

УДК001.891.574

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771342017122918>

**А. О. Яцковий**<sup>1</sup>, бакалавр, **Г. А. Вірченко**<sup>2</sup>, д.т.н., професор

### **МОДЕЛЮВАННЯ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ШАСІ ЛІТАКА**

**En**

Recently, the relation of some countries in the world has become aggravated. The situation in eastern Ukraine can be considered as an example. Therefore, there is a task to design and manufacture the cargo aircraft that will be adapted to the specified circumstances (AN-178), but it is not feasible in very short term. One of the ways to solve this problem is to improve the existing cargo aircraft (its chassis

---

<sup>1</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

<sup>2</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», фізико-математичний факультет

and chassis options) and to improve its use in the particular conditions.

As it is known, it is expedient to use the fixed chassis on planes for small speeds and load-carrying capacity increase (due to the absence of a niche under the chassis). The performed calculations show that the aircraft does not bear the large losses of  $C_x(\alpha)$  and  $C_y(\alpha)$  in the case of the fixed chassis installing. There are no recommendations regarding the design and construction of the aircraft chassis. Existing techniques and programs for the design and technological parameters modelling of the chassis and its fairing do not give a picture for the exact achievement of the set model conditions and generally, they are not solved.

Having analyzed the dependencies of  $K / \sqrt{C_y(\alpha)}$  for each profile, it was concluded that the NACA profile 643612 behaves best at  $C_y = 0 \dots 0,8$ , which corresponds to the value of the lifting force in most flight modes of the AN-140 and it can be used for chassis fairing.

As a result of the performed research, it was determined that the modelling of the chassis flange is appropriate for this airplane and has minimally negative affects for aerodynamic qualities. Four aerodynamic profiles have been analyzed, their geometric parameters have been selected. For the formation of the fairing longitudinal projection the best aerodynamic profile is selected. The construction of a folding chassis unit justifies the feasibility of using CAD COMPASS-3D specifically for this type of modelling.

**Ru**

Рассматривается задача моделирования и изготовления грузовых самолетов. А, именно, его шасси и параметров шасси.

Как известно из литературы, для малых скоростей и увеличение грузоподъемности (за счет неиспользования ниши под шасси) на самолетах целесообразнее использовать фиксированное шасси. Проведенные расчеты показали, что большие потери  $C_x(\alpha)$  и  $C_y(\alpha)$  самолет, при установке на него фиксированного шасси, не несет.

Проанализировав зависимости  $K / \sqrt{C_y(\alpha)}$  для каждого профиля был сделан вывод, что профиль NACA 643612 ведет себя лучше при  $C_y = 0 \dots 0,8$ , что соответствует значениям коэффициента подъемной силы при большинстве режимов полета самолета AN-140 и его можно использовать для обтекателя шасси.

В результате выполненного исследования было определено, что моделирование обтекателя шасси целесообразно для данного самолета и минимально негативно влияет на его аэродинамические качества. Проанализированы 4 аэродинамических профили, подобрано их геометрические параметры. Для формирования продольной проекции обтекателя избран лучший по аэродинамическим показателям профиль. Построением составлении единицы шасси обоснована целесообразность использования САПР КОМПАС-3D конкретно для данного типа моделирования.

## Вступ

Одним із прогресивних сучасних шляхів розробки авіаційної техніки є підхід, що спирається не тільки на створення принципово нових зразків, а й модифікацію вже існуючих. У такому випадку досягаються ефективні

результати за доволі короткі терміни. Це особливо важливо, наприклад, під час доопрацювання військових літаків в умовах, наближених до воєнного стану. Окреслена проблематика певною мірою актуальна нині для України.

Як відомо із літератури, для малих швидкостей та збільшення вантажопід'ємності (за рахунок невикористання ніші під шасі) на літаках доцільніше використовувати фіксоване шасі [1]. Проведені розрахунки показали, що великих втрат  $C_x(\alpha)$  та  $C_y(\alpha)$  літак, у разі встановлення на нього фіксованого шасі, не несе [2]. У літературі рекомендацій стосовно проектування і конструювання шасі літака та його обтічника немає [3]. Існуючі методики і програми для моделювання конструктивно-технологічних параметрів шасі та його обтічника не дають картини для точного досягнення поставлених умов моделювання та у цілому не є вирішеними [4-6].

