

МЕТОДИКА АВТОМАТИЗОВАНОЇ РОЗРОБКИ МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЇ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ КРИЛА ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

Вступ

Однією з характерних особливостей процесу проектування крила є створення тривимірних, так званих, 3D-моделей. Ці моделі являють собою об'ємне зображення спроектованої деталі, вузла або ж крила в цілому. Однією з основних моделей при проектуванні літака є модель майстер-геометрії, тобто модель теоретичної поверхні. Зокрема для крила вона створюється на конкретних вихідних даних: профілях, значеннях хорд, кута стріловидності тощо. [1]. При проектуванні крила конструкторам доводиться чимало разів варіювати цими значеннями, а це тягне за собою створення окремих моделей майстер-геометрії крила для кожного розрахункового випадку. Так як цей процес займає багато часу, то виникає необхідність його удосконалення.

Робота над вирішенням даної проблеми ведеться на ДП «Антонов». Існують певні напрацювання та дослідження у створенні методики автоматизованого проектування майстер-геометрії хвостової та носової частин фюзеляжу з вантажними люками та крила пасажирського літака. Оскільки ці агрегати та секції літака конструктивно відрізняються від хвостової частини крила [2] та у її описі приймають участь інші за змістом величини, тому і виникла необхідність у створенні методики автоматизованого проектування саме для хвостової частини крила.

Постановка задачі

Метою цієї роботи є створення методики автоматизованої розробки майстер-геометрії хвостової частини крила пасажирського літака, яка при проектуванні перспективних літаків значно зменшить час на проектування цієї частини крила.

Параметризація моделей майстер-геометрії

Параметрична модель – це математична модель, в якій геометричні розміри об'єкту залежать від невеликої кількості певних параметрів, які можна змінювати в певному діапазоні. При цьому змінюються лише габарити об'єкту, а його структура залишається незмінною. Дану функцію дуже зручно використовувати при проектуванні моделей майстер-

геометрії, оскільки, прив'язавши габаритні розміри моделі до основних параметрів, можна швидко отримувати різні варіанти структурно однієї і тієї ж самої моделі.

При створенні параметричної моделі майстер-геометрії хвостової частини крила пасажирського літака за основні змінні параметри слід вибрати кореневі та кінцеві хорди крила, основної ланки закрилка та дефлектора. Кути кручення профілів, кут стріловидності та розмах крила не будемо приймати за основні параметри, хоча при необхідності їх теж можна змінювати.

Визначення в моделі основних залежностей

Для розв'язку поставленої задачі за прототип був обраний літак Ан-148. Для правильної орієнтації основної ланки закрилка та кращої наглядності отриманих результатів отримаємо спочатку параметричну модель майстер-геометрії правої консольної частини крила. Це потрібно для того, аби в кожному перетині знати кут нахилу хорди крила до будівельної площини крила. Консольна частина крила утворена певною кількістю профілів, довжини проєкцій яких можна отримати з наступних міркувань (рис. 1):

