

МЕТОДИКА АВТОМАТИЗОВАНОЇ РОЗРОБКИ МАЙСТЕР- ГЕОМЕТРІЇ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З ВАНТАЖНИМ ЛЮКОМ

Вступ

Для вітчизняного літакобудування актуальними є питання підвищення ефективності процесів проектування, виробництва і експлуатації авіаційної техніки для того, щоб витримати конкуренцію з боку іноземних авіаційних компаній, оскільки останнім часом зростає потреба в авіап перевезеннях великих вантажів, а транспортні літаки «АНТОНОВ» зарекомендували себе як найкращі і широко використовуються в усьому світі.

Серед вантажних літаків вирізняються своєю зручністю та практичністю літаки з вантажним люком в носовій частині фюзеляжу. Проектування майстер-геометрії носової частини цих літаків є досить специфічним та трудомістким процесом, а інформації щодо цього в технічній літературі, обмаль[1].

Оскільки процес розробки майстер-геометрії носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком займає від декількох тижнів до декількох місяців, постало питання про необхідність значного зменшення термінів та трудомісткості процесу проектування[2]. При аналізі цього питання стало зрозуміло, що доцільно удосконалити існуючу методику автоматизованої розробки майстер-геометрії, яка використовує непараметричні моделі та запропонувати удосконалену методику, що дозволить в кілька разів скоротити терміни проектування.

Інструментом методики буде виступати параметрична модель, яка дозволить після її побудови за досить короткий термін переглянути декілька варіантів конфігурації носової частини фюзеляжу, не перебудовуючи електронну модель з початку, а шляхом зміни певного параметру. Проаналізувавши роботу [3], був зроблений висновок, що у розробці моделей майстер-геометрії розв'язаною проблемою є побудова теоретичних поверхонь взагалі. Нерозв'язаною проблемою є параметризація теоретичних поверхонь, зокрема й поверхонь носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком.

Постановка задачі

Метою роботи є удосконалення існуючої методики автоматизованої розробки майстер-геометрії носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком за рахунок використання параметричної моделі, основною вимогою до якої є збереження високої якості теоретичних поверхонь.

Виклад основного матеріалу

Параметрична модель – це математична модель об'єкту з параметрами, при зміні яких відбувається зміна конфігурації всієї моделі. Параметризація дозволяє за короткий проміжок часу «переграти» (за допомогою зміни параметрів) різноманітні конструктивні схеми та запобігти принципівих помилок. Параметрична модель – це не лише модель, яка має параметри, що можна змінювати. Велике значення має сам процес створення цієї моделі, тобто усі параметри повинні бути пов'язані між собою таким чином, щоб при зміні значення головного параметру структура моделі не руйнувалася, а змінювалися лише її габарити.

При побудові моделі необхідно спочатку вибрати параметри, які будуть основними, тобто до яких будуть прив'язані усі точки та криві. Наприклад, при побудові параметричної моделі носової частини фюзеляжу, координати усіх точок по осі **X** прив'язувалися до параметра довжини носової частини, а координати по осям **Y** та **Z** до параметра радіуса фюзеляжу. Таким чином при зміні значень цих двох параметрів можна отримувати різні розміри моделі без руйнування її структури.

Основні вимоги щодо проектування носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком:

- вантажний відсік повинен бути герметичним;
- нижня частина вантажного люку повинна відкидатися вгору, чи повертатися в бік;
- конструктивні рішення повинні дозволяти при проведенні вивантажувально-завантажувальних робіт не роз'єднувати проводок систем обладнання та управління;
- вантажний люк повинен забезпечувати сумісно з комплексом бортового завантажувально-розвантажувального обладнання швидке та автономне завантаження та розвантаження літака [2].

Великі вантажі з великим тиском на підлогу потребують її підсилення. Для організації носового люку потрібно також виносити кабіну екіпажу вгору над люком, робити висувні розсувні рампи для завантаження.

