

УДК 629.735

В. В. Сухов, І. С. Кривохатько

ПОРІВНЯННЯ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА А-20 З ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИМИ ДАНИМИ

Вступ

Сучасне вдосконалення літальних апаратів, підвищення їх економічної ефективності та екологічності потребує високої точності у визначенні їхніх характеристик в процесі проектування. Тому поряд з експериментальними методами [1, 2] широко використовуються чисельні [3]. Враховуючи достатньо високу вартість і тривалість випробувань, все більша увага приділяється чисельному моделюванню фізичної поведінки об'єктів, що розглядаються експериментально.

Представлена робота має за мету визначити можливості використання програми «Pansym» для розрахунку аеродинамічних характеристик літака. Досліджувана програма розроблена в Центральному аерогідродинамічному інституті та застосовувалась на Державному підприємстві «Антонов». В програмі було використано окремий випадок методу гідродинамічних особливостей – панельно-вихровий метод, що детально описано і проаналізовано в [3].

Постановка задачі

Задачею представленої роботи є порівняння результатів розрахунку програми «Pansym» і результатів експерименту в аеродинамічній трубі, визначення умов, за яких чисельний розрахунок є коректним.

Опис експерименту

Для аналізу аеродинамічних характеристик були використані модель літака А-20 (рис. 1) в програмі «Pansym» (рис. 2) та модель цього літака, що випробовувалась в аеродинамічній трубі. Перша модель створена автором на основі моделі підприємства-виробника ТОВ «Аеропракт» (Київ). Експеримент проводився в аеродинамічній трубі Національного авіаційного університету Ф. М. Аббасом, детальний опис наводиться в [2].

Обидві моделі випробовувались у двох конфігураціях: із закрилками в крейсерському режимі (кут відхилення 0°) та в злітному положенні (кут відхилення 10°). Крім того перевірено коректність розрахунку за наявності системи дифузорних вихорогенераторів (ВГ), встановлених на верхній

поверхні крила в обох конфігураціях. Модель у «Pansym» складається з фюзеляжу, центроплана, власне крила, закінцівки крила, горизонтального і вертикального оперення. Програмна модель на відміну від трубної не має шасі та підкосів крила. Ці тіла обтікання не створюють суттєвої підйомної сили, а їх наявність враховується лише як шкідливий опір, тобто збільшенням коефіцієнту опору на величину, встановлену експериментально для даного літака.



Рис. 1. Зовнішній вигляд літака А-20

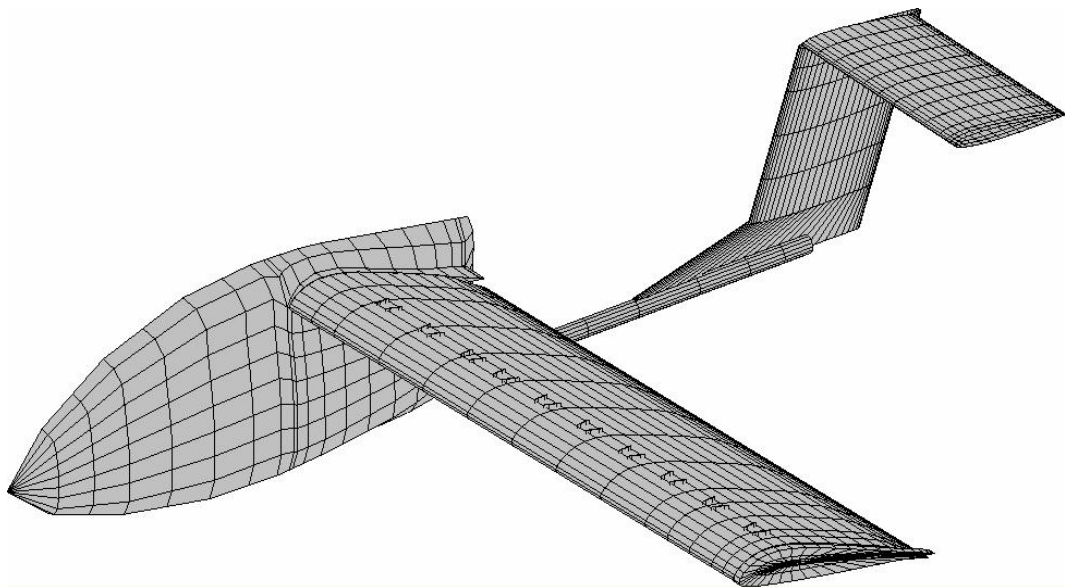


Рис. 2. Модель літака А-20 з відхиленим закрилком та системою дифузори вихорогенераторів в програмі «Pansym»

Величини коефіцієнтів підйомної сили, сили опору та поздовжнього моменту (c_y , c_x , m_z відповідно) знаходять за формулами:

$$c_y = \frac{Y_a}{q_\infty S}, \quad c_x = \frac{X_a}{q_\infty S}, \quad m_z = \frac{M_z}{q_\infty S b}.$$

Значення підйомної сили, сили опору та поздовжнього моменту (X_a , Y_a , M_z відповідно), що діють на трубну модель літака, обчислюються автоматично на основі показань трикомпонентних аеродинамічних ваг. Величини площі S та хорди крила b знаходять шляхом геометричних вимірів відсіку крила. Динамічний тиск q_∞ визначається за показаннями трубки Піто-Прандтля безпосередньо під час проведення досліду. Середньоквадратична похибка за десятикратними випробуваннями складає ± 0.003 для c_y , ± 0.0003 для c_x , ± 0.0015 для m_z .

