

doi: 10.32620/oikit.2024.100.01

УДК 629.7.01

О. Г. Гребеніков, О. О. Соболев

Аналіз впливу кута стрілоподібності на характеристики статичної аеропружності крила навчально-тренувального літака

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

Стаття присвячена аналізу явищ статичної аеропружності крила навчально-тренувального літака і загального характеру впливу стрілоподібності на критичні швидкості. Аеропружність – вивчає взаємодію аеродинамічних і пружних сил і вплив цієї взаємодії на конструкцію літака. Розрізняють два види аеропружності – статичну і динамічну. Розглянуто і проаналізовано публікації, присвячені цій проблемі. Аналіз досліджень показує, що при проектуванні літального апарата необхідно визначити характеристики аеропружності його аеродинамічних поверхонь. Крім жорсткості конструкції на такі явища впливає кут стрілоподібності. Наукова новизна дослідження полягає в тому, що на відміну від проаналізованих досліджень розглянуто спроектовану конструкцію крила навчально-тренувального літака.

Для спроектованого навчально-тренувального літака визначено критичні швидкості явищ статичної аеропружності. Розрахунок впливу кута стрілоподібності крила на швидкості дивергенції навчально-тренувального літака підтверджує раніше отримані результати щодо цього впливу. При збільшенні або зменшенні стрілоподібності для крил з одним і тим самим розмахом зменшується жорсткість на кручення крила через те, що збільшується довжина лінії центрів жорсткості. Але найбільший вплив на характеристики аеропружності робить переміщення центру вигину, при зміні кута стрілоподібності.

При передній стрілоподібності збільшується плече дії аеродинамічних сил відносно центру вигину, тим самим зменшуючи критичні швидкості дивергенції. Для прямої стрілоподібності при її збільшенні центр вигину переміщується вперед і при деякому значенні центр вигину знаходиться перед точкою фокуса. Тобто має місце зменшення кута закручування крила при збільшенні аеродинамічної сили, що у розглянутому плоскому випадку розрахунку виключає виникнення дивергенції.

Попередньо визначена максимальна швидкість польоту є такою, що не перевищує критичні швидкості дивергенції і реверса елеронів. Цей результат становить практичну цінність дослідження. Для досягнення більших швидкостей польоту необхідно застосовувати крила з прямою стрілоподібністю. Точніші розрахункові або експериментальні методи визначення характеристик аеропружності мають бути використані на наступних етапах проектування для попередження виникнення явищ аеропружності в усьому експлуатаційному діапазоні швидкостей і висот польоту навчально-тренувального літака.

Ключові слова: навчально-тренувальний літак, аеропружність, дивергенція, реверс елеронів, жорсткість.

Вступ

Аеропружність – вивчає взаємодію аеродинамічних і пружних сил і вплив цієї взаємодії на конструкцію літака [1]. Коли деформації конструкції спричиняють додаткові аеродинамічні сили, виникають явища аеропружності. Ці додаткові сили можуть спричинити додаткові деформації конструкції, які призведуть до збільшення аеродинамічних сил. У результаті такі взаємодії деформацій можуть мати тенденцію ставати все менше і менше, доки не буде досягнутий стан стійкої рівноваги, або вони можуть мати тенденцію до безперервного збільшення і

призведуть до руйнування конструкції.

Розрізняють два види аеропружності – статичну і динамічну. При статичній аеропружності на агрегати ЛА діють два фактори – аеродинамічні сили та сили пружності самої конструкції. При динамічній до цих сил додається третя – сила інерції маси конструкції [2].

До статичного виду аеропружності належать дивергенція та реверс рульових поверхонь, до динамічного – флатер і бафтинг.

Явища аеропружності мають тенденцію виникати при досягненні швидкісним напором певних значень, при яких аеродинамічні сили можуть спричиняти значні деформації та коливання конструкції. Швидкості, при яких можливо виникнення явищ аеропружності, називають критичними швидкостями флатера, дивергенції і реверса елеронів.

Дивергенція в механіці – явище аперіодичної статичної нестійкості пружного стрижня у вітровому потоці, пов'язане з виникненням граничного стану рівноваги при крученні. Дивергенція характерна для гнучких конструкцій великої довжини, наприклад крил літальних апаратів, лопатей гвинта вертольота, прольотних будов висячих мостів. Коли аеродинамічний центр конструкції (центр прикладання аеродинамічних сил) знаходиться перед її пружною віссю (рис. 1), збільшення швидкості потоку що набігає, призводить до зростання піднімальної сили. Для зрівноваження необхідний реактивний (відновлювальний) момент в конструкції, зумовлений її жорсткістю на кручення. Зростання піднімальної сили призводить до ще більших деформацій кручення і до подальшого збільшення крутного моменту. При досягненні критичної швидкості потоку (так званої критичної швидкості дивергенції), коли момент аеродинамічних сил перевищує момент пружних відновлювальних сил, виникає втрата стійкості та руйнування конструкції. Гранично допустима швидкість потоку, що набігає на конструкцію, має бути меншою за критичну швидкість дивергенції у 1,2–1,5 раза. Статичне явище дивергенції є окремим випадком складнішого динамічного явища — флатера (згинально-крутильного автоколивального процесу). Критична швидкість дивергенції для сучасних конструкцій зазвичай вища за швидкості флатера та інших небезпечних аеропружних явищ, тому вона використовується як зручна порівняльна величина, розрахунок якої досить простий [1].



Рис. 1. Схема взаємодії аеродинамічних і пружних сил

Збільшення аеропружної стійкості конструкцій досягається шляхом зміни форми поперечного перерізу, підвищенням жорсткості конструкції на вигин та кручення, а також співвідношенням цих величин. Випробування аеропружних властивостей конструкцій проводяться на моделях в аеродинамічних трубах з

дотриманням усіх умов подібності.

У випадку прямих крил звичайної конструкції дивергенція крила при закручуванні, зазвичай має місце при швидкості, більшій за швидкість реверса елеронів, яка у свою чергу перевищує швидкість згинально-крутильного флатера. У випадку крила зі зворотною стрілоподібністю можна очікувати, що швидкість дивергенції буде менше швидкості флатера, а остання у свою чергу буде менше швидкості реверсу елеронів. Для стрілоподібного крила швидкість реверса елеронів менше швидкості флатера, яка у свою чергу менше швидкості дивергенції. На рис. 2 зображено якісне співвідношення між критичними швидкостями для типових крил при різних кутах стрілоподібності. Ці співвідношення підтверджені як розрахунковими дослідженнями, так і випробуваннями [1, 3, 4, 5, 6].



Рис. 2. Характер впливу стрілоподібності крила на критичні швидкості

1. Аналіз літературних даних і постановка проблеми

Дослідженню явищ аеропружності присвячена значна кількість публікацій. Відомі як теоретичні дослідження та методи визначення характеристик аеропружності [1], так і експериментальні дослідження [3, 5], зокрема і для крил зі зворотною стрілоподібністю [4,6]. У більшості сучасних публікацій, наприклад [7], розглядають саме явища флатера. Також розглядають конструкції, виконані із композиційних матеріалів, та вплив анізотропії таких матеріалів на характеристики аеропружності [8]. Одним із засобів розрахунку при дослідженнях використовують метод скінченних елементів [9]. Загалом в дослідженнях розглядають крило з певною геометрією для окремого літального апарату а теоретичні розрахунки обмежені окремими випадками для різної геометрії крила в плані.

2. Мета і задачі дослідження

Аналіз досліджень показує, що при проектуванні літального апарата необхідно визначити характеристики аеропружності його аеродинамічних поверхонь. Крім жорсткості конструкції на такі явища впливає кут стрілоподібності. У попередніх дослідженнях [10, 11] стрілоподібність крила обиралась для забезпечення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик,

але потрібно також розглянути її вплив на характеристики аеропружності.