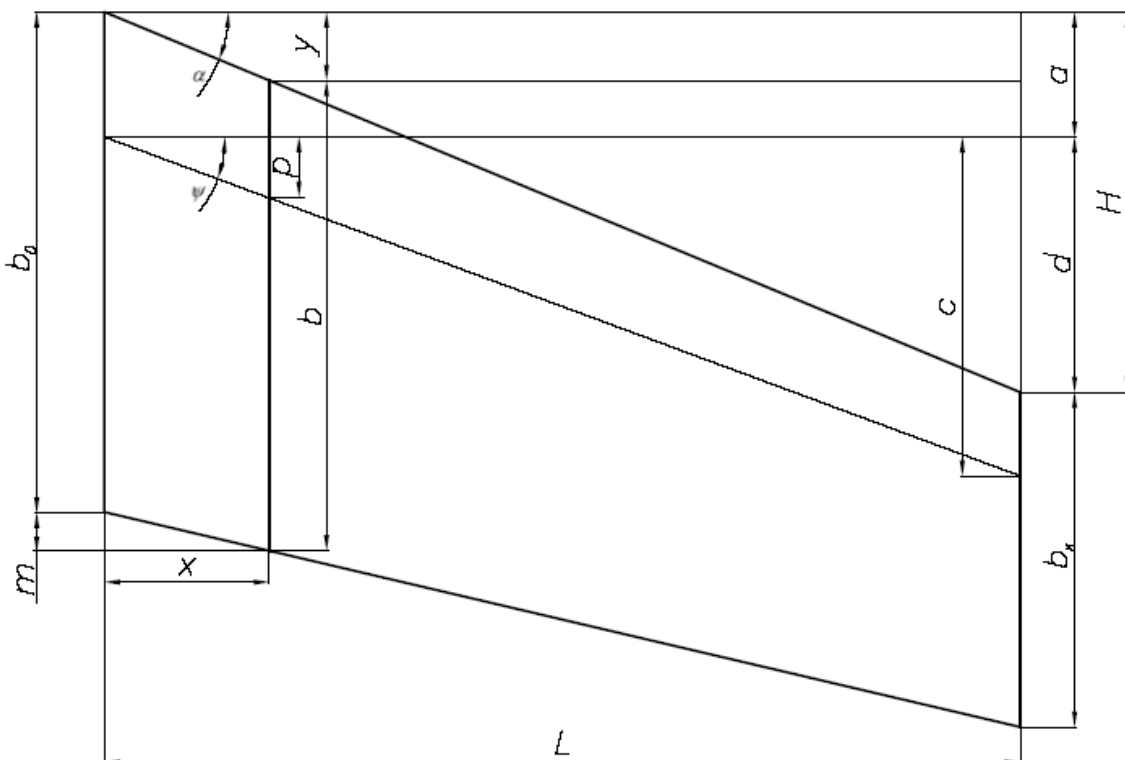


Рис. 1. Схема для визначення довжини проєкції хорди на будівельну площину крила для довільного перерізу

$$b_0 = b + y - m, \quad (1)$$

де b_0 – коренева хорда, b – довжина проекції хорди на будівельну площину крила в довільному перерізі, y – зміщення вздовж осі x системи координат консольної частини крила точки 0% хорд профілю, m – зміщення вздовж осі x системи координат консольної частини крила точки 100% хорд профілю.

$$0,75b_0 + m = 0,75b + p, \quad (2)$$

де p – зміщення точок 25% хорд профілів вздовж осі x системи координат консольної частини крила.

$$m = 0,75b + x \operatorname{tg} \psi - 0,75b_0, \quad (3)$$

де ψ – кут стріловидності, який визначається, як кут між лінією 25% хорд кореневого та кінцевого профілів та віссю z системи координат консольної частини крила.

Підставляючи (3) в (1) отримаємо:

$$\begin{aligned} b_0 &= b + y - 0,75b - x \operatorname{tg} \psi + 0,75b_0, \\ 0,25b &= 0,25b_0 + x \operatorname{tg} \psi - y \quad | \times 4, \\ b &= b_0 + 4(x \operatorname{tg} \psi - y). \end{aligned} \quad (4)$$

Оскільки значення y не вказується, його можна знайти з наступних залежностей:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{H}{L},$$

де α – кут, утворений передньою кромкою крила та віссю z системи координат консольної частини крила, H – зміщення точок 0% хорд кореневого та кінцевого профілю вздовж осі x системи координат консольної частини крила, L – відстань між площинами кореневого та кінцевого профілів.

В той же час $\operatorname{tg} \alpha = \frac{y}{x}$. Звідси

$$y = x \operatorname{tg} \alpha = x \frac{H}{L}, \quad (5)$$

$$\operatorname{tg} \psi = \frac{c}{L} \Rightarrow c = L \operatorname{tg} \psi,$$

де c – зміщення точок 25% хорд кореневого та кінцевого профілів вздовж осі x системи координат консольної частини крила:

$$\begin{aligned} H &= a + d = 0,25b_0 + d = 0,25b_0 + (c - 0,25b_k) = \\ &= 0,25b_0 - 0,25b_k + L \operatorname{tg} \psi = 0,25(b_0 - b_k) + L \operatorname{tg} \psi, \end{aligned} \quad (6)$$

де a – відстань між точками 0% та 25% кореневої хорди крила, d – зміщення по осі x точки 0% хорди кінцевого профілю відносно точки 25% хорди кореневого профілю.