Таким чином отримано коефіцієнти підйомної сили, сили опору, аеродинамічної якості як співвідношення перших двох та поздовжнього моменту (c_x , c_y , $K = c_y/c_x$, m_z , відповідно) в програмі «Pansym» та в експерименті. Достовірність отриманих результатів оцінено за узгодженням з [4].

Дослідження злітної конфігурації літака – закрилки відхилені

Літак А-20 має механізацію задньої кромки у вигляді простого закрилка, що відхиляється на зльоті на кут 10° .

При додаванні генераторів вихорів експеримент фіксує збільшення коефіцієнту підйомної сили в усьому діапазоні льотних кутів атаки (рис. 3). Програма показує зростання c_y лише в околі критичного кута атаки, де результати розрахунку не є достовірними. Абсолютні величини максимального коефіцієнту підйомної сили також істотно відрізняються - 1,7-1,8 в аеродинамічній трубі, 2,2-2,4 в «Pansym». При цьому графіки компонок без генераторів вихорів на лінійній ділянці подібні для експерименту та розрахунку. Наприклад, $\frac{\partial C_Y}{\partial \alpha} \approx 0,085$, а при $\alpha=0^\circ$ $C_Y \approx 0,9$ і в аеродинамічній трубі, і в «Pansym».

Експеримент показав, що суттєве зростання опору спостерігається в діапазоні льотних кутів атаки і вкрай незначне – біля критичного та вище (рис. 4). На льотних кутах шкідливий опір від вихорогенераторів загалом збільшується зі збільшенням кута атаки. Програмний метод показав дуже незначне і відносно рівномірне підвищення c_x на всій ділянці безвідривного обтікання. Мінімальний коефіцієнт опору для моделі без генераторів вихорів за трубними випробуваннями близько 0,04, за «Pansym» – близько 0,025.

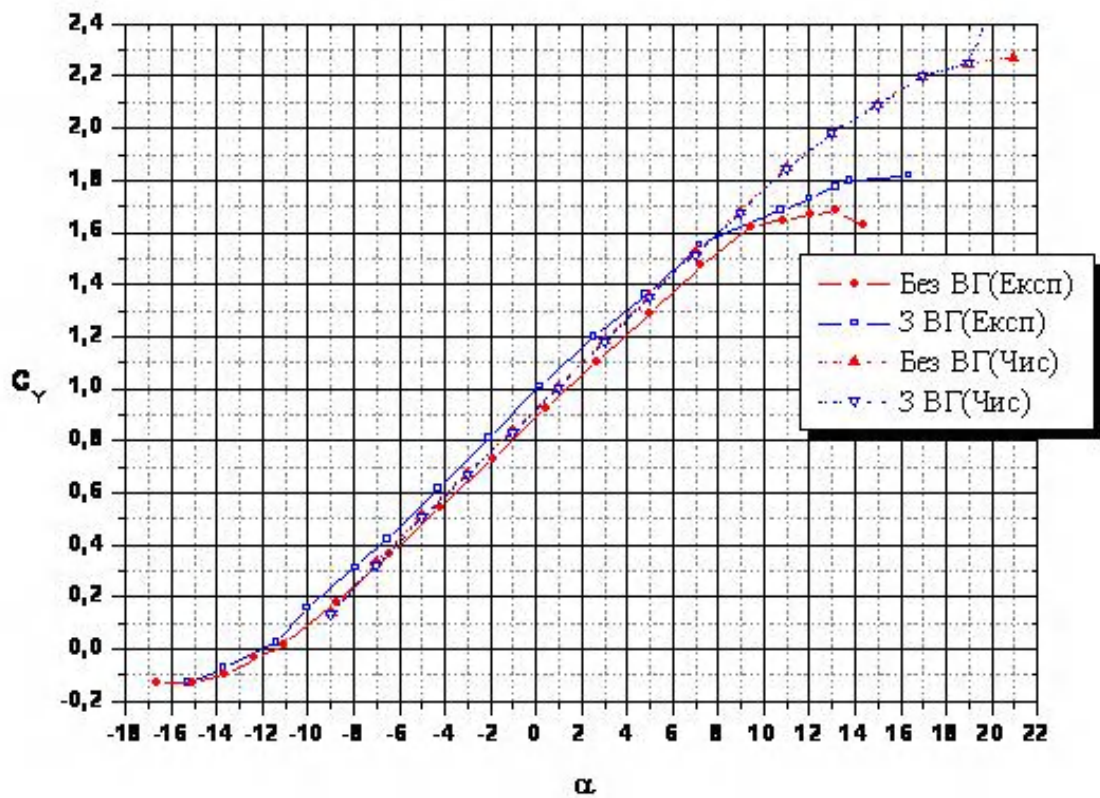


Рис. 3. Залежності $C_Y(\alpha)$ за експериментом (Експ.) та чисельним розрахунком (Чис.) з вихорогенераторами (ВГ) та без них