Метою дослідження є аналіз впливу кута стрілоподібності на характеристики статичної аеропружності крила навчально-тренувального літака.

Тож для проєктованого навчально-тренувального літака (НТЛ) необхідно визначити критичні швидкості виникнення явищ аеропружності. У нашому дослідженні розглянемо вплив стрілоподібності на критичні швидкості статичної аеропружності – дивергенції і реверса елеронів. Оскільки розглядається можливість використання крила зворотної стрілоподібності, яке має менші швидкості дивергенції, необхідно перевірити чи забезпечено жорсткість такого крила. Флатерні характеристики залежать не тільки від крутильної жорсткості і форми в плані крила, а й від положення центру мас перерізів крила, і ці явища можна попередити не тільки забезпеченням крутильної жорсткості, а й перерозподілом мас у перерізі крила або використанням протифлатерних вантажів.

3. Розрахунок впливу кута стрілоподібності крила навчально-тренувального літака на характеристики статичної аеропружності

Загальний вигляд літального апарата та конструкцію його крила розроблено на попередніх етапах дослідження [10, 11, 12]. Розроблено аванпроєкт навчально-тренувального літака для початкового навчання пілотів з крилом зворотної стрілоподібності і масою корисного навантаження 240 кг (рис. 3, 4). Вибрано класичну аеродинамічну схему з горизонтальним оперенням, розташованим позаду крила, двокільовим вертикальним оперенням і триопорним шасі з носовим стояком. Для підвищення маневреності вибрано крило зворотної стрілоподібності. Розраховано злітну масу навчально-тренувального літака в трьох наближеннях, яка становить $m_0 = 2264$ кг.

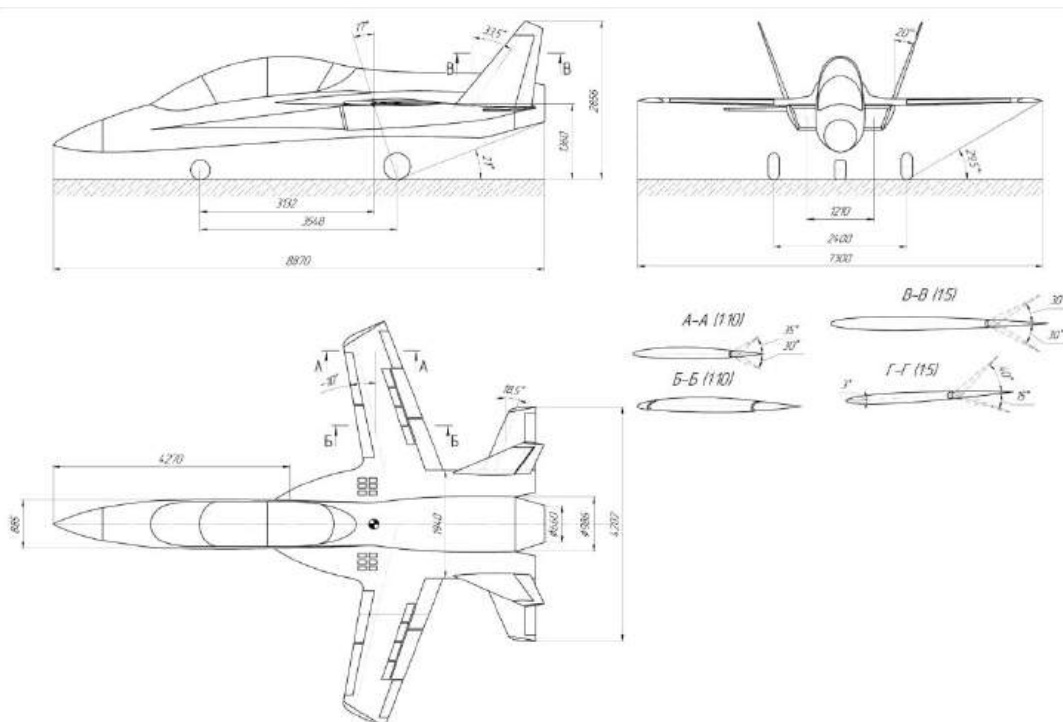


Рис. 3. Фрагмент загального вигляду навчально-тренувального літака



Рис. 4. Фрагмент майстер-геометрії навчально-тренувального літака

Основні вимоги до льотно-технічних характеристик:

Маса цільового навантаження	– 240 кг.
Максимальна швидкість польоту	– 940 км/год.
Крейсерська швидкість польоту	– 850 км/год.
Крейсерська висота польоту	– 11000 м.
Радіус дії	– 565 км.
Довжина розбігу	– 250 м.
Швидкопідйомність біля землі	– 100 м/с.
Максимальне експлуатаційне перевантаження	– +8g, -4g.

Вигляд крила навчально-тренувального літака з кутом стрілоподібності -13° і крила з кутом стрілоподібності $+13^\circ$ показані на рис. 5 і 6.

