

Семків Т. О.¹, бакалавр, Зінченко Д. М.², к.т.н., доцент

АДАПТИВНА ВІНГЛЕТА

En Winglet are intended to improve the efficiency of fixed-wing aircraft by reducing inductive drag. Such devices increase the effective aspect ratio of a wing without materially increasing the wingspan. Winglets provide fuel efficiency of 3.5-4.5% at cruising speed.

For airplanes that often change the flight mode, the winglets are less effective. In order to increase the effectiveness of winglets on all modes of flight, the concept of adaptive winglets is developed. The concept of a winglet with the possibility of turning around the vertical axis of the aircraft. The adaptive winglets are designed to set the optimal angle of attack for the winglets on all flight modes of the aircraft, as well as to control the aircraft in the yaw and roll channel. The possibility of turning the winglets allows you to control the distribution of the lift force in the end part of the wing.

Ru Предложена концепция вертикальной законцовки крыла самолета с возможностью поворота вокруг вертикальной оси самолета. Адаптивная винглета предназначена для установки оптимального угла атаки винглеты на всех режимах полета самолета, а также для управления самолетом в канале рыскания и крена.

Вступ

Задача збільшення ефективності вертикальної закінцівки крила на різних режимах польоту є актуальною. Це пов'язано із збільшенням можливостей експлуатації літальних апаратів (ЛА).

Як відомо, перетікання повітряних мас із нижньої поверхні на верхню повертає вектор повітряної швидкості, для вінглети, відносно площини симетрії. Вектор повної аеродинамічної сили вінглети повернений навколо вертикальної осі так, що сумарний опір вінглети в індуктивному вихорі крила менший ніж опір вінглети на крилі, що не створює підйомної сили. Таким чином, правильно спроектована вінглета дозволяє зменшити сумарний опір літака по відношенню із літаком без вертикальної закінцівки. Встановлення вертикальної закінцівки дозволяє добитися оптимальної форми розподілу підйомної сили по крилу.

Недоліками використання закінцівок крила є істотне збільшення впливу на літак вітру під час зльоту та посадки. На великих кутах атаки

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

² НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіакосмічних і роботизованих систем

виникає відрив у зоні спряження вінглети та крила [1], що збільшує швидкість звалювання та збільшує ризики несиметричного зриву потоку з крила, що приводить до штопора.

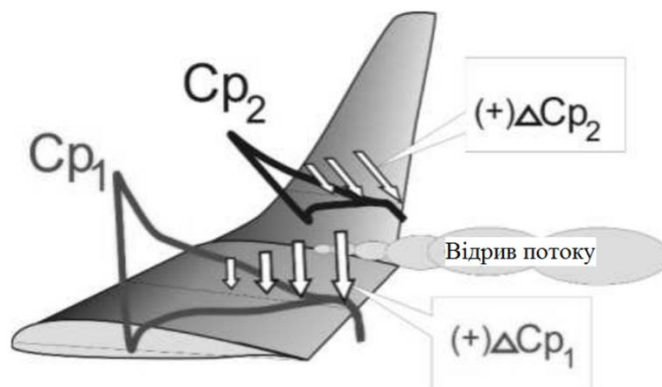


Рис. 1. Зона спряження крила і вертикальної закінцівки

Під час польоту на швидкостях відмінних від крейсерської вертикальна закінцівка працює менш ефективно.

Постановка задачі

Метою даного дослідження є визначення доцільності використання адаптивної вінглети.

Адаптивна вінглета (англ. *adaptive winglet*) – вінглета із можливістю повороту навколо вертикальної осі літака. Адаптивна вінглета призначена для встановлення оптимального кута атаки вертикальної кінцевої поверхні крила на всіх режимах польоту літака, а також для керування літаком у каналі ризику та крену.

Дослідження потреби застосування класичної вінглети

Для досліджень використовувався програмний комплекс *PanSim*, що виконує чисельні аеродинамічні розрахунки тривимірних компонок за допомогою панельно-вихрового методу.

Для об'єктивного порівняння крила із вінглетою та без, розрахункові моделі (рис. 2) підбрані так, що інтегралі: згинального моменту, крутного моменту та перерізуючої сили приблизно однакові, що буде відповідати однаковим масам агрегатів. Такий метод (рис. 3) дозволить орієнтуватись по одному критерію – максимальна аеродинамічна якість.

