

ВІСЬ ЖОРСТКОСТІ АГРЕГАТИВ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

Під час розв'язку задач аеропружності, у тому числі й визначення навантажень від неспокійного повітря у якості розрахункової пружної схеми літака транспортної категорії (із крилом та фюзеляжем великого видо-вження) зазвичай використовується просторова система пружних балок [1], тобто такі частини конструкції, як крило, фюзеляж, вертикальне й горизонтальне оперення моделюються пружними балками, які мають жорсткість на згин у двох взаємно перпендикулярних площинах і на кручення, а за напрямком збігаються із осями жорсткості відповідних елементів конструкції літака. У цьому випадку передбачається, що пружні деформації та лінійні й кутові переміщення є малими, і для опису навантаження та деформованого стану конструкції застосовується лінійна інженерна теорія вигину і кручення балок змінної жорсткості, що використовує гіпотезу плоских перетинів. Однак виникає проблема визначення положення осі жорсткості єдиної для всього агрегату, оскільки за наявності кількох перетинів ($n > 2$), власні осі жорсткості не лежатимуть на одній прямій.

Метою роботи є алгоритм визначення положення осі жорсткості агрегатів літака під час побудови балкової пружно-масової моделі транспортного літака для визначення зовнішніх навантажень, що діють на конструкцію.

У роботі розглянуто агрегати літака на прикладі крила, яке має помітний злам. Крило змодельоване як однією, так і двома балками із нерівномірним розподілом перетинів. Варто відзначити, що у такому випадку отримана вісь жорсткості є умовною прямою.

Під час проектування агрегатів літального апарату (ЛА), деталі та вузли агрегатів створюються та моделюються як складні тривимірні твердотілі моделі. У разі розв'язання задач міцності (у першу чергу забезпечення необхідної місцевої міцності) моделі перетворюються у складні скінченно-елементні моделі (СЕМ), які у свою чергу формують глобальні СЕМ (ГСЕМ) агрегатів та усієї конструкції ЛА. Для аналізу навантажень, напружень та ефектів аеропружності ГСЕМ агрегатів літака редукують до моделей балки.

Процес редукування жорсткісних характеристик ГСЕМ агрегату до балки складається із п'ятих послідовних кроків:

- у ГСЕМ визначаються довільна опорна вісь балки (яка замінить відповідний відсік агрегату) та вузли елементів балки;
- у ГСЕМ чисельно визначаються матриці жорсткості елементів балки на основі прогину у разі дії декількох випадків статичного навантаження;
- для кожного попередньо визначеного перетину балки розраховується набір із 13 параметрів жорсткості балки:

$$\Omega = [SC_{Ay}, SC_{Az}, SC_{By}, SC_{Bz}, J, I_1, I_2, I_{12}, N_y, N_z, A, k_y, k_z]^T,$$

де перші чотири параметри описують зміщення центру жорсткості перетину від опорної прямої (осі балки) у вузлах A і B (початок і кінець відсіку). Ці зміщення визначають вісь жорсткості відсіку та керують поведінкою зв'язку згин-скручування балки. Решта параметрів визначаються відносно осі жорсткості відсіку: параметри жорсткості на вигин і кручення (від J до I_{12}), розташування центроїда перерізу (N_y, N_z), площа перетину (A) та коефіцієнти зсуву (k_y, k_z); отримані координати локальних осей жорсткості, які формують ламану лінію, методом лінійної апроксимації приводимо до вигляду прямої або двох прямих зі спільним кінцем (рис. 1);

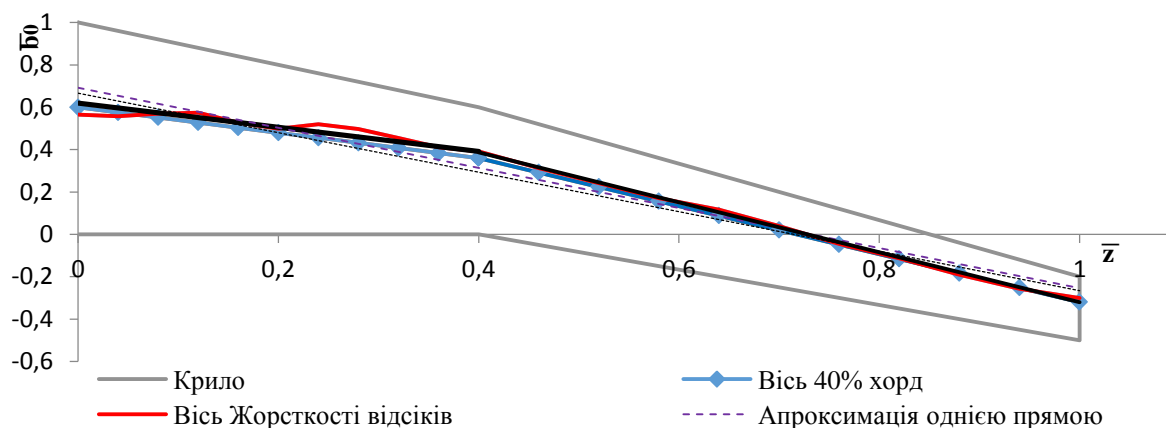


Рис. 1. Варіанти осей жорсткості крила

- перерахунок жорсткісних характеристики розглядуваних перетинів відносно прийнятої осі жорсткості. Для цього можна використати алгоритми описані у роботі [2].

Отже, у роботі сформульовано алгоритм визначення та побудови осі жорсткості складного просторового агрегату, що дозволить створити пружно-масову модель конструкції літака транспортної категорії необхідну для розв’язання задач аеропружності та визначення зовнішніх навантажень на конструкцію літака.

Список використаних джерел

1. *Hevko B.* Comparison of two methods to calculate external loads at flight in continuous turbulence / B. Hevko, Y. Bondar // *Aviation.* – 2022. – № 26(3).– С. 160–168.
2. *Stodieck O.* Slender-Wing Beam Reduction Method for Gradient-Based Aeroelastic Design Optimization / O. Stodieck, J. E. Cooper, S. A. Neild, M. H. Lowenberg, L. Iorga // *AIAA Journal.* – 2018. – №56(11).– С. 4529-4545.