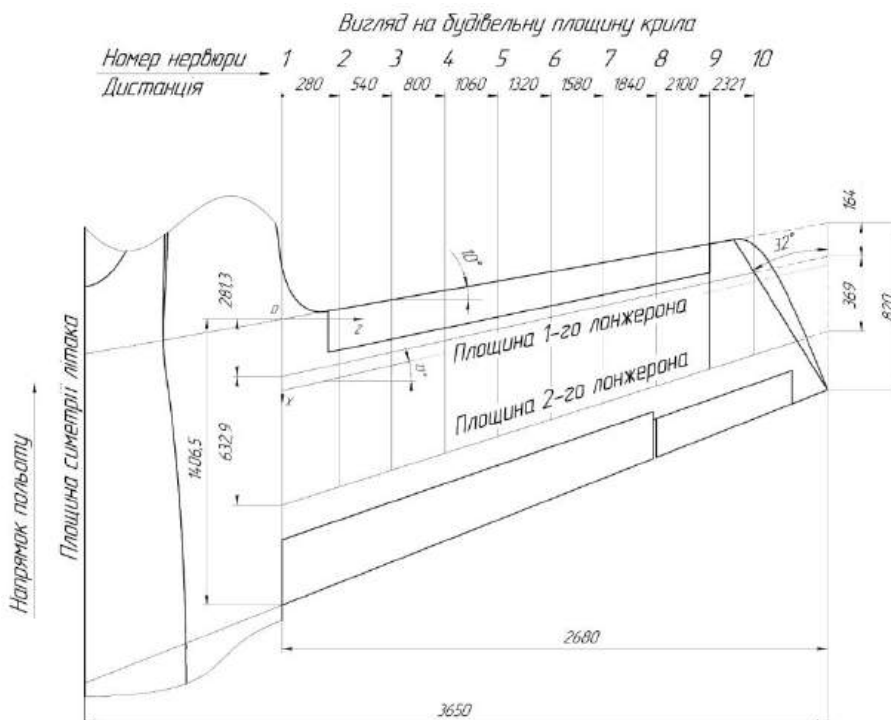


Рис. 5. Фрагмент креслення крила НТЛ з кутом стрілоподібності -13°

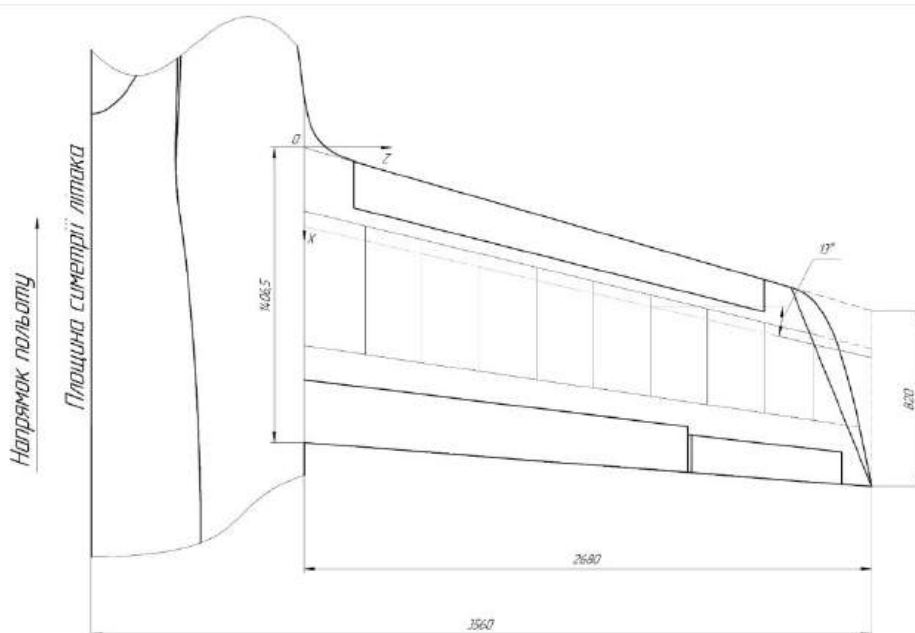


Рис. 6. Фрагмент креслення крила НТЛ з кутом стрілоподібності +13°

На попередніх стадіях проектування швидкість дивергенції можна визначити за формулою [13, 14, 15]

$$V_{DIV} = \sqrt{\frac{2 \cdot GJ}{\rho \cdot S_{конс} \cdot b \cdot c_{ya}^{\alpha} (\bar{x}_{ц.з} - \bar{x}_f)}}$$

де GJ – крутильна жорсткість, Н·м²;
 $\rho = 1,225$ кг/м³ – густина повітря;
 $S_{конс} = 2,681$ м² – площа консолі крила;
 b – довжина хорди крила, м;
 $c_{ya}^{\alpha} = 3,6$ – похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки крила;
 $\bar{x}_{ц.з}$ – відносне положення центру вигину у перерізі, що розглядається;
 $\bar{x}_f = 0,23$ – відносне положення фокуса (для аеродинамічного профілю КВ-2-12 відносне положення фокуса вздовж хорди дорівнює 0,23 у широкому діапазоні чисел Рейнольдса (рис. 7)).

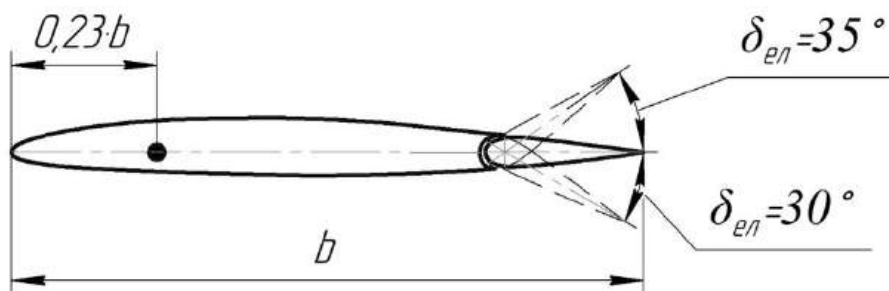


Рис. 7. Аеродинамічний профіль КВ-2-12

Швидкість реверса елеронів можна приблизно визначити за формулою [14, 15]

$$V_{REV} = \sqrt{\frac{-2 \cdot GJ \cdot \frac{\partial c_{ya}}{\partial \delta_{el}}}{\rho \cdot S_{конс} \cdot b \cdot c_{ya}^\alpha \cdot \frac{\partial m_z}{\partial \delta_{el}}}},$$

де $\frac{\partial c_{ya}}{\partial \delta_{el}} = 0,058$ – похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом відхилення

елерона для перерізу крила в зоні розміщення елерона [16];

$\frac{\partial m_z}{\partial \delta_{el}} = -0,014$ – похідна коефіцієнта поздовжнього моменту за кутом

відхилення елерона для перерізу крила в зоні розміщення елерона [16].

Ці залежності отримано для плоского випадку при розгляді перерізу крила з двома степенями свободи. Для репрезентації поведінки крила при крученні і згинанні в цілому рекомендується виконувати розрахунок для перерізу, який знаходиться на 3/4 розмаху консолю крила [13].

Далі розглянуто варіант трилонжеронної конструкції крила навчально тренувального літака, проектувальний розрахунок якої виконано в попередньому дослідженні [12]. Визначено площі основних силових елементів і створено їх тривимірні моделі.

Якщо для консолю крила, яка розглядається, взяти систему координат, початок якої розміщено в носку бортової хорди крила, то положення контрольного розмаху вздовж перерізу

$$z_{к.п} = \frac{3}{4} \cdot l_{конс} = \frac{3}{4} \cdot 2,68 = 2,01 \text{ м.}$$

При цьому хорда $b = 0,96644$ м.

Подальшому визначенню підлягають тільки величина крутильної жорсткості і положення центру вигину крила в контрольному перерізі. Для їх визначення побудовано п'ять скінченноелементних моделей крила з різними значеннями стрілоподібності. Для кожної з моделей розглянуто два розрахункових випадки. Розрахунки виконано за допомогою системи ANSYS [11].

У першому розрахунковому випадку контрольний переріз навантажено крутним моментом $M_{кр} = 10000$ Н·м і визначено кут повороту перерізу і точку перетину лінії хорд перерізу в деформованому і недеформованому станах. Ця точка має відповідати положенню центру вигину перерізу крила. Для перевірки правильності визначення положення цієї точки розглянуто такий розрахунковий випадок: у певній точці прикладено силу $P = 10000$ Н, напрям дії якої збігається з напрямом осі ОУ. Якщо при такому навантаженні закручування контрольного перерізу крила не відбувається, положення центру вигину визначено правильно.

Знаючи кут закручування перерізу θ під дією моменту $M_{кр}$, можна визначити жорсткість:

$$GJ = \frac{M_{кр} \cdot z_{к.п}}{\theta}$$

На рис. 8 зображено тривимірну модель базового варіанта кесонної частини крила зі стрілоподібністю по 1/4 хорді $\chi_{0,25} = -13$ градусів. На рис. 9–11 показано скінченноелементну модель, граничні умови і навантаження у першому розрахунковому випадку і переміщення які відповідно при цьому виникають. На рис. 12, 13 показано граничні умови і навантаження у другому розрахунковому випадку і відповідно переміщення.

Geometry

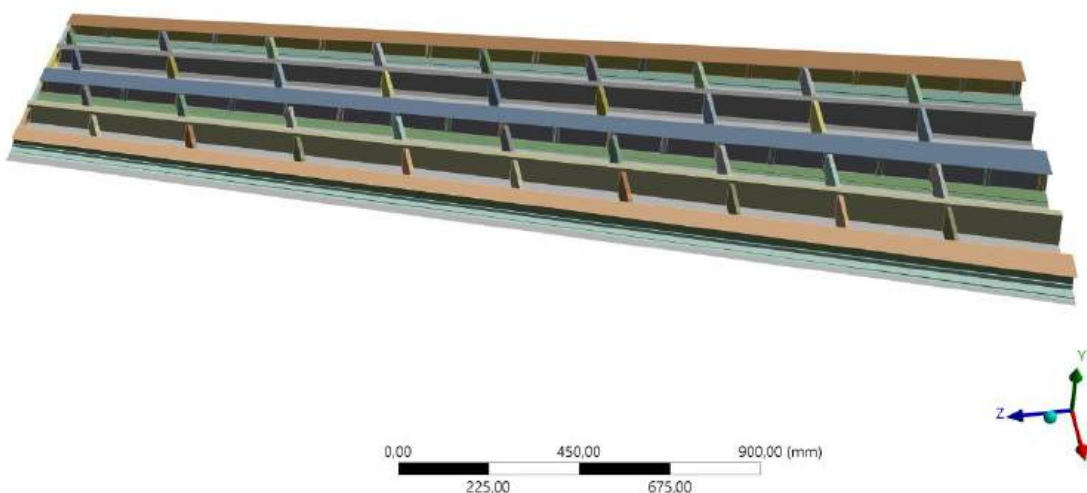


Рис. 8. Тривимірна модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = -13$ градусів