Як можна зауважити крило без вінглети практично повторює теоретично заданий еліптичний розподіл циркуляції по крилу, що відповідає мінімальному індуктивному опору.

$$\Gamma = C_y \cdot b \cdot \frac{V}{2},$$

де Γ – циркуляція у перетині, C_y – коефіцієнт підйомної сили із урахуванням скосу потоку, b – хорда крила, V – повітряна швидкість.

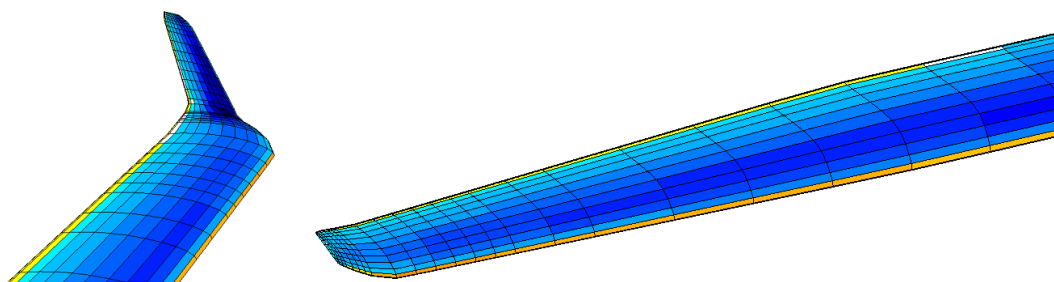


Рис. 2. Розрахункове крило із вінглетою та без

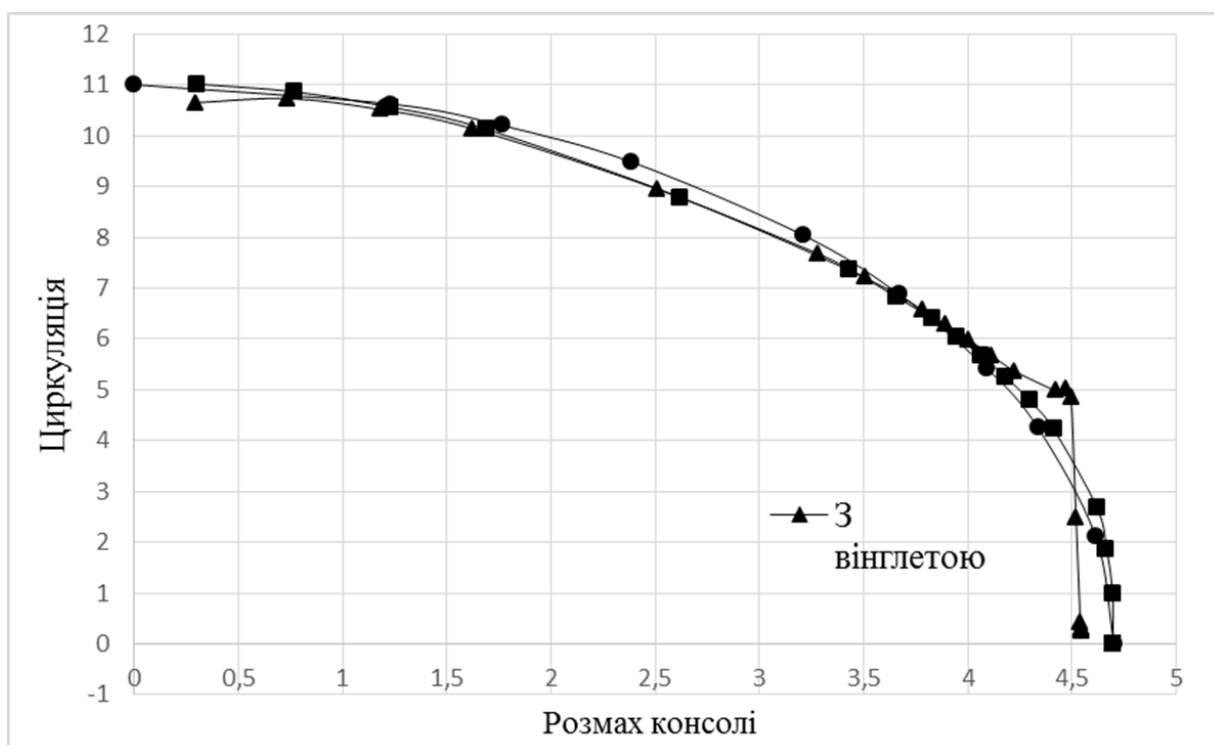


Рис. 3. Розподіл циркуляції по крилу

Із графіка (рис. 3) видно, що суттєвий приріст аеродинамічної якості літака з вінглетою знаходиться у діапазоні 0,35 ... 0,75 коефіцієнта підйомної сили. На великих кутах атаки вертикальна закінцівка погіршує аеродинаміку літака.

