

УДК 532.546.6

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377132201695789>

Шквар Є. О.¹, д. т. н, професор, Зінченко Д. М.², к.т.н., доцент,
Троценко Д. С.³, бакалавр, Jamea Ali⁴, бакалавр

ЗМЕНШЕННЯ ОПОРУ ТЕРТЯ ЛІТАКА ШЛЯХОМ МІКРОВИДУВУ ЧЕРЕЗ ПРОНИКНІ ДІЛЯНКИ ПОВЕРХНІ КРИЛА

En The last 45 years have been characterized by escalation of the problem of energy saving and, accordingly, the search and implementation of various resource-saving technologies in various spheres of human activity and, first of all, in the energy and transport sectors. In particular, this problem became urgent for aviation transport and it is not difficult to assume that in the future this process will only increase. Gradual optimization of power plants and aerodynamic design of aircraft in the process of steady improvement of aircraft characteristics and development of the appropriate technological base led to the fact that the traditional methods of fuel consumption reducing are almost exhausted.

Aircraft drag consists of several components: inductive, wave, pressure and frictional. The first three components are studied well enough and methods of their reduction are widely used on airplanes. Nevertheless, friction drag can be effectively reduced by boundary layer control methods. Among them there are wellknown and deeply studied ones but for some reasons they were not applied earlier because of the inability or ineffectiveness of their technological implementation. There are methods that are still awaiting for their detailed studies.

Determining the optimal, in terms of the frictional drag reduction and the technological considerations, placement and length of the blowing section (or several sections) along the airplane wing chord are practically unexplored. This set of problems is the subject of authors consideration and research presented in this article.

On the basis of An-124 aircraft wing the advantages and phenomena of the influence of micro-blowing through the porous section of streamlined surface have been investigated. Parametric analysis of the effect of blowing speed, location and length of the blowing section along the wing has been performed and the conditions and ratios of the parameters, which provide the best effect for the case of maintaining flow without separation, have been determined.

Ru На примере крыла самолета Ан-124 были исследованы преимущества и особенности влияния на сопротивление самолета микровыдува воздуха через пористый участок обтекаемой поверхности. Проведен параметрический анализ влияния скорости выдува, расположения и длины участка выдува на крыле, определены условия и соотношения параметров, при которых обеспечивается наилучший эффект при сохранении безотрывного обтекания.

¹ Чжецзяньський педагогічний університет (Інженерний коледж), Китайська народна республіка, м. Цзиньхуа, провінція Джецзян

² Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

³ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» факультет авіаційних і космічних систем

⁴ Чжецзяньський педагогічний університет (Інженерний коледж), Китайська народна республіка, м. Цзиньхуа, провінція Джецзян

Вступ

Останні 45 років характеризуються загостренням проблеми енергозбереження та, відповідно, пошуком і впровадженням різноманітних ресурсозберігаючих технологій у різних сферах людської діяльності та, у першу чергу, в енергетиці й у транспортній галузі. Зокрема, ця проблема постала і перед авіаційним транспортом та неважко передбачити, що в майбутньому цей процес буде тільки посилюватися. Поступова оптимізація силових установок та аеродинамічних форм літаків протягом неухильного удосконалення авіаційної техніки та розвитку відповідної технологічної бази призвела до того, що традиційні методи зменшення витрат палива практично вичерпані. В авіації зазначена проблема стимулює дослідження, спрямовані на вивчення можливостей поліпшення аеродинамічних та льотних характеристик літака. Одним із перспективних напрямків є вивчення ще нереалізованих із тих чи інших причин шляхів подальшого зменшення опору, що безпосередньо призводить до скорочення витрат палива.