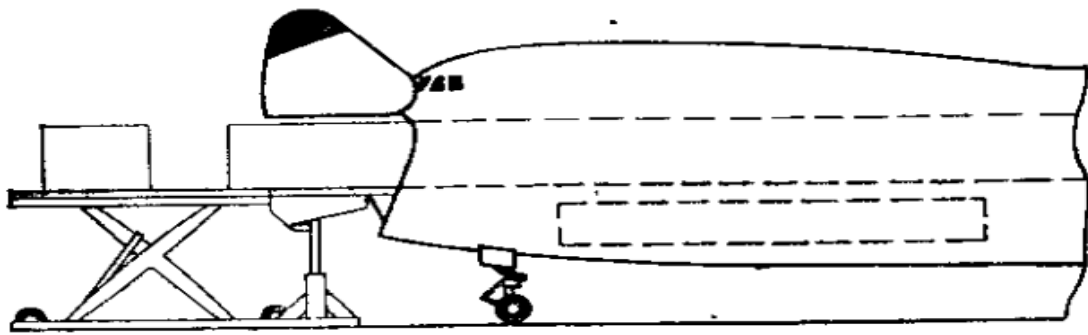


Рис. 1. Виконання вантажного люку в носовій частині фюзеляжу літака Боїнг 747F

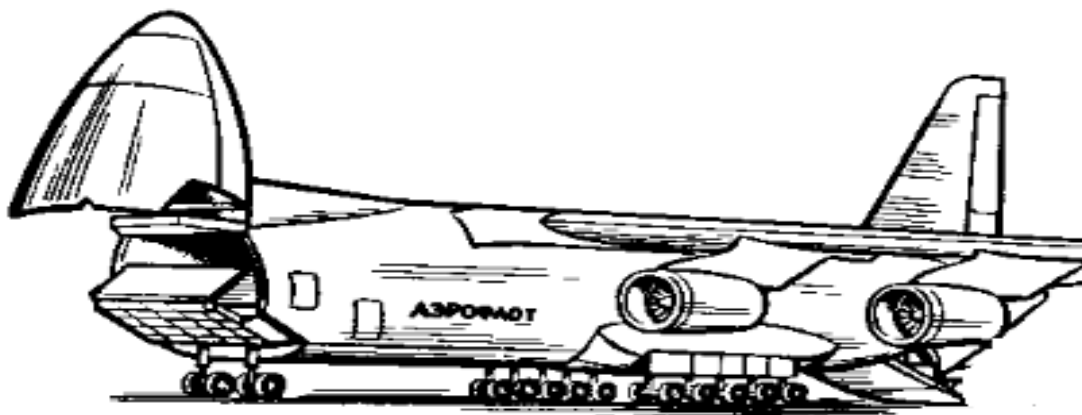


Рис. 2. Літак АН-124 з відкидною носовою частиною

Вантажний люк повинен мати певні габарити, щоб перевозити необхідні вантажі. При опусканні вантажної рампи для завантаження чи розвантаження вантажів кут між рампою та землею повинен складати 8–12 градусів [2].

З рис. 1 також видно, що при розміщенні у носовій частині фюзеляжу вантажного люку, основне шасі необхідно дещо зміщувати в протилежну сторону від носової частини, щоб воно не заважало при завантаженні та розвантаженні вантажної кабіни.

Основні геометричні параметри і характеристики фюзеляжу визначаються з умов аеродинаміки, призначення, компонування та технології. У великих транспортних літаках, наприклад у АН-124, вантажний люк виконується в носовій частині фюзеляжу нижче пілотської кабіни і відкидається вгору. Таке рішення впливає на конфігурацію всієї носової частини фюзеляжу. Збільшення по висоті та ширині вантажного відсіку, а також наявність великих вирізувань під вантажний люк роблять більш доцільною балочну стрингеру конструктивно-силову схему фюзеляжу, тому що це дозволяє більш раціонально використовувати розподілений по периметру перерізу фюзеляжу матеріал конструкції та

достатньо просто підсилювати конструкцію в районі великих вирізувань [1].