Адаптивна вінглетта

Відомо, що вінглетта ефективна у вузькому діапазоні кутів атаки крила, що приводить до нераціонального використання вертикальної закінцівки на багатьох видах літаків. Із метою збільшення ефективності вінглетти на всіх кутах атаки ЛА розроблена концепція поворотної вінглетти, що дозволить встановлювати ефективний кут атаки вінглетти у кожний момент польоту.

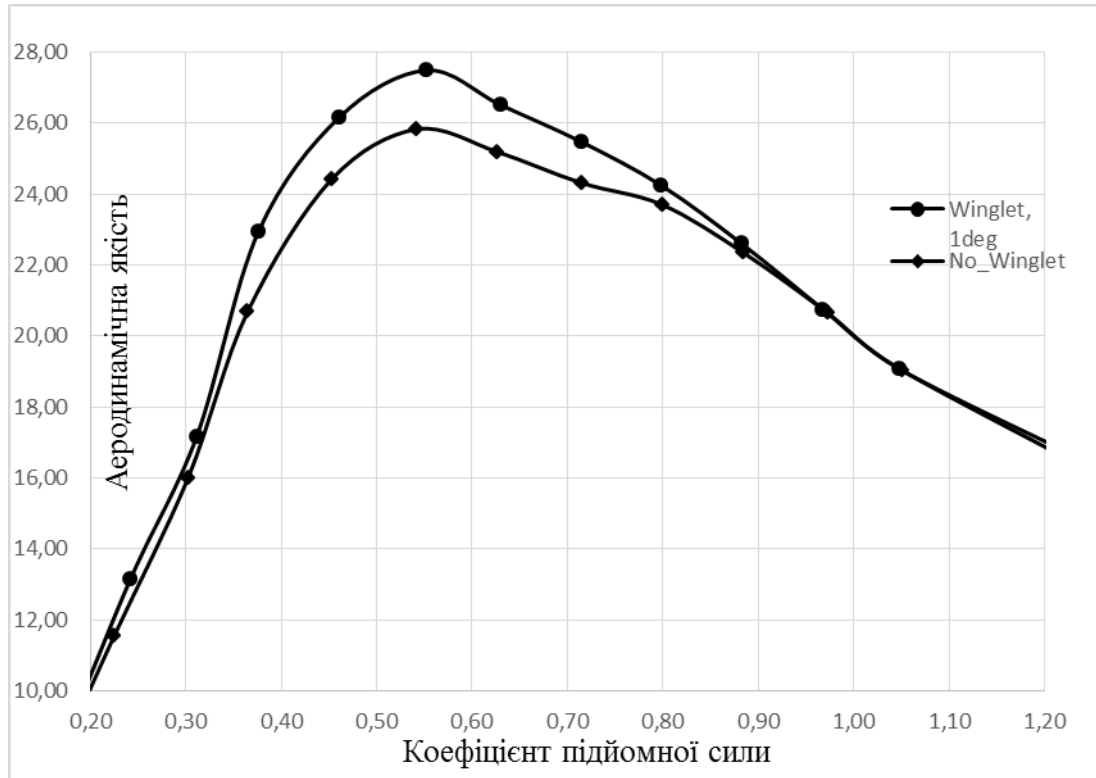


Рис. 4. Залежність аеродинамічної якості ЛА від коефіцієнта підйомної сили

Адаптивна вінглет (рис. 5) кріпиться до крила вертикальним шарніром, схожим на шарнір кріплення крила змінної стрілоподібності.