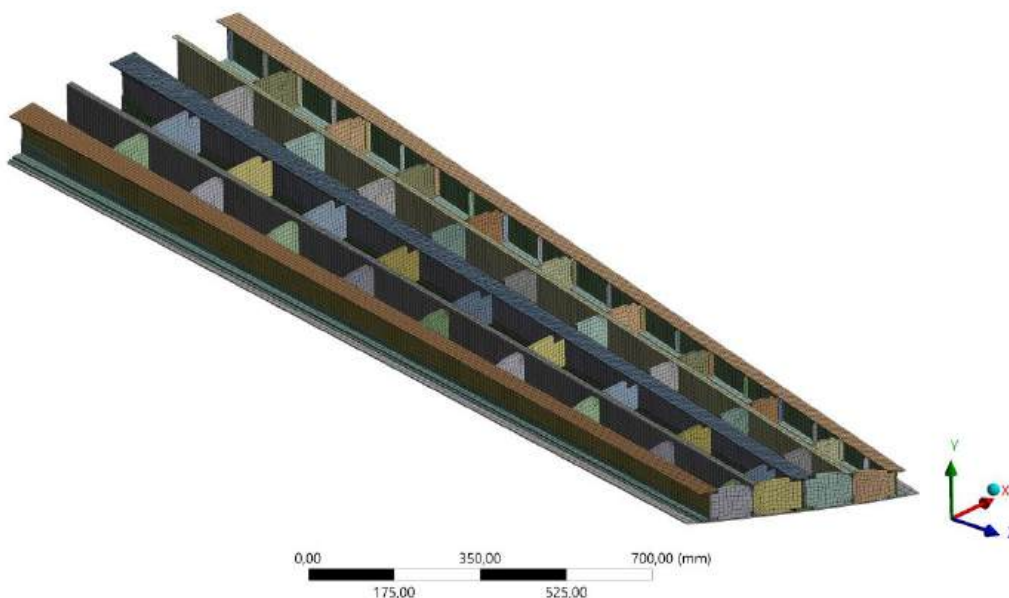


Рис. 9. Скінченноелементна модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = -13$ градусів

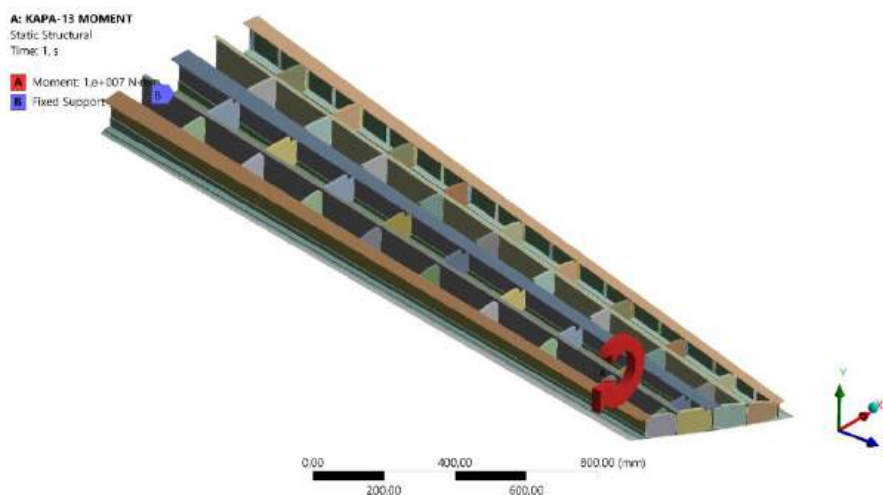


Рис. 10. Схема навантаження моментом кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = -13$ градусів

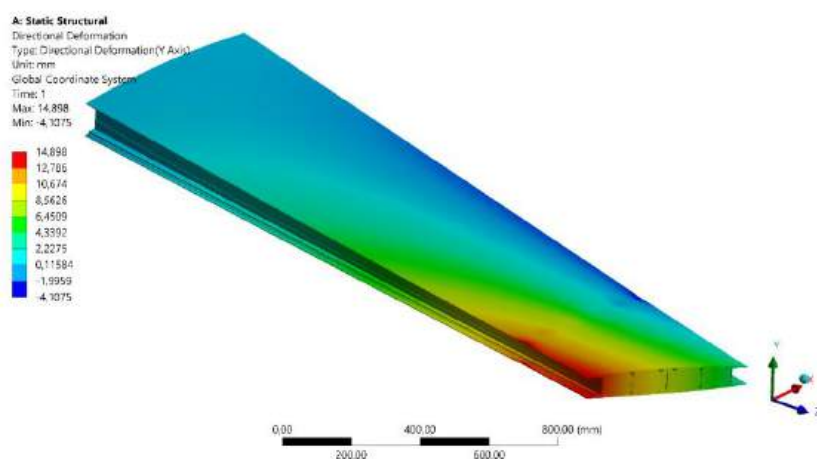


Рис. 11. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією крутного моменту, $\chi_{0,25} = -13$ градусів

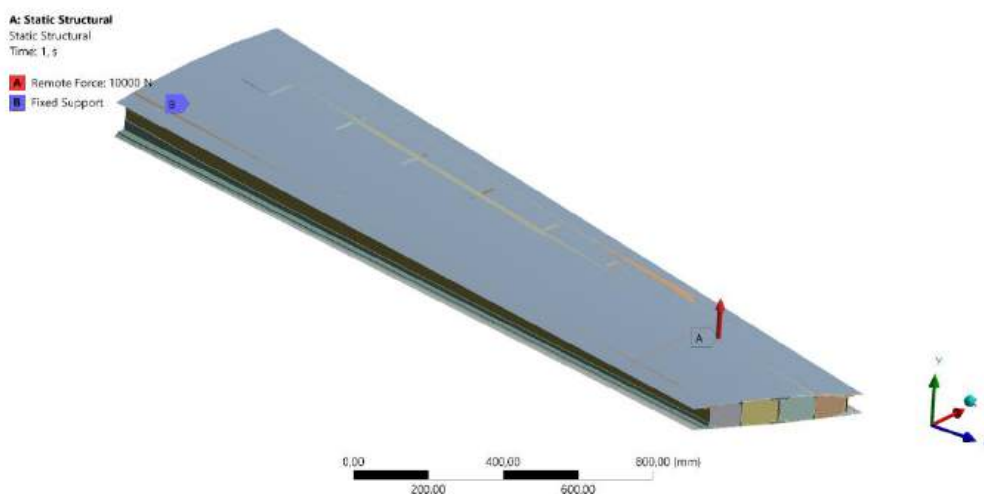


Рис. 12. Схема навантаження силою P кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = -13$ градусів

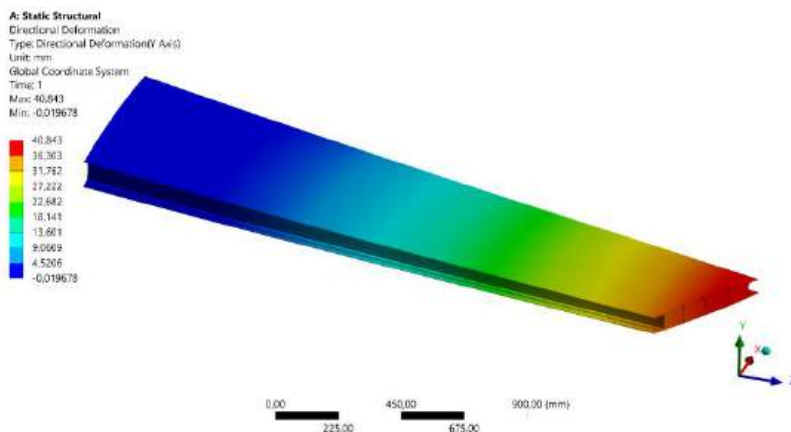


Рис. 13. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією сили P , $\chi_{0,25} = -13$ градусів

Тривимірні і скінченноелементні моделі, а також результати розрахунків для крил з іншими значеннями стрілоподібності показано на рис. 14–29. Для всіх варіантів стрілоподібності другий розрахунковий випадок підтверджує правильність визначення центру вигину. В табл. 1 подано числові значення, отримані під час розрахунків.