### **Постановка задачі**

Метою статті є створення комп'ютерної моделі конструктивно-технологічних параметрів шасі вантажного літака, зокрема обтічник шасі для декількох варіантів. Дослідити та порівняти їх, розробити рекомендації щодо проведення моделювання.

### **Обрання літака та типу шасі на основі вже існуючих проведених аеродинамічних досліджень**

Під час проектування та моделюванні конструктивно-геометричних параметрів шасі однією зі складових, які впливають на розміщення його елементів є обтічник шасі. Тому його підбір є актуальним для подальших розрахунків. Для досліджень було обрано літак АН-140, оскільки він найкраще відповідає заданим критеріям.

Для дослідження обрано два типи компонування шасі: класичну схему та фіксоване шасі.

Як відомо із літератури, обтічник шасі доцільно встановлювати на літак із крейсерською швидкістю понад 500 км/год. Оскільки швидкість проєктованого літака співпадає із зазначеною, то було розглянуто та досліджено вплив фіксованого шасі на літак у порівнянні із базовою моделлю.

Було проаналізовано результати аеродинамічних розрахунків, виконаних на базі створених тонкостінних моделей літаків, та проведених за допомогою програмного комплексу *PanSim* за вхідних параметрів, які описують більшість режимів польоту літака, таких як набір висоти, крейсерський політ та зниження.

Ці режими характеризуються кутами атаки від  $-5^\circ$  до  $15^\circ$ . Було візуалізовано залежність значень  $C_x(\alpha)$  і  $C_y(\alpha)$  (рис. 1) та значення  $K / \sqrt{C_y(\alpha)}$  (рис. 2) відповідно для кожної із моделей.