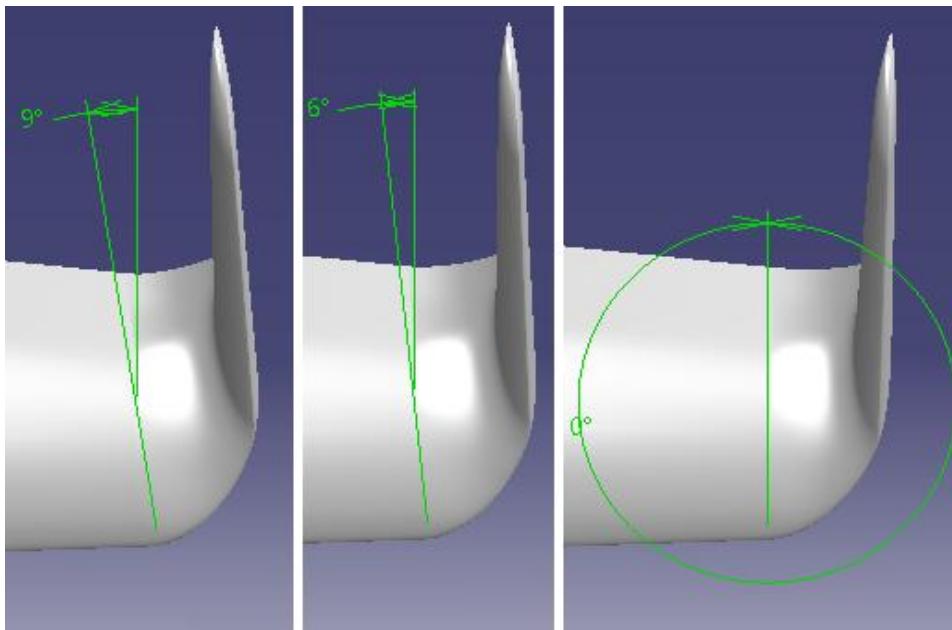


Рис. 2. Кути встановлення адаптивної вінглети

Так як багато режимні вінглети можуть обертатись навколо вертикальної осі, виникає можливість допомагати керуванню літаком в каналі рис-

кання та крену. Таким чином можна відійти від класичної аеродинамічної схеми і використовувати компоновку без вертикального оперення (ВО).

До переваг такої компоновки входить:

- менший лобовий опір під час крейсерського польоту;
- зменшення видимості безпілотного ЛА (БПЛА) на радарях;
- менша маса літака;
- можливість використання аеродинамічної схеми «качка» без хвостової балки ВО.

Недоліки обраної компоновки:

- необхідність програмного забезпечення для керування поворотними вінглетами у каналі рискання та крену;
- під час використання двох і більше двигунів на крилі виникає необхідність збільшення площі вінглет для компенсації моменту у разі відмови одного із двигунів;
- велика собівартість багато режимної вінглети.

Для визначення ефективності поворотної вінглети наведено порівняння аеродинамічної якості крила із різними кутами встановлення адаптивної вінглети. Геометрична крутка вінглети складає 1° , у разі повороту вінглети цей кут не змінюється.

Розрахунок на мінімальній швидкості проведений для крила із трьома положеннями адаптивної вінглети, кут встановлення яких дорівнює 9, 6 та 0 градусів. Наведено візуалізацію векторів швидкості по поверхні у зоні спряження вінглети із крилом (рис. 6 – рис. 8).