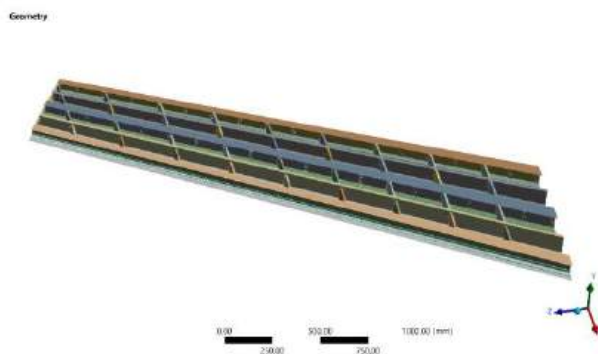


Рис. 14. Тривимірна модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = -26$ градусів

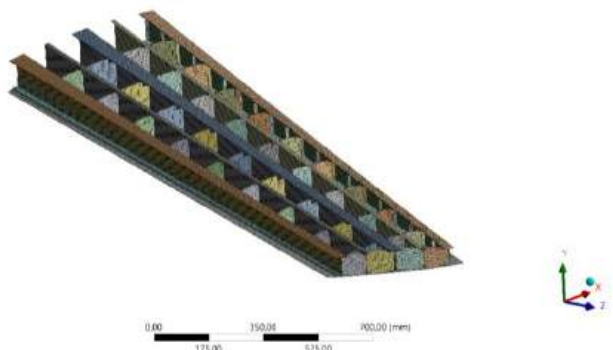


Рис. 15. Скінченноелементна модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = -26$ градусів

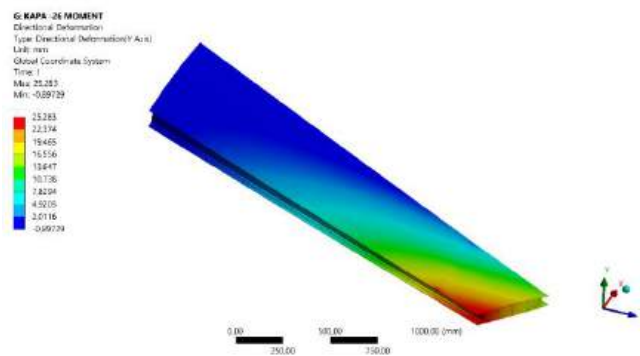


Рис. 16. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією крутного моменту, $\chi_{0,25} = -26$ градусів

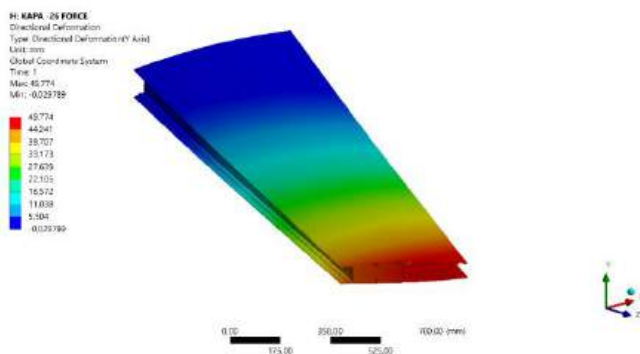


Рис. 17. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією сили P , $\chi_{0,25} = -26$ градусів

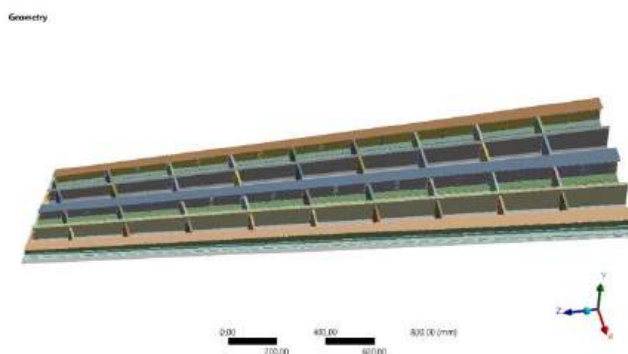


Рис. 18. Тривимірний модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = 0$ градусів

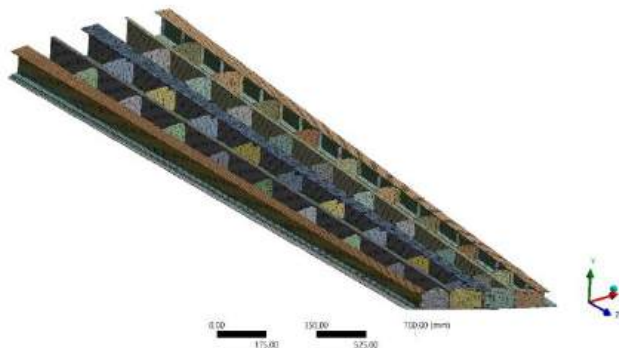


Рис. 19. Скінченноелементна модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = 0$ градусів

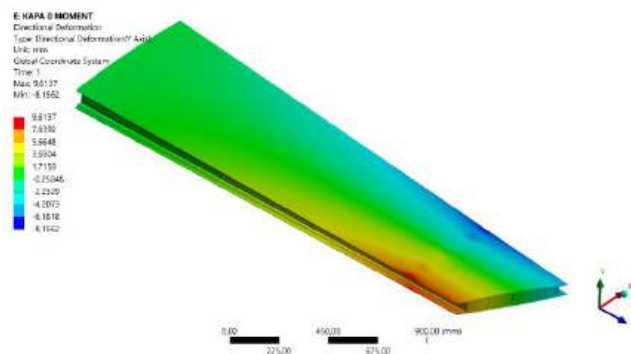


Рис. 20. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією крутного моменту, $\chi_{0,25} = 0$ градусів

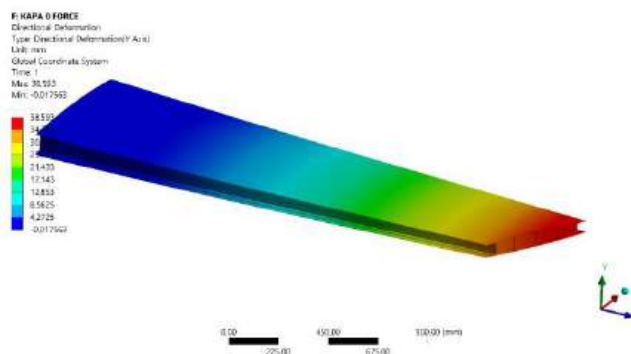


Рис. 21. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією сили P , $\chi_{0,25} = 0$ градусів

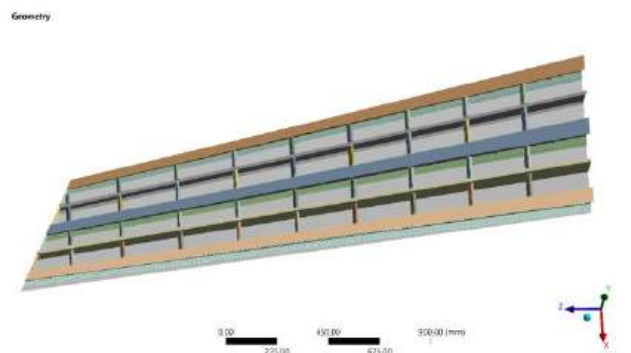


Рис. 22. Тривимірний модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = 13$ градусів