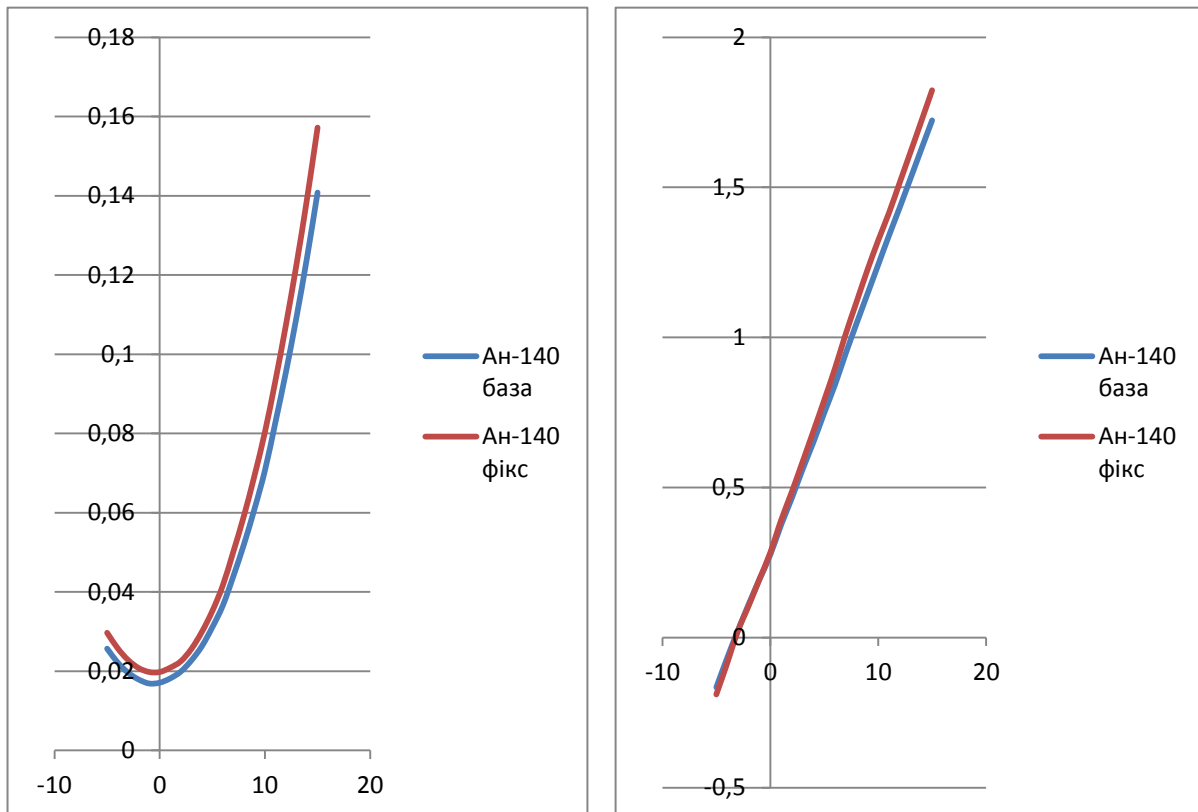


Рис. 1. Залежність значень  $C_x(\alpha)$  (ліворуч) та  $C_y(\alpha)$  (праворуч) від кутів атаки для обох моделей

Таким чином, можемо прийти до висновку, що досягнуто показників, які характеризують нову модель із обтічником і стійкою шасі гірших не більш ніж на 5%, порівняно з базовою моделлю. Тому побудова удосконаленого обтічника шасі для даного літака є доцільною.

### Розрахунок геометричних параметрів обтічника і стійки шасі

Перша із моделей шасі будувалась за наступним порядком:

- моделюємо обтічник і стійку шасі, так, щоб площа міделю їх фюзеляжів залишалась однаковою. Шляхом подальшого підбору досягаємо приблизно рівних значень половин мідельних площ обох моделей  $S1$  і  $S2$  (рис. 3);
- підбираємо довжину обтічника та стійки шасі згідно з формулою  $\ell = \lambda\sqrt{S}$ , прийнявши  $\lambda = 4$ , оскільки відомо, що найменший показник коефіцієнта лобового опору отримуємо саме за такого значення;
- вибираємо профіль обтічник і стійки шасі, спираючись на принцип досягнення максимального відтягнення моменту зриву потоку із крила, проаналізувавши кілька ламінаризованих профілів, які характеризуються цією властивістю.