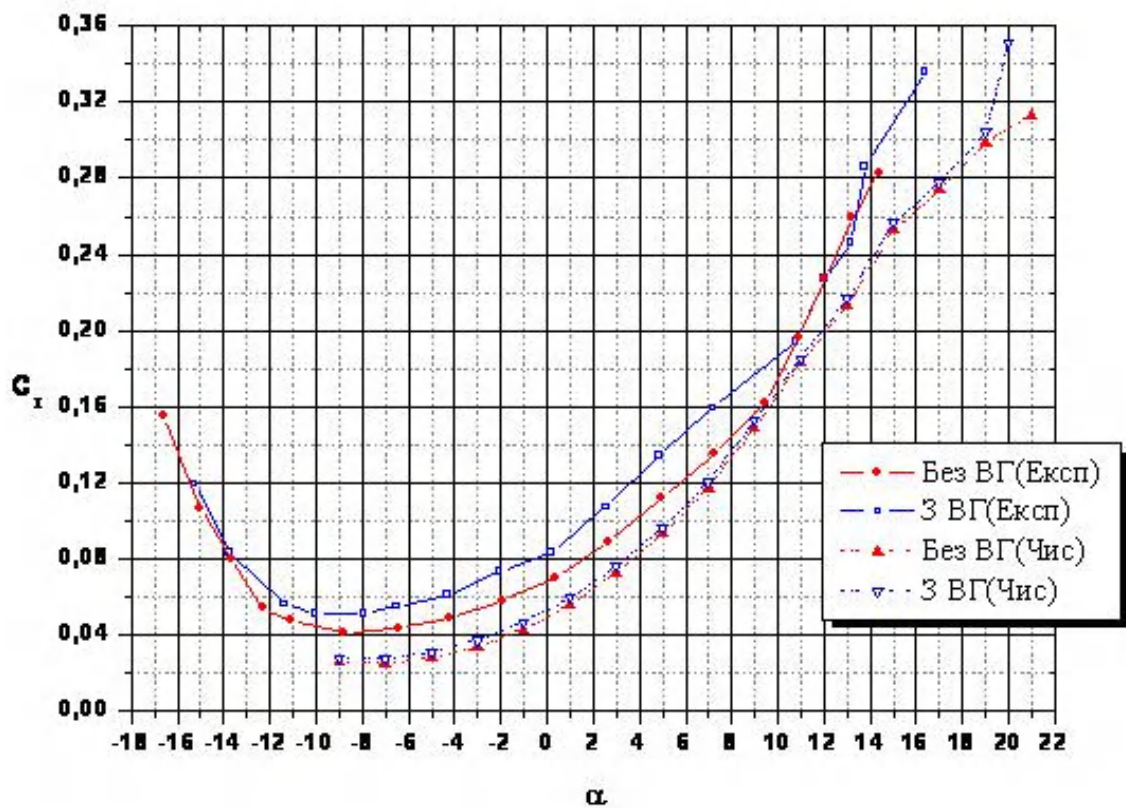


Рис.4.

Залежності $C_X(\alpha)$ за експериментом та чисельним розрахунком
Експериментом показав, що генератори вихорів погіршують аеродинамічну якість в діапазоні від -7° до 11° , поза яким є зони, де вони

збільшують її (рис. 5). За чисельним розрахунком генератори вихорів зменшують K в усьому тестовому діапазоні кутів атаки. Значення максимальної аеродинамічної якості також сильно відрізняються: майже 17 згідно з «Pansym», і трохи більше 13 згідно з даними продувок в трубі. Зниження генераторами вихорів K_{\max} складає трохи більше 1 за обома методами.