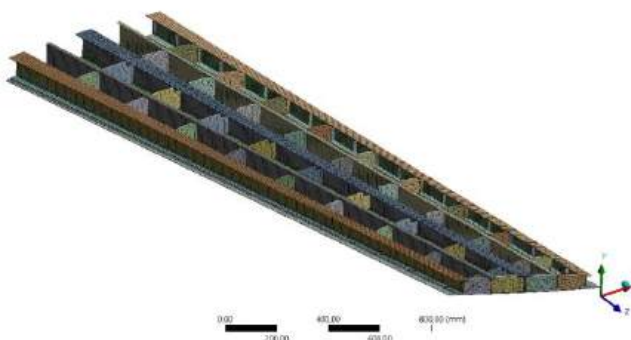


Рис. 23. Скінченноелементна модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = 13$ градусів

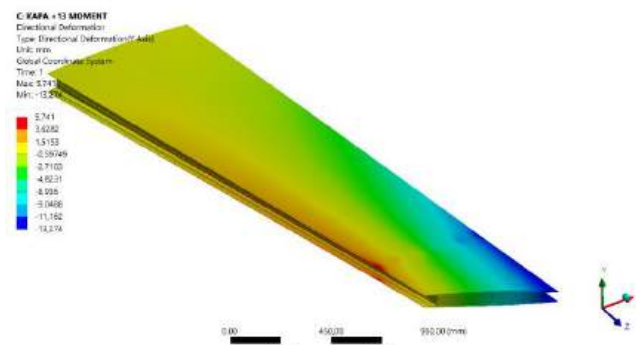


Рис. 24. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією крутного моменту, $\chi_{0,25} = 13$ градусів

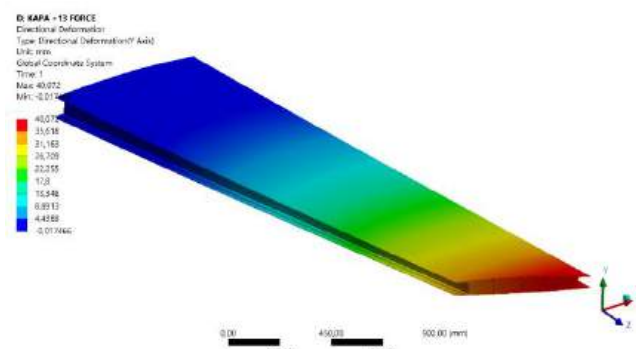


Рис. 25. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією сили P , $\chi_{0,25} = 13$ градусів

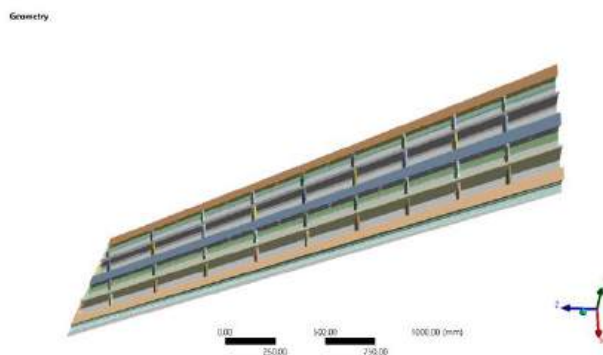


Рис. 26. Тривимірний модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = 26$ градусів

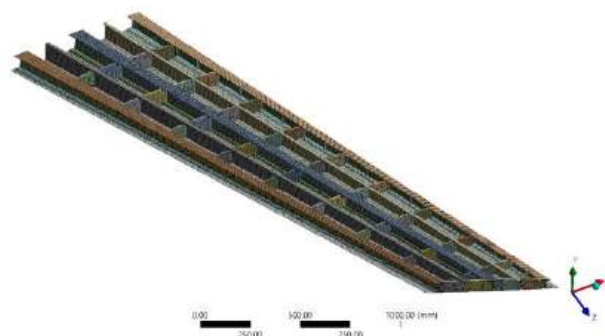


Рис. 27. Скінченноелементна модель кесонної частини консолі крила, $\chi_{0,25} = 26$ градусів

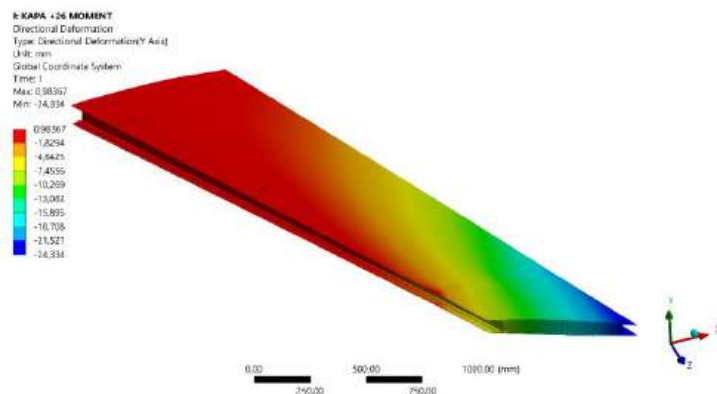


Рис. 28. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією крутного моменту, $\chi_{0,25} = 26$ градусів

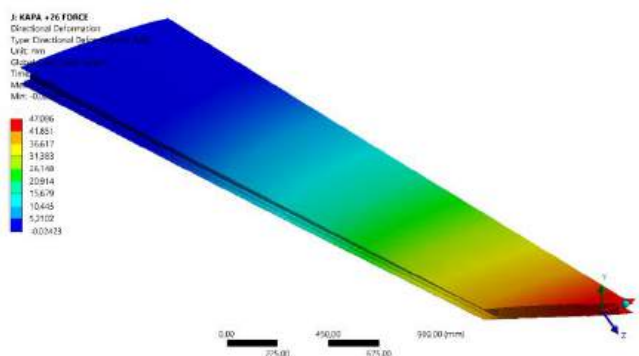


Рис. 29. Характер переміщення кесонної частини консолі крила під дією сили P , $\chi_{0,25} = 26$ градусів

Таблиця 1

Результати розрахунку швидкостей дивергенції і реверса елеронів навчально-тренувального літака

Кут стрілоподібності, град	$\chi_{0,25} = -26$	$\chi_{0,25} = -13$	$\chi_{0,25} = 0$	$\chi_{0,25} = 13$	$\chi_{0,25} = 26$
$\bar{x}_{ц.з}$	0,785	0,606	0,45	0,295	0,119
θ , град.	2,085	1,812	1,77	1,805	1,979
GJ , Н/м ²	$1,367 \cdot 10^5$	$1,573 \cdot 10^5$	$1,61 \cdot 10^5$	$1,579 \cdot 10^5$	$1,44 \cdot 10^5$
V_{DIV} , м/с	207,7	270,4	357,8	652,3	-
V_{DIV} , км/год	747,9	973,6	1287,9	2348,3	-
V_{REV} , м/с	309,4	331,8	335,7	332,5	317,5
V_{REV} , км/год	1113,8	1194,5	1208,6	1196,8	1143,1

4. Обговорення результатів

Розрахунок впливу кута стрілоподібності крила на швидкості дивергенції навчально-тренувального літака (рис. 30) підтверджує раніше отримані результати [1, 3, 4, 5, 6] щодо цього впливу. Як видно із результатів, при

збільшенні або зменшенні стрілоподібності для крил з одним і тим самим розмахом зменшується жорсткість на кручення крила через те, що збільшується довжина лінії центрів жорсткості. Але найбільший вплив на характеристики аеропружності робить переміщення центру вигину при зміні кута стрілоподібності.