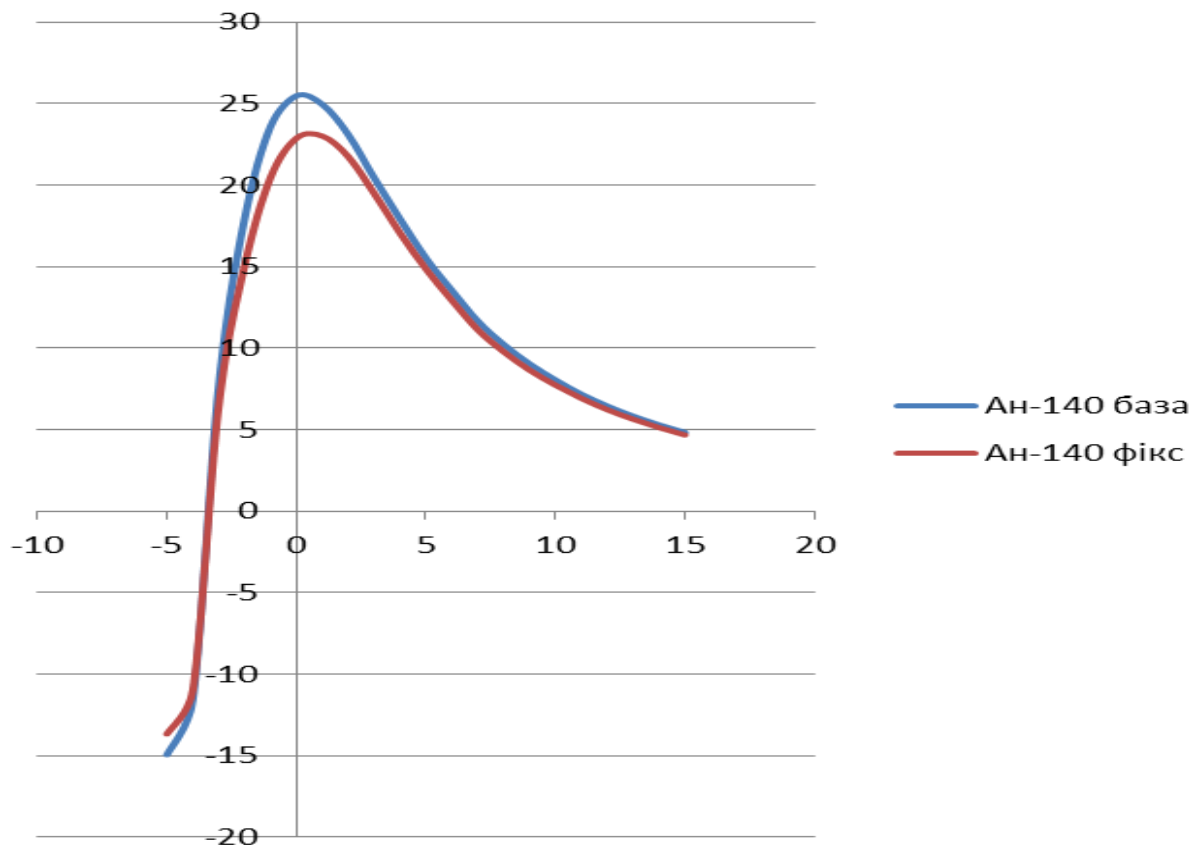


Рис. 2. Графік залежностей  $K/\sqrt{C_y}(\alpha)$  двох моделей

Проаналізувавши залежності  $K/\sqrt{C_y}(\alpha)$  для кожного профілю (рис. 4) було зроблено висновок, що профіль *NACA 643612* поводить себе найкраще у разі  $C_y = 0 \dots 0,8$ , що відповідає значенням коефіцієнта підйомної сили під час більшості режимів польоту літака Ан-140 і його можна використовувати для обтічника шасі.

У даному випадку опір стійки шасі вважаємо несуттєвим порівняно із опором всього літака, тому для нього прийнято звичайний симетричний профіль *NACA 0010*.

### Побудова 3D-моделі обтічник на основі підібраних та розрахованих параметрів

Набір поперечних перерізів, за якими формувалася 3D-модель, будувалася, виходячи із необхідної мідельної площі розрахованого профілю і, як наслідок, поперечного перерізу обтічника та двох інших проєкцій: у плані і повздовжньої (рис. 5).

Виходячи із трьох проєкцій обтічника обрано 12 його поперечних перерізів, які мають передати форму обтічника та забезпечити плавність

переходу між цими перерізами. На основі розмірів поперечних перерізів та відстаней між можна створити комп'ютерну 3D-модель обтічника.

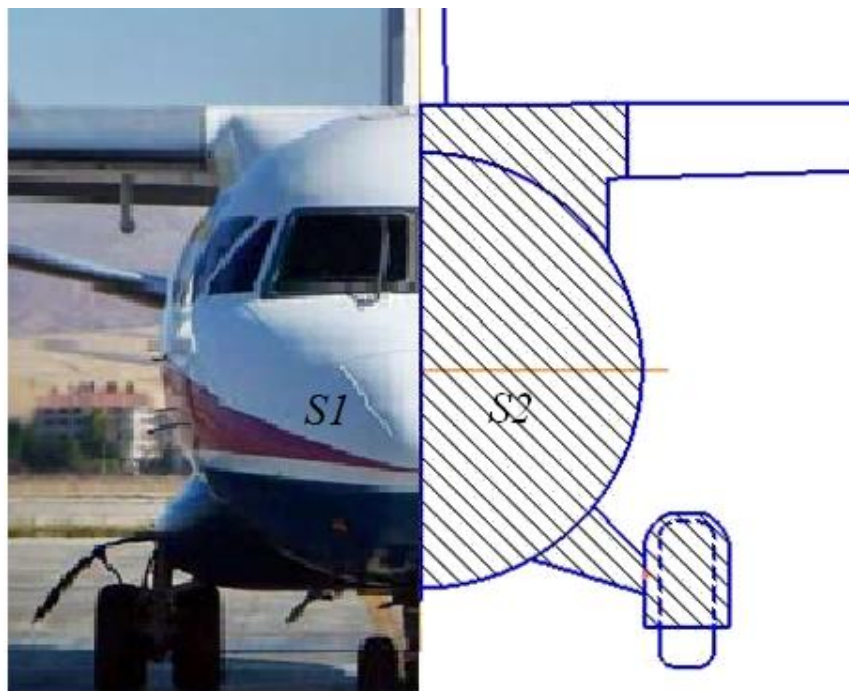


Рис. 3. Підбір розмірів обтічника і стійки шасі, виходячи із рівності мідельних площ фюзеляжу моделей