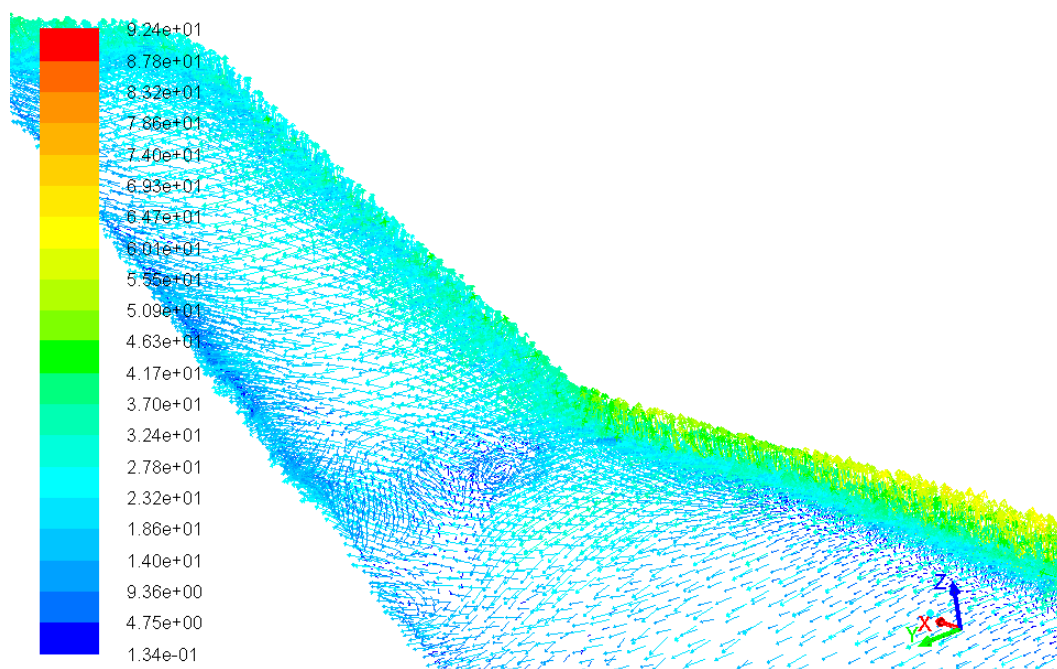


Рис. 6. Вектори швидкості по поверхні . Кут атаки 20° , кут встановлення вінглети 0°

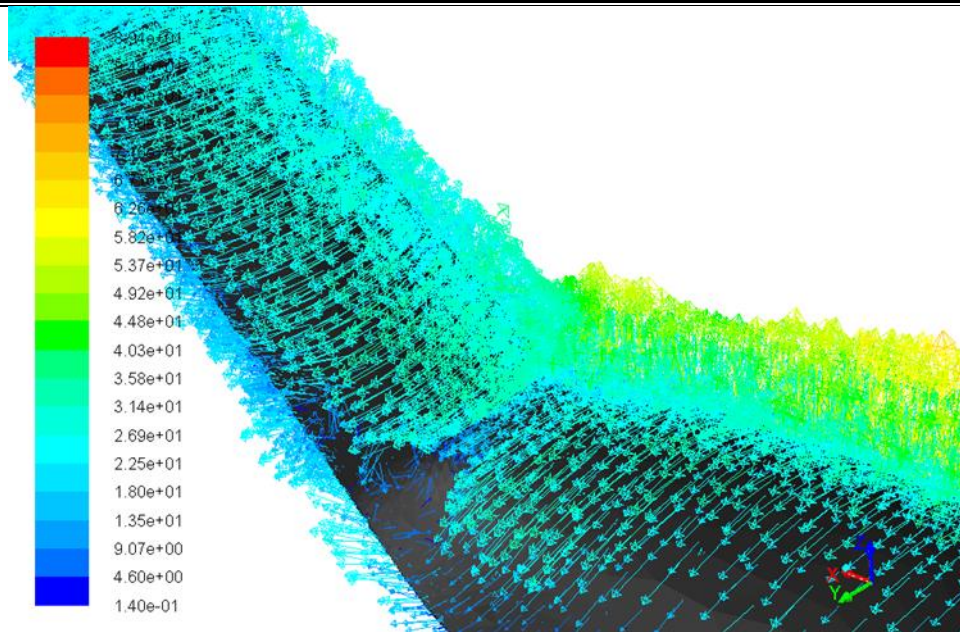


Рис. 7. Вектори швидкості по поверхні . Кут атаки 20° , кут встановлення вінглети 6°