Підставимо (6) в (5):

$$y = x \frac{0,25(b_0 - b_k) + L \operatorname{tg} \psi}{L} = \left(\frac{0,25(b_0 - b_k)}{L} + \operatorname{tg} \psi \right) x. \quad (7)$$

Підставляючи (7) в (4) отримаємо остаточну формулу для отримання значення довжини проекції хорди крила в будь-якому перерізі:

$$\begin{aligned} b &= b_0 + 4 \left(x \operatorname{tg} \psi - x \left(\frac{0,25(b_0 - b_k)}{L} + \operatorname{tg} \psi \right) \right) = \\ &= b_0 + 4x \operatorname{tg} \psi - \frac{x(b_0 - b_k)}{L} - 4x \operatorname{tg} \psi = b_0 - \frac{x(b_0 - b_k)}{L}. \end{aligned} \quad (8)$$

Отже,

$$b = b_0 - \frac{x(b_0 - b_k)}{L}. \quad (9)$$

При зміні параметрів повинна відбуватися зміна не лише розмірів елементів, а й відносного положення між ними. Так, зміщення систем координат вихідних профілів основної ланки закрилка відносно системи координат консольної частини крила знаходиться за формулою (10). За її початок була прийнята проекція на будівельну площину крила найближчої до площини YZ точки профілів. Так,

$$L = b + y + X, \quad (10)$$

де L – зміщення систем координат вихідних профілів основної ланки закрилка відносно системи координат консольної частини крила,

b – хорда крила в площині вихідного профілю основної ланки закрилка,

y – відстань від площини YZ до носка, повернутого до нульового кута атаки профілю крила,

X – хорда основної ланки закрилка.

На рис. 2 зображене схематичне пояснення (10).

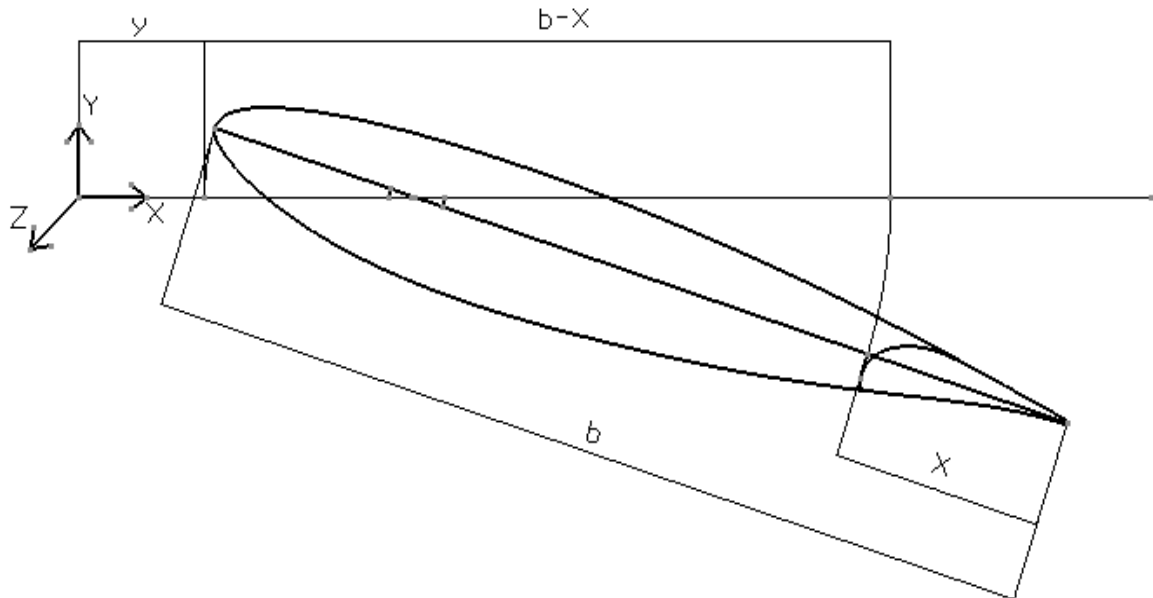


Рис. 2. Схематичне зображення формули 10

Величина y при зміні параметрів не лишається незмінною та її значення можна обчислити за формулою (7), а b – за формулою (9).