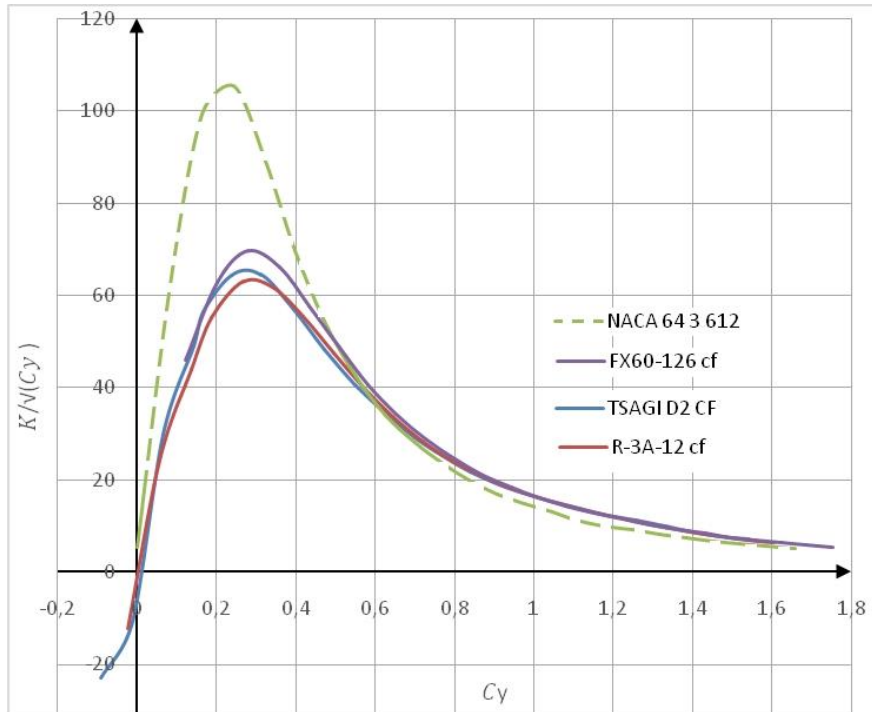


Рис. 4. Залежність  $\frac{K}{\sqrt{C_y}}$  ( $C_y$ ) для чотирьох варіантів профілю обтічника шасі