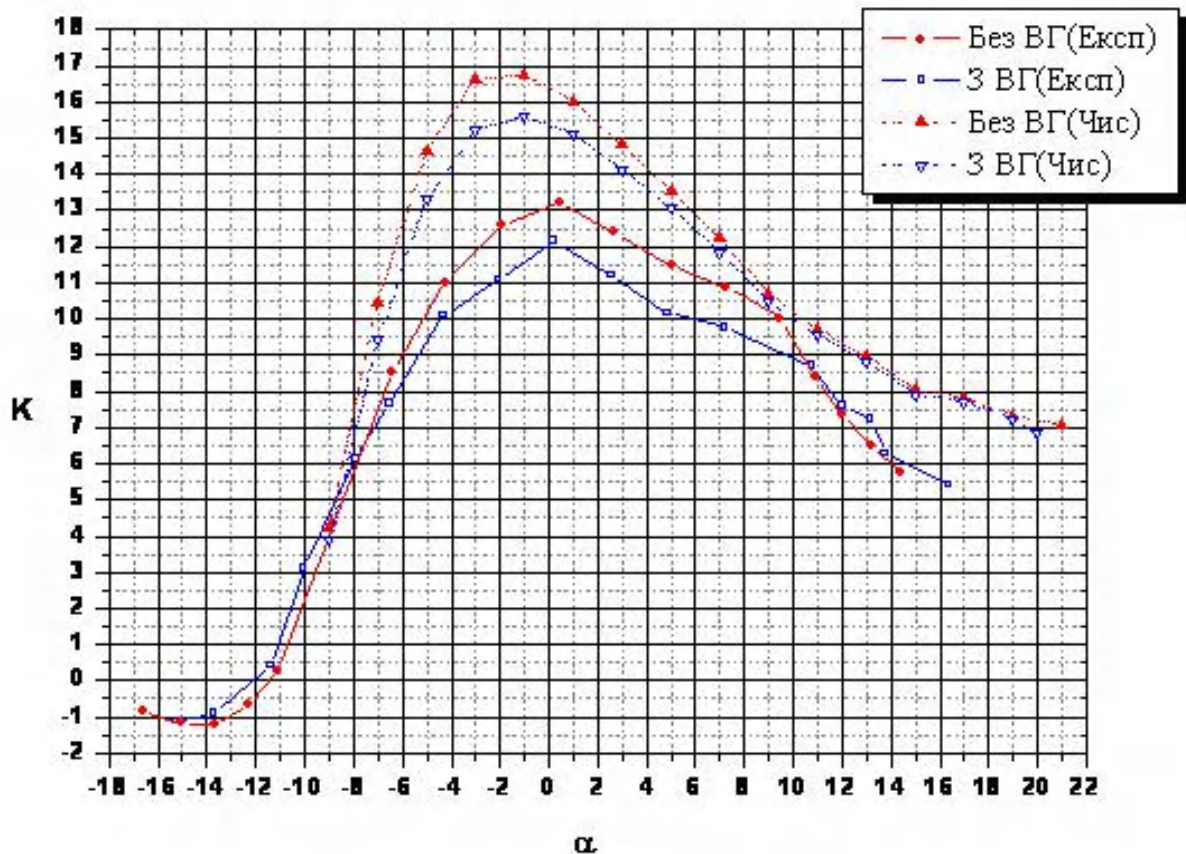


Рис. 5. Залежності $K(\alpha)$ за експериментом та чисельним розрахунком

В аеродинамічній трубі зафіксовано зсув графіка $m_Z(C_Y)$ вгору від додавання вихорогенераторів, а чисельний розрахунок виявився нечутливим до такого явища (рис. 6). Тангенс кута нахилу графіка $\frac{\partial m_Z}{\partial C_Y}$ в експерименті приблизно дорівнює -0,275, а в «Pansym» дорівнює -0,25.

Графічне порівняння поляр першого роду наводиться на рис. 7.