Зміщення систем координат вихідних профілів дефлектора відносно системи координат консольної частини крила знаходиться за нижчезказаною формулою:

$$L = y + b(1 - \alpha), \quad (11)$$

де α – відношення хорди закрилка до хорди крила в будь-якому перерізі в проекції на будівельну площину крила.

Розв'язання поставленої задачі

Інструментом для створення методики є параметрична модель майстер-геометрії хвостової частини крила пасажирського літака. Для її побудови використовувалися методи аналітичної геометрії, комп'ютерної графіки [3] та функція параметризації в програмному пакеті CATIA V5.

При створенні параметричної моделі головним завданням є визначення основних параметрів до яких будуть «прив'язуватися» значення інших величин. В нашому випадку головними параметрами будуть виступати коренева та кінцева хорди крила, основної ланки закрилка та дефлектора.

На основі (9) та координат точок контурів профілів можна отримати параметричну модель майстер-геометрії консолі крила, якщо значення координат точок X та Y вихідного профілю «зв'язати» з відповідною довжиною хорди.

Приклад формули прив'язки до параметра:

$$X = (1530/10000) * \text{Хорда ИП 1}$$

де: `Хорда ИП 1` – параметр довжини проекції хорди вихідного профілю 1,
10000 мм – значення довжини хорди на якій побудований вихідний профіль,

1530 мм – значення координати точки по осі X.

Поверхні основної ланки закрилка та дефлектора задаються кривими другого порядку. Координати точок для їх задання беруться з непараметричної моделі майстер-геометрії основної ланки закрилка. Оскільки система координат літака та система координат консольної частини крила, як для параметричної моделі, так і для непараметричної моделі взяті однакові, то і координати точок в цих моделях відносно однакових систем координат будуть рівносильними.

Величини корневих та кінцевих хорд закрилка підбираються із відношення $b_z/b_{kp} = 0,3 \div 0,4$ [4], а дефлектора – з умов оптимальної форми та розміру щілини.

На наступних рисунках зображені параметричні моделі майстер-геометрії хвостової частини крила пасажирського літака при різних значеннях хорд крила, основної ланки закрилка та дефлектора разом з консольною частиною крила.