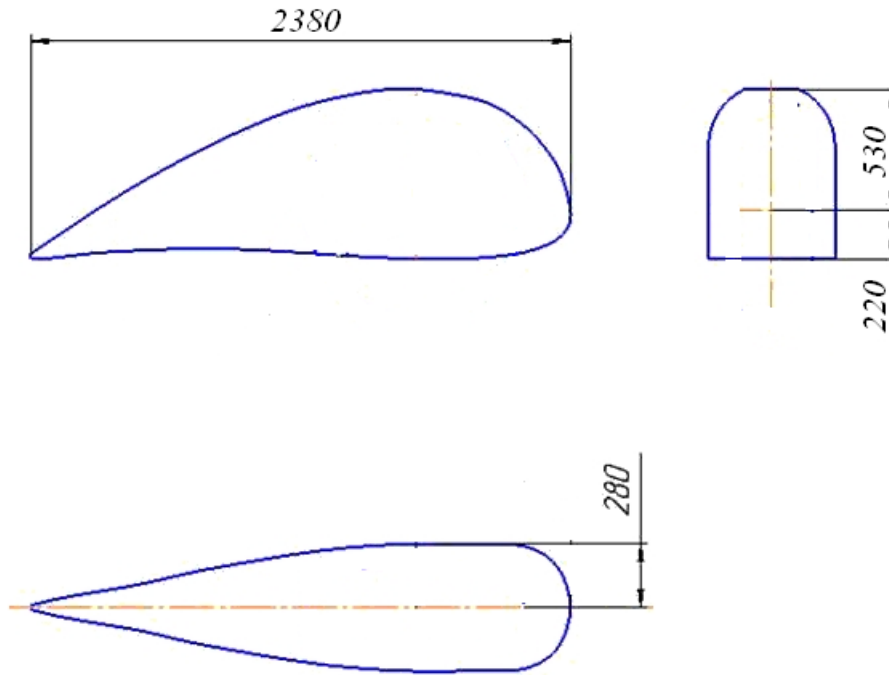


Рис. 5. Три проекції обтічника, що проектується

За допомогою САПР КОМПАС-3D побудовано допоміжні площини, паралельні опорній, на визначених заздалегідь відстанях від опорної. У них розміщено 12 ескізів, що відповідають кожному поперечному перерізу обтічника. По цих перерізах сформовано поверхню, яка має вигляд обтічника. Тому змодельовано так, що два перших перерізи з'єднуються верхньою та нижньою поверхнями, визначаючи носок обтічника. Для наочності скомпоновано колесо у обтічнику, виходячи із трьох його проекцій (рис. 5). Окремо було змодельовано обране колесо КТ-544 950х350, яке, у свою чергу, складається із втулки та покриття.

Після проведених розрахунків та комп'ютерного моделювання маємо наглядну кінцеву складану одиницю обтічника шасі АН-140 із колесом КТ-54 (рис. 6).

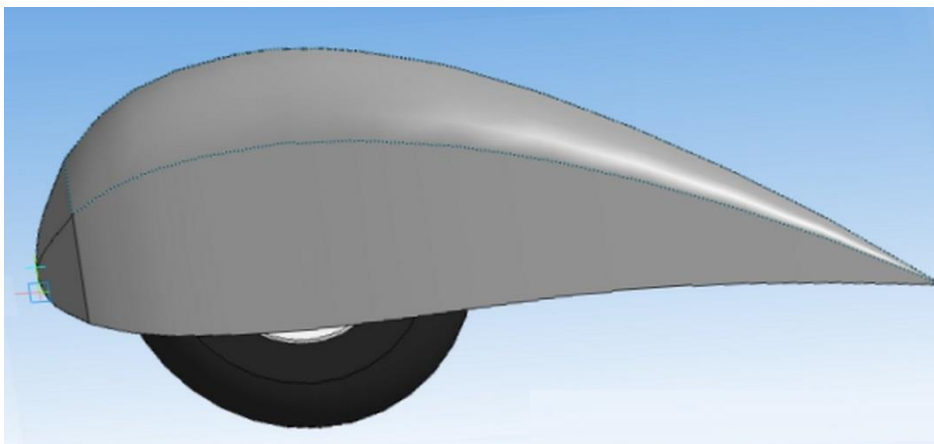


Рис. 6. Обтічник шасі з колесом

**Висновки**

За результатами виконаного дослідження визначено, що моделювання обтічника шасі є доцільним для даного літака та мінімально негативно впливає на його аеродинамічні якості. Проаналізовано 4 аеродинамічних профілі, підбрано їх геометричні параметри. Для формування поздовжньої проекції обтічника обрано найкращий за аеродинамічними показниками профіль. Побудовою складаної одиниці шасі обґрунтовано доцільність використання САПР КОМПАС-3D конкретно для даного типу моделювання.

**Список використаної літератури**

1. *Ендогур А. И.* Конструкция самолетов. Конструирование агрегатов планера. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. 496 с.
2. *Вислов И. П.* Эскизное проектирование легких самолетов. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. 82 с.
3. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. М.: ЛИИ им. М.М. Громова, 1994, 322 с.
4. ANSYS Mechanical APDL Basic Analysis Guide Release 15.0, SAS IP, 2013.
5. *Жарков Н.* AutoCAD 2012. Полное руководство // Н. Жарков, Р. Прокди, М. Финков / 2012. 625 с.
6. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике/ А. А. Алямовский, А. А. Собачкин, Е. В. Одинцов и др. СПб.: БХВ-Петербург, 2008. 1040 с.