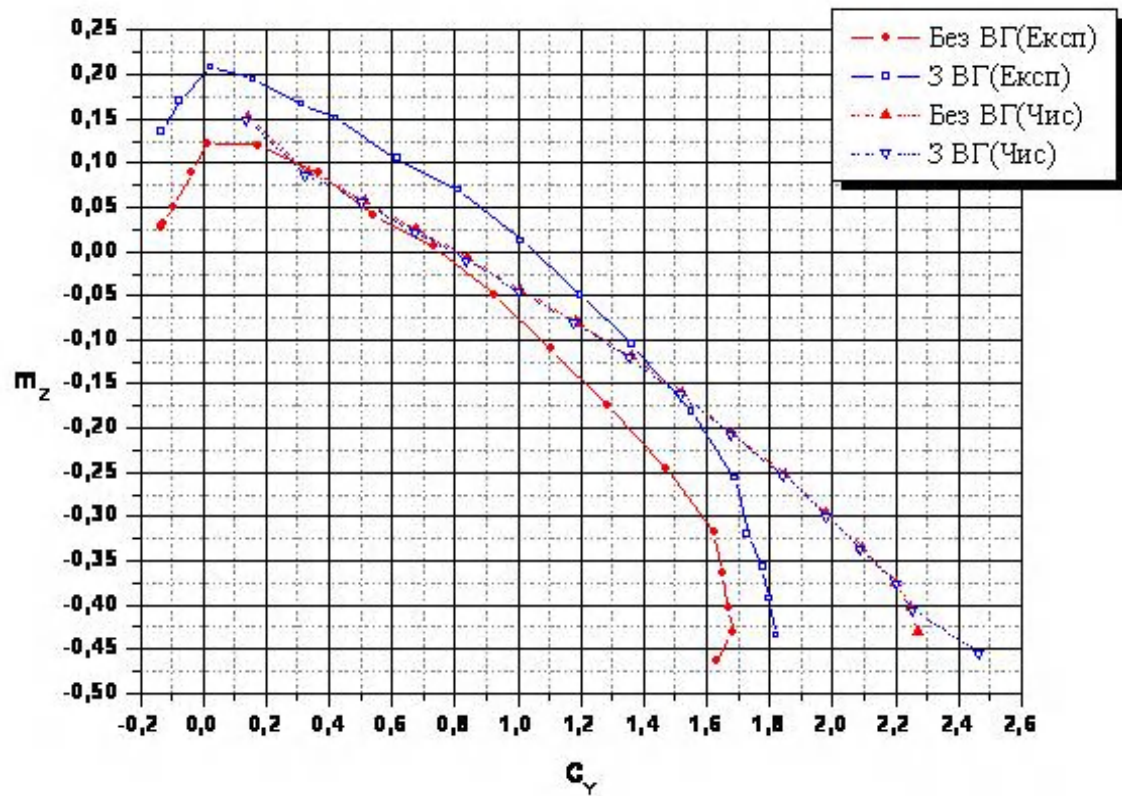


Рис. 6. Залежності $m_z(C_y)$ за експериментом та чисельним розрахунком

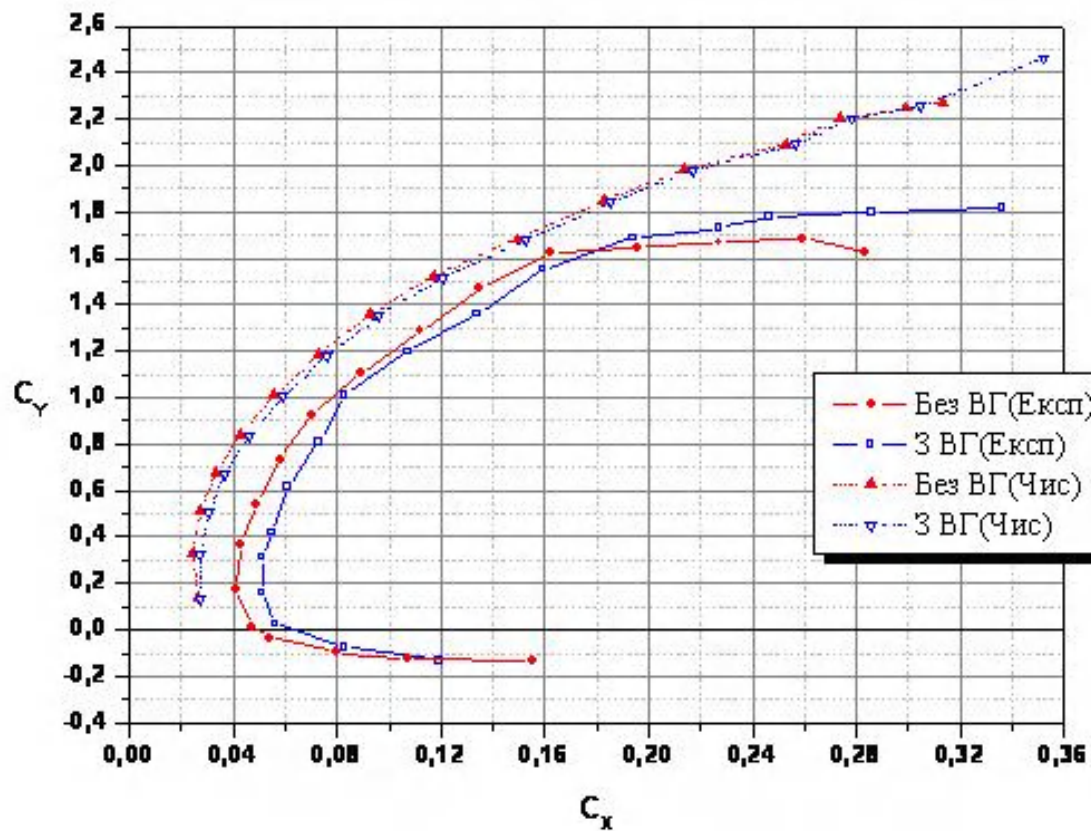


Рис. 7. Залежності $C_x(C_y)$ за експериментом та чисельним розрахунком

Дослідження крейсерської конфігурації (без закрилків) літака

Характеристики $C_Y(\alpha)$ в діапазоні льотних кутів атаки збігаються з високим ступенем точності (рис. 8). Похідна функції $\frac{\partial C_Y}{\partial \alpha} \approx 0,085$, кут нульової підйомної сили $\alpha_0 \approx (-6,5..-6)^\circ$, а при $\alpha = 0^\circ$ $C_Y \approx 0,55$. Обидва методи не фіксують суттєвого впливу генераторів вихорів. «Pansym» не вказує на початок відриву, що виникає на куті 10° .

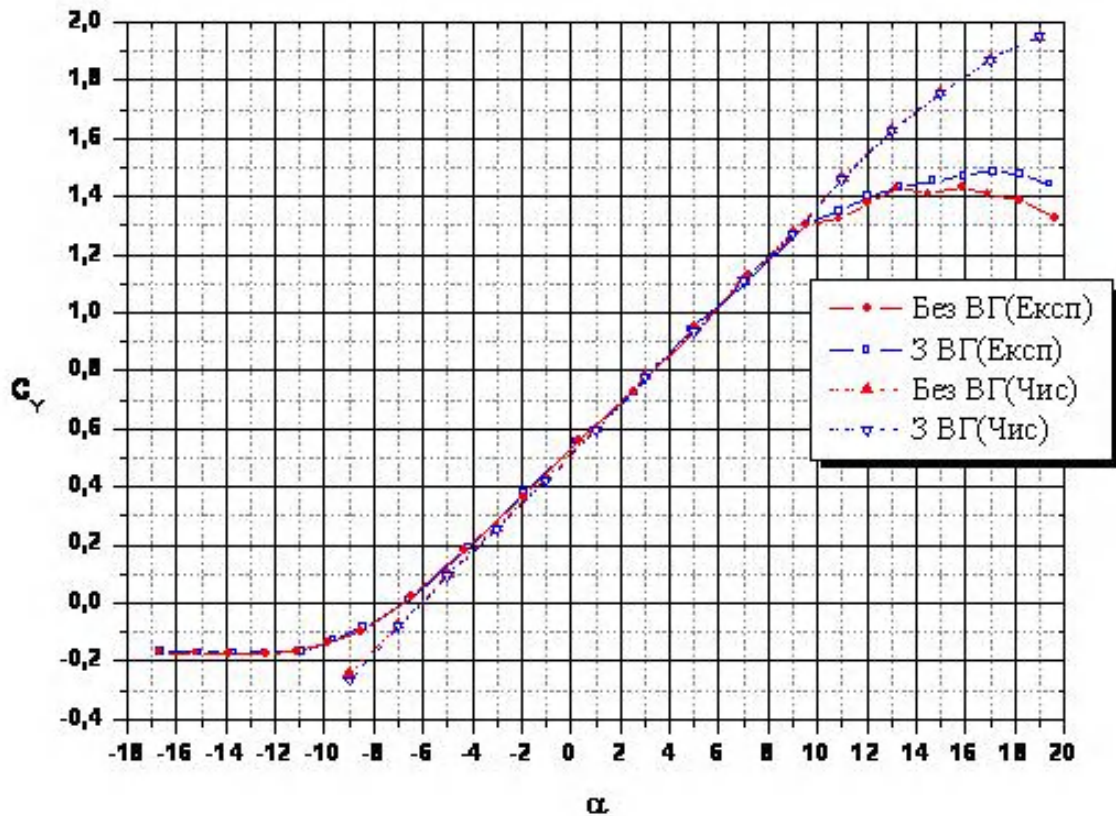


Рис.8. Залежності $C_Y(\alpha)$ за експериментом та чисельним розрахунком

Програма демонструє незначне підвищення C_X при додаванні генераторів вихорів, що є приблизно однаковим на всіх льотних кутах атаки (рис. 9). Експеримент показав, що зростання коефіцієнту опору більше на більших кутах атаки до початку відриву. Після початку відриву при $11^\circ-12^\circ$ C_X приблизно однаковий для обох компоновок.