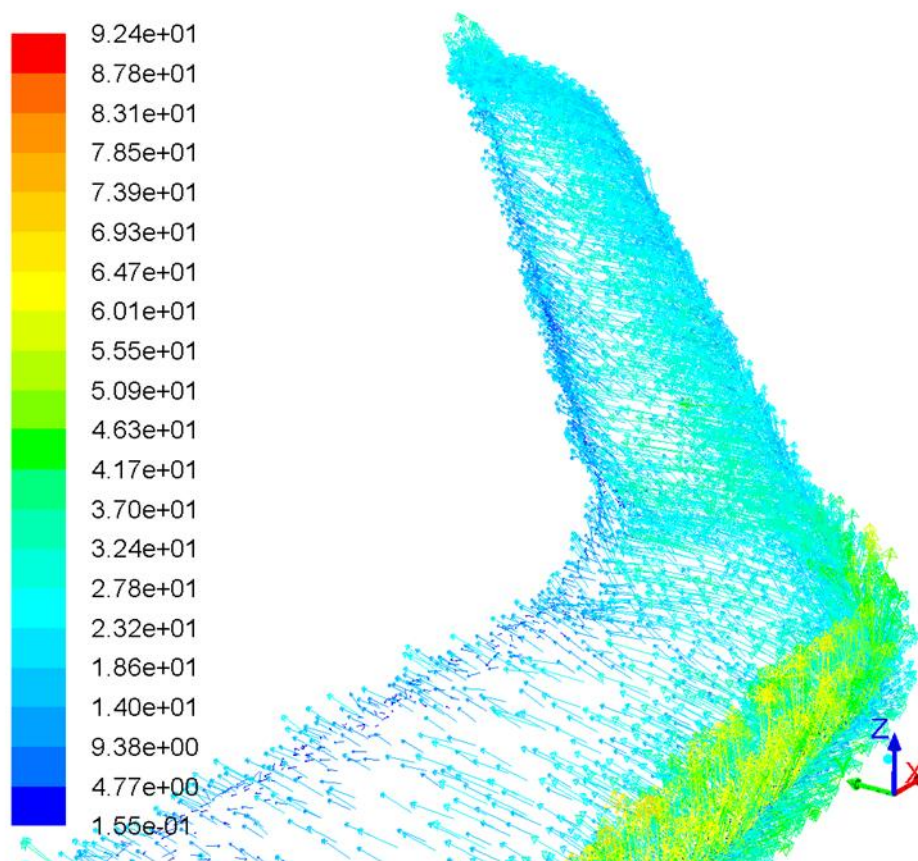


Рис. 8. Вектори швидкості по поверхні . Кут атаки 20° , кут встановлення вінглети 9°

Наведено візуалізацію векторів швидкості по поверхні у зоні спряження вінглети із крилом. Зона відриву у місці спряження вінглети із

крилом починається із 30 % хорди для модифікації крила із нульовим кутом установки вінглети, а у разі кута встановлення α , зона зміщується до 70 % хорди. E_f – коефіцієнт приросту аеродинамічної якості крила із поворотною вінглетою.

Таблиця 1.

Аеродинамічні коефіцієнти крила із адаптивною вінглетою

α	C_l	C_d	k	E_f
0	1,624439	0,200802	8,0897507	1
6	1,618953	0,173629	9,3241999	1,15259422
9	1,64198	0,190737	8,6086204	1,06413915

Приріст аеродинамічної якості у разі кута встановлення вінглети $\alpha = \alpha_c$ на критичному куті атаки складає 15 %.

Висновки

За результатами проведених досліджень було визначено, що вінглета спроектована на максимальну ефективність, на крейсерській швидкості працює не ефективно на великих кутах атаки. Поворот адаптивної вінглети на 9° забезпечує безвідривне обтікання кінцевої частини крила, що дозволяє використовувати невелику геометричну крутку крила. Адаптивна вінглета забезпечує плавний зрив потоку із крила, у разі мінімальних енергетичних втратах на опір.

Приріст аеродинамічної якості за кута встановлення вінглети $\alpha = \alpha_c$ складає 15 %.

Для детальнішого визначення оптимальних режимів повороту вінглети на різних режимах польоту необхідно проводити льотні випробування.

Список використаної літератури

1. Бондар Ю. І. Концевые аэродинамические поверхности, / Ю. І. Бондар, В. В. Сухов // 2011. <http://www.b737.org.uk/winglets.htm> .
2. Чичеров Н. А. Некоторые результаты параметрических исследований крыльев с концевыми шайбами / Н. А. Чичеров // Труды ЦАГИ. – М.: Изд. отд. ЦАГИ, 1991. – Вып. 2504. – С. 22-49.
3. Глинкина А. М. Влияние формы концов крыла на его аэродинамические характеристики / А. М. Глинкина // Труды ЦАГИ. – М.: Изд. ЦАГИ, 1940. – Вып. 474. – 20 с.
4. Глуценко П. А. Аналіз особливостей різних типів кінцевих аеродинамічних поверхонь та їх впливу на аеродинамічні характеристики крила літального апарату, 2017.