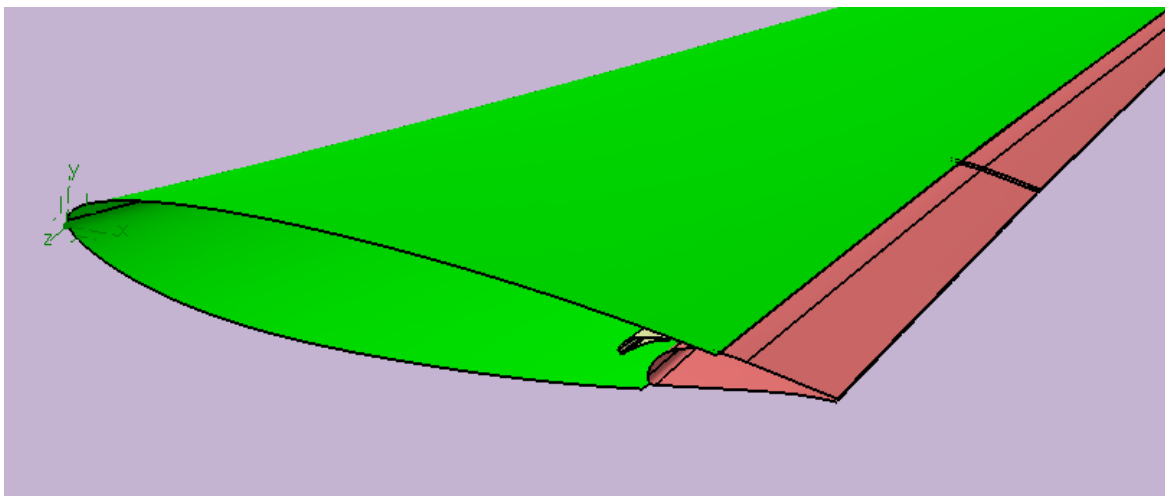


Рис. 3. Довжина проекцій кореневої хорди крила – 4465 мм, кінцевої – 1200 мм; довжина хорди основної ланки закрилка в першому вихідному перерізі – 1042 мм, в останньому – 541 мм; довжина проекції дефлектора в першому вихідному перерізі – 267 мм, в останньому – 129 мм

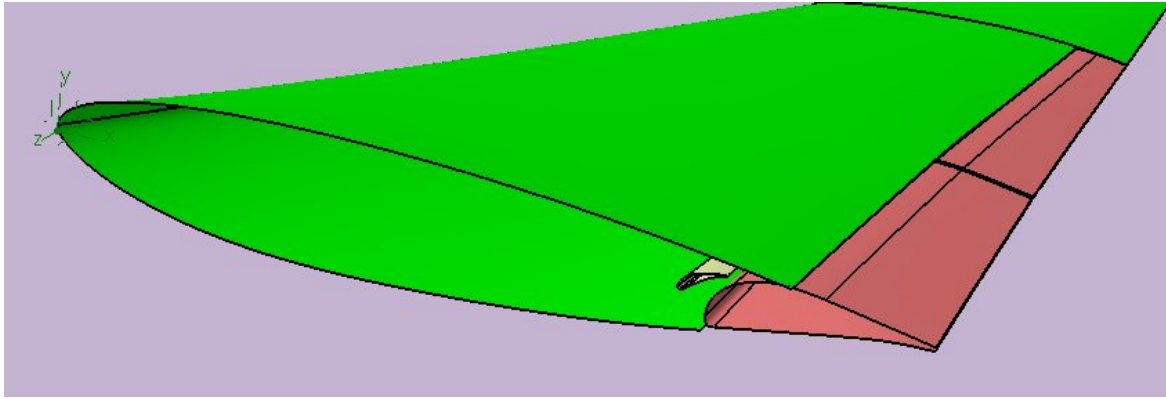


Рис. 4. Довжина проєкцій кореневої хорди крила – 7000 мм, кінцевої - 2000 мм; довжина хорди основної ланки закрилка в першому вихідному перерізі – 1700 мм, в останньому – 800 мм; довжина проєкції дефлектора в першому вихідному перерізі - 350 мм, в останньому – 170 мм

Під час створення методики були вирішені наступні задачі:

1. Виявлені та сформульовані основні вимоги до параметричної 3D-моделі майстер-геометрії хвостової частини крила пасажирського літака.
2. Розроблені необхідні алгоритми та запропоновані основні принципи автоматизованого проектування хвостової частини крила пасажирського літака.
3. На базі запропонованих алгоритмів і принципів створена параметрична 3D-модель майстер-геометрії хвостової частини крила пасажирського літака.

Висновки

Запропонована методика дозволяє значно зменшити терміни проектування хвостової частини крила пасажирського літака, а також скоротити час на аеродинамічні розрахунки та розрахунки на міцність, оскільки параметрична модель дозволяє за доволі короткий час переглянути різні варіанти конфігурацій хвостової частини крила і вибрати оптимальний з них.

Дана методика може в подальшому бути використана для розробки електронних параметричних прототипів хвостової частини крила пасажирського літака при проектуванні перспективних літаків.

Список використаної літератури

1. *Торенбик Э.* Проектирование звуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. – 647 с.

2. *Житомирский Г.И.* Конструкция самолётов. –М.: Машиностроение, 1991. – 394 с.
3. *Голованов Н.Н.* Геометрическое моделирование. –М.: Издательство физико–математической литературы, 2002. – 472 с.
4. *Егер С.М.* Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.