Чисельний розрахунок показав зниження вихорогенераторами аеродинамічної якості в тестовому діапазоні кутів атаки – від -10° до $+18^\circ$ (рис. 10). За показаннями приладів в аеродинамічній трубці компоновка літака з вихорогенераторами дає невелике підвищення якості на проміжках від -10° до -8° та від 11° до 12° . Найвище значення К в першому випадку близько 20, в другому трохи перевищує 14. Зниження максимуму якості за обома методами дещо менше одиниці.

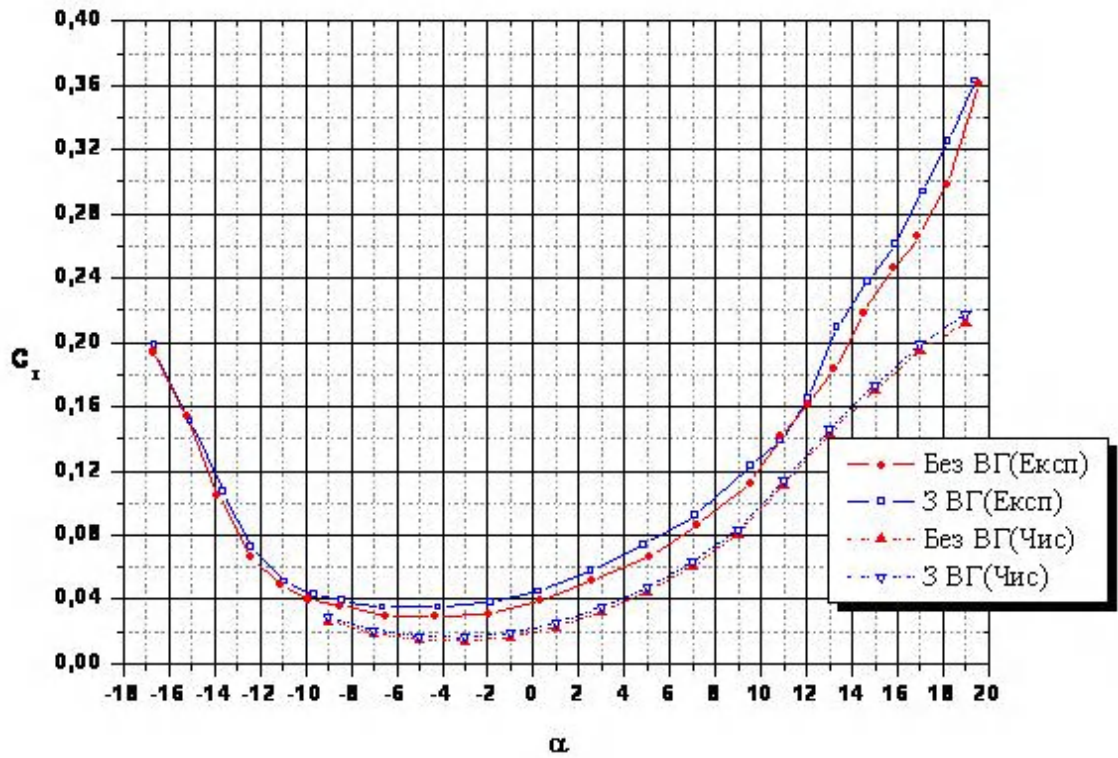


Рис. 9. Залежності $C_x(\alpha)$ за експериментом та чисельним розрахунком

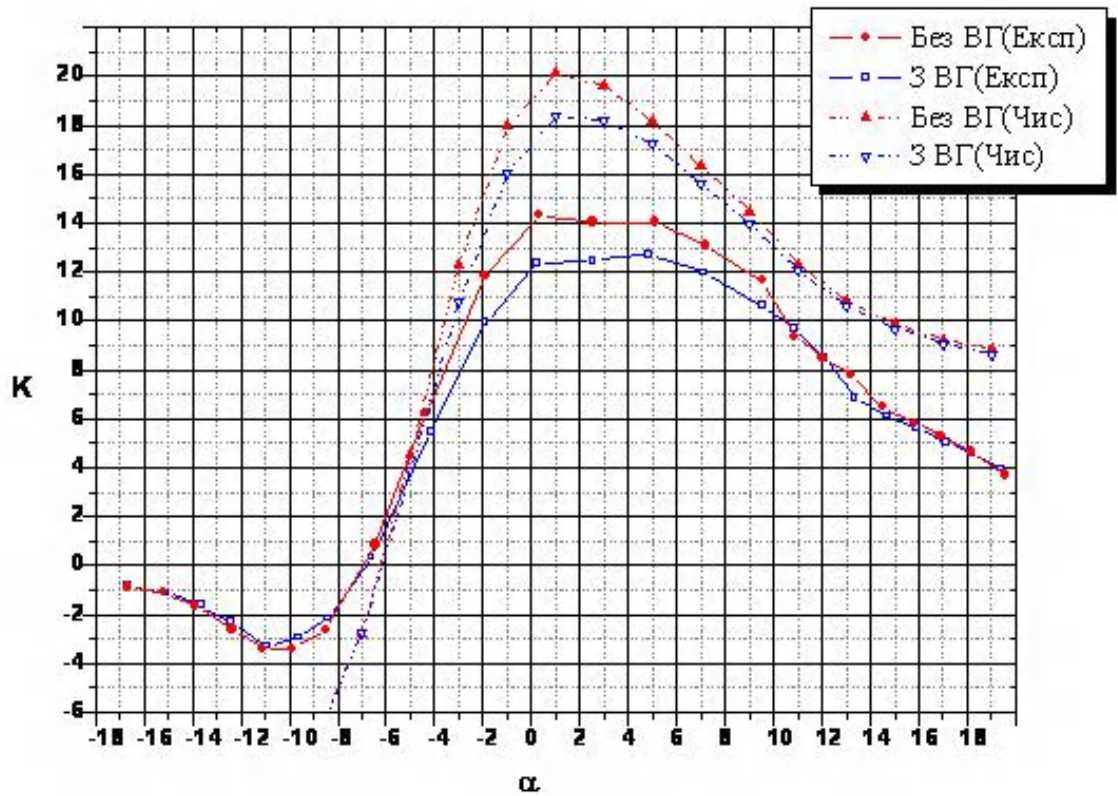


Рис. 10. Залежності $K(\alpha)$ за експериментом та чисельним розрахунком