Основними параметрами фюзеляжу є його довжина l_ϕ , діаметр d_ϕ , площа найбільшого перерізу $S_{м.ф.}$, довжина носової $l_{н.ч.}$ та хвостової частин $l_{хв.ч.}$, а також: подовження фюзеляжу λ_ϕ , подовження носової $\lambda_{н.ч.}$ та хвостової $\lambda_{хв.ч.}$ частин. Відповідно ці параметри корегуються в залежності від розмірів вантажної кабіни при проектуванні літака.

Далі слід навести формули, за якими визначаються наведені вище параметри фюзеляжу.

$$\text{Діаметр фюзеляжу: } d_\phi = 2\sqrt{\frac{S_{м.ф.}}{\pi}}. \quad (1)$$

$$\text{Подовження фюзеляжу: } \lambda_\phi = \frac{l_\phi}{d_\phi}. \quad (2)$$

$$\text{Подовження носової частини: } \lambda_{н.ч.} = \frac{l_{н.ч.}}{d_\phi}. \quad (3)$$

$$\text{Подовження хвостової частини: } \lambda_{хв.ч.} = \frac{l_{хв.ч.}}{d_\phi}. \quad (4)$$

Удосконалення методики

Процес удосконалення методики складається з вирішення наступних питань:

1. Формулювання основних вимог до параметричної 3D - моделі майстер-геометрії носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком.
2. Запропонування основних алгоритмів та принципів автоматизованого проектування носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком.
3. Створення параметричної 3D-моделі майстер-геометрії носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком на базі запропонованих алгоритмів і принципів.

Вирішення поставлених питань виконувалося на основі методів аналітичної геометрії, комп'ютерної графіки, параметричного комп'ютерного моделювання і використання прототипів в середовищі системи автоматизованого проектування CATIA V5 (розробник – компанія Dassault Systemes).

У якості прототипу для створення методики був вибраний літак АН-124.

Першим етапом розробки параметричної моделі майстер-геометрії є вибір основних параметрів параметричної моделі, які в подальшому можна

буде змінювати для отримання нової конфігурації моделі. Параметрична модель – це не лише модель, яка має параметри, що можна змінювати. Ключове значення має сам процес створення цієї моделі, тобто усі параметри повинні бути пов'язані між собою таким чином, щоб при зміні значення головного параметру структура моделі не руйнувалася, а змінювалися лише її габарити.

Отже, у параметричній моделі майстер-геометрії носової частини фюзеляжу основними параметрами, що будуть змінюватись були вибрані радіус фюзеляжу та довжина носової частини. При побудові каркасу моделі усі точки та криві прив'язувалися до цих параметрів:

- координати усіх точок по осі **X** прив'язувалися до параметра довжини носової частини;
- координати по осям **Y** та **Z** – до параметра радіуса фюзеляжу.

Такий спосіб прив'язки дозволяє змінювати параметри моделі без руйнування її структури.

Приклад формули прив'язки до параметра:

$$X=(540/26000)*`L носовой части`,`$$

де: `L носовой части` – параметр довжини носової частини,
26000 мм – значення довжини носової частини,
540 – значення координати точки по осі **X**.

Проблема побудови поверхонь носової частини фюзеляжу була вирішена за допомогою модуля CAD - системи Dassault Systemes CATIA V5 Sweep, який дозволяє будувати складні види поверхонь, наприклад по двом кривим із заданою направляючою кривою тощо.

На наступних рисунках видно, як змінюються габарити моделі носової частини при зміні довжини носової частини від 26 м до 32 м та при зміні радіуса міделя бічної поверхні від 3,89 м до 5 м.