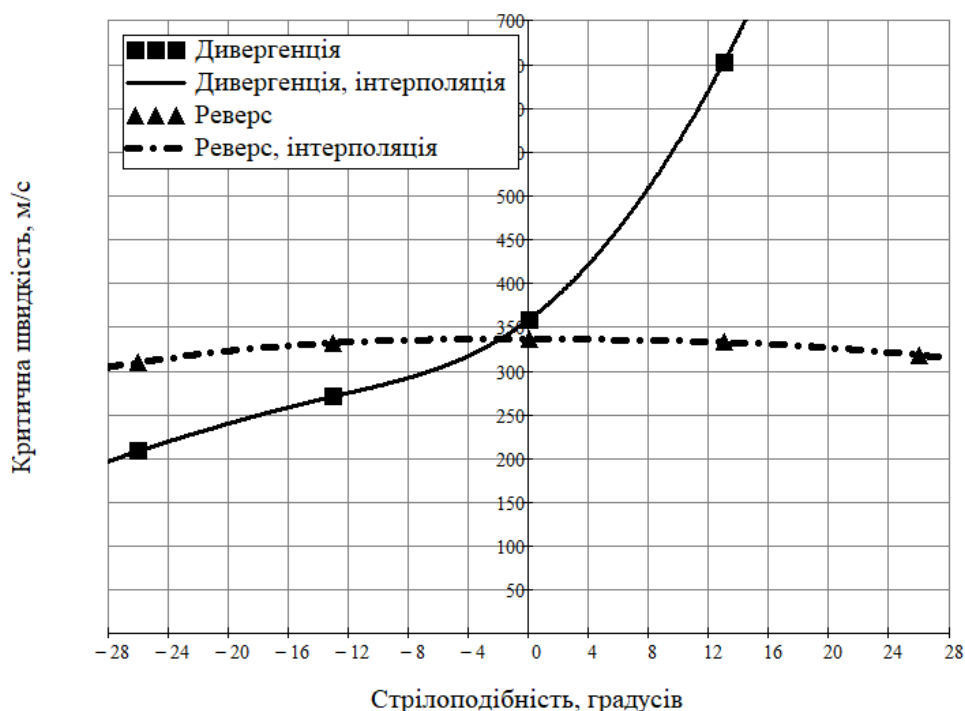


Рис. 30. Вплив кута стрілоподібності крила на швидкості дивергенції і реверса елеронів навчально-тренувального літака

При передній стрілоподібності збільшується плече дії аеродинамічних сил відносно центру вигину, тим самим зменшуючи критичні швидкості дивергенції. Для прямої стрілоподібності при її збільшенні центр вигину переміщується вперед і при деякому значенні центр вигину знаходиться перед точкою фокуса. Тобто має місце зменшення кута закручування крила при збільшенні аеродинамічної сили, що у розглянутому плоскому випадку розрахунку виключає виникнення дивергенції.

На критичні швидкості реверса елеронів у розглянутому двовимірному випадку впливає тільки крутильна жорсткість крила. При визначенні похідних аеродинамічних сил і моментів у поданому розрахунку не враховувалися стисливість повітря і можливість виникнення стрибків ущільнення на поверхні крила що може суттєво вплинути на величини цих похідних. Це потрібно враховувати при виконанні точніших розрахунків на наступних етапах проектування.

Для проєктованого навчально-тренувального літака з кутом стрілоподібності $\chi_{0,25} = -13$ результати розрахунку показують, що визначена максимальна швидкість польоту 900 км/год не перевищує критичні швидкості дивергенції і реверса елеронів. Але видно, що для досягнення більших швидкостей польоту необхідно застосовувати крила з прямою стрілоподібністю.

Висновки

Розглянуто явища аеропружності і загальний характер впливу стрілоподібності на критичні швидкості. Розглянуто і проаналізовано публікації присвячені цій проблемі. Аналіз досліджень показує, що при проектуванні літального апарата, необхідно визначити характеристики аеропружності його аеродинамічних поверхонь. Крім жорсткості конструкції на такі явища впливає кут стрілоподібності.

Для проектного навчально-тренувального літака визначено критичні швидкості явищ статичної аеропружності. Попередньо визначена максимальна швидкість польоту не перевищує критичні швидкості дивергенції і реверса елеронів. Для досягнення більших швидкостей польоту необхідно застосовувати крила з прямою стрілоподібністю. Точніші розрахункові або експериментальні методи визначення характеристик аеропружності мають бути використані на наступних етапах проектування для попередження виникнення явищ аеропружності в усьому експлуатаційному діапазоні швидкостей і висот польоту навчально-тренувального літака.

Список літератури

1. Aero-Elasticity. Raymond L. Bisplinghoff, Holt Ashley and Robert L. Halfman. Addison Wesley Publishing Co. Inc., Cambridge, Mass., 1955. 860 pp.
2. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки : підруч. для студентів : гриф МОН України , Ч. 1 / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. М. Федотов ; М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т". – Харків. – Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т", 2002. – 468 с.
3. Diederich, Franklin W. and Bernard Budiansky. "Divergence of swept wings." – Langley Memorial Aeronautical Laboratory. – 1948. – 33 p.
4. Babister, A. W. Flutter and divergence of sweptback and sweptforward wings. College of Aeronautics, Cranfield. – London. – 1950. – 15 p.
5. C. Karpouzian and L. Librescu , Non-classical effects on divergence and flutter of anisotropic swept aircraft wings, J. AIAA 34 (1996) 786–794 pp.
6. Flutter and divergence aeroelastic characteristics for composite forward swept cantilevered wing. I. Lottati. Journal of Aircraft 1985 22:11, 1001–1007 pp.
7. Yanping Xiao, Xiaorui Wang, Bo Huang, "Analysis of flutter characteristics of swept wing," Proc. SPIE 12302, Seventh International Conference on Electromechanical Control Technology and Transportation (ICECTT 2022), 1230207 (23 November 2022); <https://doi.org/10.1117/12.2645493>.
8. Akcabay, D. T., & Young, Y. L. (2020). Material anisotropy and sweep effects on the hydroelastic response of lifting surfaces. *Composite Structures*, 242, 112140. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.112140>.
9. Yuan, W., Sandhu, R., & Poirel, D. (2021). Fully Coupled Aeroelastic Analyses of Wing Flutter towards Application to Complex Aircraft Configurations. *Journal of Aerospace Engineering*, 34(2). [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0001232](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0001232).
10. Аналитический метод выбора параметров реактивного учебно-тренировочного самолета на этапе предварительного проектирования / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. А. Соболев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аерокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиационный ин-т». – Харьков, 2017. – Вып. 78. –

C. 36–58.

11. Preliminary Design for a Jet Training Aircraft / V. Loginov, O. Grebenikov, A. Humennyi, S. Eremenko, O. Soboliev // Transactions on Aerospace Research, 2021. – Vol. 2021, №2. – P.30-45.

12. Анализ конструктивно-технологических особенностей крыльев учебно-тренировочных самолетов / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. А. Соболев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2016. – Вып. 71. – С. 73–92.

13. Thorby, Douglas. Structural Dynamics and Vibration in Practice: An Engineering Handbook. – Elsevier/Butterworth-Heinemann, 2008. – 402 p.

14. Megson, T.H.G. Aircraft Structures for Engineering Students. Seventh ed. Butterworth-Heinemann, 2022. – 944 p.

15. Johnson, Eric R. Aerospace structures. Blacksburg, VA: Kevin T. Crofton Department of Aerospace and Ocean Engineering at Virginia Tech in association with Virginia Tech Publishing, 2022. – 630 p.