Похідна функції моменту, що отримана в експерименті, дорівнює $\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = -0,275$ (така ж, як і для моделі з закрилками), а для «Pansym» дорівнює -

0,19 (рис. 11). Згідно з дослідженнями [4] її теоретичне значення дорівнює - 0,25, а практичні величини відрізняються від нього на 0,02-0,05, що цілком узгоджується з трубним експериментом і не узгоджується з програмним розрахунком.

Графічне порівняння поляр першого роду наводиться на рис. 12.

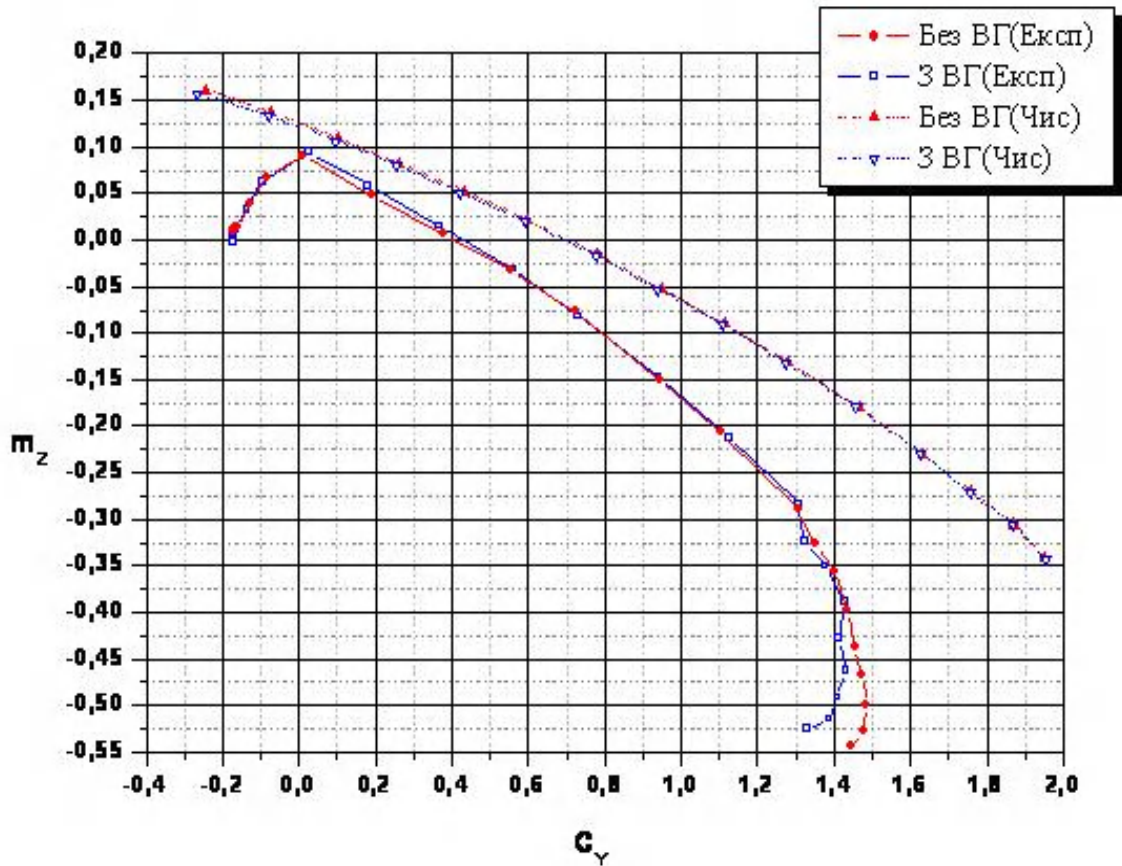


Рис. 11. Залежності $m_z(C_Y)$ за експериментом та чисельним розрахунком

Висновки

Під час дослідження було створено модель літака А-20 в середовищі програми «Pansym», обчислено аеродинамічні характеристики цієї моделі та порівняно їх з характеристиками трубної моделі.