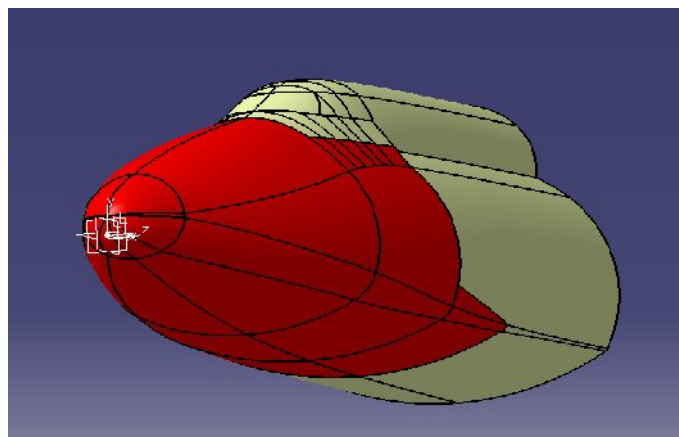


Рис. 3. Параметрична модель носової частини фюзеляжу з основними параметрами: довжина 26 м, радіус бічної поверхні 3,89 м

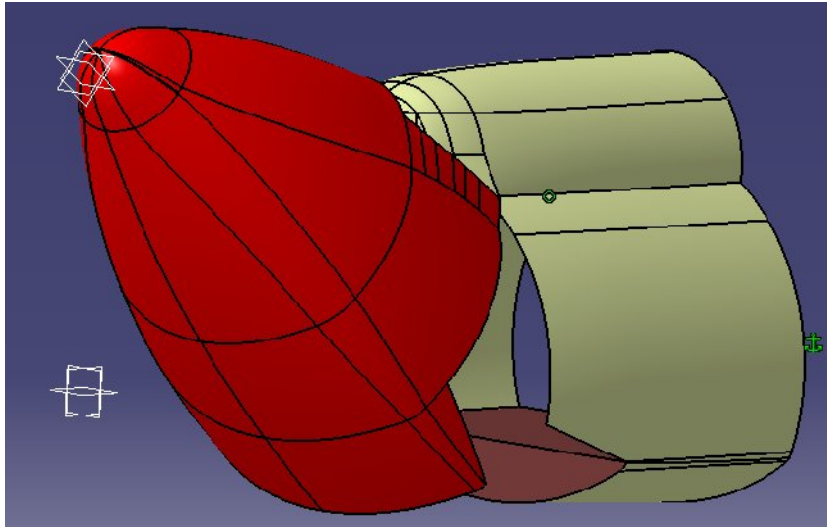


Рис. 4. Одне з положень відхилення вантажного люка при завантаженні та розвантаженні

Висновки

Згідно до запропонованої методики проектування починається на попередньому етапі, де формулюються основні принципи і вимоги до проектування носової частини фюзеляжу. На цьому ж етапі починається розробка параметричної моделі, яка повинна відповідати поставленим вимогам.

Створення цієї моделі на ранньому етапі проектування дозволяє наочно побачити майбутню конструкцію і виявити її недоліки та запобігти принципним помилкам. Завдяки цьому значно зменшуються терміни проектування носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком, а також скорочується час на аеродинамічні розрахунки та розрахунки на міцність, оскільки параметрична модель дозволяє за доволі короткий час переглянути різні варіанти конфігурацій носової частини фюзеляжу і вибрати оптимальний з них, на відміну від звичайної 3D-моделі, яку при кожній зміні певного параметру необхідно повністю перебудовувати.

Ця методика може в подальшому бути використана для розробки електронних параметричних прототипів носової частини фюзеляжу транспортного літака з вантажним люком при проектуванні перспективних літаків.

Список використаної літератури

1. *Егер С. М.* Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

2. *Егер С. М., Лисейцев Н. К., Самойлович О. С.* «Основы автоматизированного проектирования самолётов». – М.: Машиностроение, 1985. – 584 с.
3. *Роджерс Д., Адамс Дж.* Математические основы машинной графики: Пер. с англ.– М.: Мир, 2001. – 604 с.