16. Курочка, Г. П. Льотно-технічні характеристики, поздовжня стійкість і керованість літака : навч. посіб. / Г. П. Курочка ; М-во освіти України, Держ. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авиац. ін-т". – 2-ге вид., перероб. і доп. – Харків: Держ. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авиац. ін-т", 1999. – 188 с.

17. ANSYS Mechanical Finite Element Analysis (FEA) software for structural engineering. . ansys.com. Retrieved August 3, 2024, from <https://www.ansys.com/products/structures/ansys-mechanical> .

References

1. Aero-Elasticity. Raymond L. Bisplinghoff, Holt Ashley and Robert L. Halfman. Addison Wesley Publishing Co. Inc., Cambridge, Mass., 1955. 860 pp.

2. Inzhenerni osnovy funktsionuvannia i zahalna budova aerokosmichnoi tekhniki : pidruch. dlia studentiv : hryf MON Ukrainy , Ch. 1 / V. S. Kryvtsov, Ya. S. Karpov, M. M. Fedotov ; M-vo osvity i nauky Ukrainy, Nats. aerokosm. un-t im. M. Ye. Zhukovskoho "Kharkiv. aviats. in-t". – Kharkiv. – Nats. aerokosm. un-t im. M. Ye. Zhukovskoho "Kharkiv. aviats. in-t", 2002. – 468 s.

3. Diederich, Franklin W. and Bernard Budiansky. "Divergence of swept wings." – Langley Memorial Aeronautical Laboratory. – 1948. – 33 p.

4. Babister, A. W. Flutter and divergence of sweptback and sweptforward wings. College of Aeronautics, Cranfield. – London. – 1950. – 15 p.

5. C. Karpouzian and L. Librescu , Non-classical effects on divergence and flutter of anisotropic swept aircraft wings, J. AIAA 34 (1996) 786–794 pp.

6. Flutter and divergence aeroelastic characteristics for composite forward swept cantilevered wing. I. Lottati. Journal of Aircraft 1985 22:11, 1001–1007 pp.

7. Yanping Xiao, Xiaorui Wang, Bo Huang, "Analysis of flutter characteristics of swept wing," Proc. SPIE 12302, Seventh International Conference on Electromechanical Control Technology and Transportation (ICECTT 2022), 1230207 (23 November 2022); <https://doi.org/10.1117/12.2645493>.

8. Akcabay, D. T., & Young, Y. L. (2020). Material anisotropy and sweep effects on the hydroelastic response of lifting surfaces. Composite Structures, 242, 112140. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.112140>.

9. Yuan, W., Sandhu, R., & Poirel, D. (2021). Fully Coupled Aeroelastic

Analyses of Wing Flutter towards Application to Complex Aircraft Configurations. *Journal of Aerospace Engineering*, 34(2). [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0001232](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0001232).

10. Analiticheskij metod vybora parametrov reaktivnogo uchebno-trenirovochnogo samoleta na etape predvaritelnogo proektirovaniya / A. G. Grebenikov, A. M. umennyj, A. A. Sobolev // *Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii : sb. nauch. tr. / Nac. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «Harkov. aviac. in-t»*. – Harkov, 2017. – Vyp. 78. – S. 36–58.

11. Preliminary Design for a Jet Training Aircraft / V. Loginov, O. Grebenikov, A. Humennyj, S. Eremenko, O. Soboliev // *Transactions on Aerospace Research*, 2021. – Vol. 2021, №2. – P.30-45.

12. Analiz konstruktivno-tehnologicheskikh osobennostej krylev uchebno-trenirovochnyh samoletov / A. G. Grebenikov, A. M. Gumennyj, A. A. Sobolev // *Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii : sb. nauch. tr. / Nac. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «Harkov. aviac. in-t»*. – Harkov, 2016. – Vyp. 71. – S. 73–92.

13. Thorby, Douglas. *Structural Dynamics and Vibration in Practice: An Engineering Handbook*. – Elsevier/Butterworth-Heinemann, 2008. – 402 p.

14. Megson, T.H.G. *Aircraft Structures for Engineering Students*. Seventh ed. Butterworth-Heinemann, 2022. – 944 p.

15. Johnson, Eric R. *Aerospace structures*. Blacksburg, VA: Kevin T. Crofton Department of Aerospace and Ocean Engineering at Virginia Tech in association with Virginia Tech Publishing, 2022. – 630 p.

16. Kurochka, H. P. *Lotno-tehnichni kharakterystyky, pozdovzhnia stiikist i kerovanist litaka : navch. posib. / H. P. Kurochka ; M-vo osvity Ukrainy, Derzh. aerokosm. un-t im. M. Ye. Zhukovskoho "Kharkiv. aviats. in-t"*. – 2-he vyd., pererob. i dop. – Kharkiv : Derzh. aerokosm. un-t im. M. Ye. Zhukovskoho "Kharkiv. aviats. in-t", 1999. – 188 s.

17. ANSYS Mechanical Finite Element Analysis (FEA) software for structural engineering. [ansys.com](https://www.ansys.com/products/structures/ansys-mechanical). Retrieved August 3, 2024, from <https://www.ansys.com/products/structures/ansys-mechanical> .

Надійшла до редакції 21.08.2024, розглянута на редколегії 21.08.2024

Jet Trainer Aircraft Wing Sweep Angle Influence Analysis on the Characteristics of Static Aeroelasticity

The article is dedicated to the analysis of static aeroelastic phenomena in the wing of a trainer aircraft and the general influence of wing sweep on critical speeds. Aeroelasticity studies the interaction between aerodynamic and elastic forces and the impact of this interaction on the aircraft's structure. There are two types of aeroelasticity: static and dynamic. The article reviews and analyzes publications related to this issue. The analysis of the research shows that when designing an aircraft, it is necessary to determine the aeroelastic characteristics of its aerodynamic surfaces. In addition to structural rigidity, the sweep angle also influences these phenomena. The scientific novelty of the study lies in the fact that, unlike the analyzed research, the designed wing structure of a trainer aircraft is considered.

For the designed trainer aircraft, the critical speeds of static aeroelastic

phenomena were determined. The calculation of the influence of the wing sweep angle on the divergence speeds of the trainer aircraft confirms previously obtained results regarding this influence. When the sweep is increased or decreased for wings with the same span, the torsional rigidity of the wing decreases due to the increase in the length of the line of centers of rigidity. However, the most significant impact on the aeroelastic characteristics is made by the shift of the bending center when the sweep angle changes.

With forward sweep, the arm of the aerodynamic forces relative to the bending center increases, thereby reducing the critical divergence speeds. For straight sweep, as the sweep increases, the bending center moves forward, and at a certain point, the bending center is located in front of the aerodynamic center. This means that the wing twist angle decreases as the aerodynamic force increases, which, in the considered planar case, eliminates the occurrence of divergence.

The preliminarily determined maximum flight speed does not exceed the critical speeds of divergence and aileron reversal. This result represents the practical value of the study. To achieve higher flight speeds, wings with straight sweep should be used. More precise computational or experimental methods for determining aeroelastic characteristics should be used in the subsequent design stages to prevent aeroelastic phenomena across the entire operational range of speeds and altitudes of the trainer aircraft.

Keywords: jet trainer aircraft, aeroelasticity, divergence, aileron reversal, rigidity.

Відомості про авторів

Гребеніков Олександр Григорович – доктор технічних наук, професор кафедри проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Україна. Електронна пошта: agrebenikov@ukr.net ORCID: 0000-0002-1509-0665.

Соболев Олександр Олександрович – старший викладач кафедри проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Україна. Електронна пошта: o.soboliev@khai.edu ORCID: 0000-0002-2151-003X.

About the authors

Grebenikov Oleksandr – Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine. E-mail: agrebenikov@ukr.net. ORCID: 0000-0002-1509-0665.

Soboliev Oleksander – Senior Lecturer, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine. E-mail: o.soboliev@khai.edu ORCID: 0000-0002-2151-003