На основі проведених порівнянь можна стверджувати, що програмне забезпечення «Pansym» можна використовувати для оцінки деяких аеродинамічних характеристик *літака без генераторів вихорів*. Наприклад, графік залежності $C_Y(\alpha)$ в діапазоні льотних кутів атаки, тобто на лінійній ділянці, дуже добре кількісно узгоджується з результатами експерименту в аеродинамічній трубі. Залежність коефіцієнту підйомної сили для моделі з

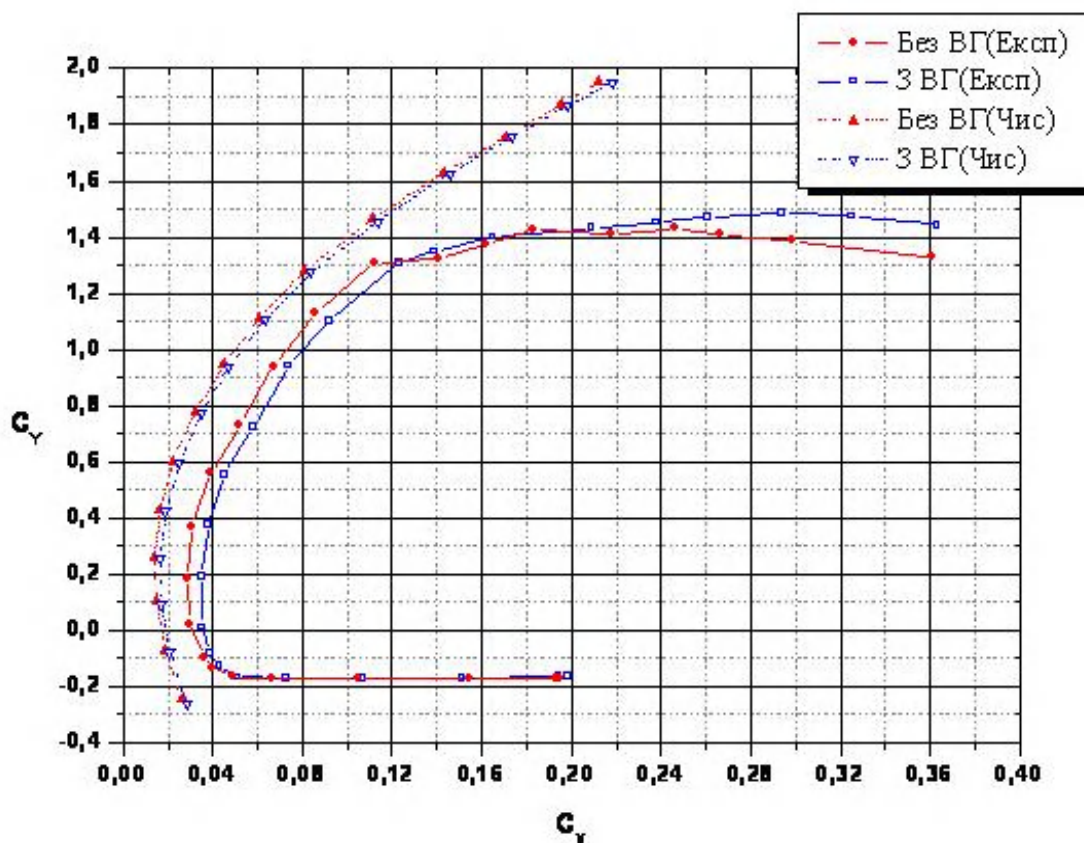


Рис.12. Залежності $C_Y(C_X)$ за експериментом та чисельним розрахунком генераторами вихорів і з прибраною механізацією також підтверджується експериментом, але лише через те, що вихорогенератори істотно не впливають на цю характеристику. За умови, коли вони починають впливати, «Pansym» не фіксує цього ефекту, що можна побачити для моделі з відхиленою механізацією (рис. 3).

Програма якісно правильно відображає графік залежності $C_X(\alpha)$, проте дає систематичну похибку, а саме – занижує значення опору за експериментом на величину близько 0,015. Причиною цього може бути розрахунок опору тиску на фюзеляжі, що є дуже грубим, як зазначалось на початку статті, а крім того – недооцінка значення шкідливого опору моделі в аеродинамічній трубі. При врахуванні цієї похибки отримана в програмі «Pansym» залежність $C_X(\alpha)$ **може бути використана** для оцінки опору літака при безвідривному обтіканні, тобто на кутах атаки, що відповідають лінійній ділянці залежності $C_Y(\alpha)$.

Результати чисельного розрахунку програмного забезпечення «Pansym» **не можна використовувати** в таких випадках:

- для оцінки будь-яких характеристик на кутах атаки поза лінійною ділянкою залежності $C_Y(\alpha)$;
- для оцінки впливу типових дифузорних генераторів вихорів на аеродинамічні залежності літака $C_Y(\alpha)$, $C_X(\alpha)$, $m_Z(C_Y)$ навіть на лінійній ділянці залежності $C_Y(\alpha)$;

– для оцінки характеристик моментів $m_Z(\alpha)$ або $m_Z(C_Y)$ моделі літака як в крейсерському, так і в злітному режимах, як із генераторами вихорів, так і без них.

Можна зазначити, що результати розрахунку аеродинамічних характеристик $C_Y(\alpha)$, $C_X(\alpha)$ ближче до реальних показань за відсутності механізації, ніж за її наявності.

Список використаної літератури

1. *David F. Rogers. Vortex Generator Flight Tests — Cruise Performance*, <http://www.nar-associates.com>, 2002 - Р. 1-3
2. *Аббас Ф. М.* Методика экспериментального определения влияния параметров генераторов вихрей на аэродинамические характеристики крыла при различных углах атаки: Дис. на здобуття ступ. канд. техн. наук. – К., 2008. – 173 с.
3. *Зінченко Д. М.* Розрахунково-експериментальна оцінка аеро-динамічних характеристик літака з механізованим крилом: Дис. на здобуття ступ. канд. техн. наук. – К., 2007. – 225 с.
4. *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов.* Под ред. академика РАН *Г. С. Бюшгенса* – М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1995. - 727 с.