3. Перспектива подальших досліджень є дослідження інших комбінацій матеріалів, а також інтегрування нових композитних варіацій обшивки, та перевірка ЛФП за допомогою САПР.

Список використаних джерел

1. Агапов В. П. Метод конечных элементов в статике, динамике и устойчивости пространственных тонкостенных подкрепленных конструкций. – М; Изд. АСВ, 2000

2. Савула Я. Г. Метод скінченних елементів / Я. Г. Савула, Г. А. Шинкаренко. – Львів : Львів. ун-т. – 1999. – 80 с.

3. MSC.Patran в инженерных задачах. Учебное пособие / Б.О.Яхно, М.Н.Гладский – К.:НТУУ «КПИ», 2015 – 128

4. www.airwar.ru