Як відомо, опір літака складається із кількох складових різної фізичної природи, на кожен із яких можна впливати тим чи іншим чином. Так, індуктивний опір ефективно зменшують збільшенням видовження крила та встановленням закінцівок – вінглетів, що сьогодні вже стало нормою для літаків транспортного призначення. Хвильовий опір трансзвукових літаків мінімізують шляхом розробки і використання суперкритичних профілів несучих поверхонь. Опір тиску згідно із результатами широкого кола досліджень різних авторів, що висвітлені, зокрема, В. І. Корніловим [1], у теперішній час зведено до мінімуму довершеністю аеродинамічних форм сучасних авіалайнерів. Натомість, опір тертя може бути ефективно зменшений методами управління примежовим шаром, серед яких є як відомі та достатньо глибоко вивчені, але із тих чи інших причин не застосовані раніше через неможливість чи неефективність технологічної реалізації, є й такі, які ще очікують детальних досліджень. Бурхливий розвиток авіаційних технологій дозволяє переглянути наявні можливості керування примежовим шаром із точки зору впровадження у перспективні зразки авіаційної техніки.

Одним із наочних прикладів перспективності подальших досліджень відомих технологій та їх реалізації на новому технологічному рівні є те, що системи активного керування примежовим шаром і, зокрема, технологія видуву через обтічну поверхню, ефективно та ґрунтовно досліджувалися в різних країнах світу [2]. Але визначення оптимального як із точки зору зменшення опору тертя, так із позицій технологічних міркувань розміщення та довжини ділянки (або кількох ділянок) видуву на реальному крилі вздовж хорди на сьогодні практично недосліджені. Дана

проблематика стала об'єктом розгляду проведеного авторами дослідження, висвітленого у даній статті.

Постановка задачі

Розглянемо одну із найбільш перспективних на сьогодні технологій активного управління примежовим шаром – мікрovidув через обтічну поверхню. Ця технологія передбачає використання мікропористої поверхні, яка забезпечує рівномірний видув через неї повітря у потік, що обтікає цю поверхню. На відміну від технології видуву, що була запропонована і досліджувалася раніше, проникність поверхні досягається не значною кількістю штучних мікроотворів у ній (технічна реалізація чого є доволі складним і коштовним процесом), а сучасним технологічним способом виготовлення та застосованими матеріалами. Рівномірність видуву дозволяє зробити цей вплив відчутним вже у разі швидкостей, значення яких лежать в межах 0.05-0.1% швидкості набігаючого потоку, що й обумовило появу нового терміну – мікрovidув. Отже сучасний рівень прогресу у матеріалознавстві відкриває нові можливості застосування відомого методу активного управління турбулентним примежовим шаром шляхом видуву із малими швидкостями через обтічну поверхню та дозволяє вивчити ефекти впливу мікрovidу на формування пристінного обтікання та, зокрема, на коефіцієнт опору тертя. Отже метою даного дослідження є розробка методології оцінки впливу мікрovidу через проникні ділянки поверхні крила реального літака на коефіцієнт опору тертя та проведення параметричного аналізу чинників, що є визначальними при практичній реалізації технології мікрovidу. Зокрема буде досліджено вплив на коефіцієнт опору тертя та аеродинамічні характеристики літака таких факторів, як інтенсивність видуву, а також розташування та довжина у напрямку потоку ділянок поверхні крила, через які відбувається видув повітря.

Особливості методики дослідження та процесу моделювання впливу мікрovidу на аеродинамічні характеристики літака

Управління примежовим шаром шляхом видуву (рис. 1) використовується для зменшення аеродинамічного опору елементів компонування літального апарату (ЛА) за рахунок комплексного впливу як на осереднену складову турбулентної течії через її відтіснення від обтічної поверхні, так і на особливості формування збуреного турбулентного руху [3–5].

Мікрovidув через проникну поверхню є впливом локального характеру дії, він, як зазначалося вище, реалізується через надто малі значення вертикальної швидкості повітря, що видувається через

поверхневі мікропори, завдяки чому модифікує параметри течії лише у безпосередньому околі обтічної поверхні. Отже для коректного моделювання цього ефекту потрібна значна роздільна здатність відповідних розрахунків у околі по-верхні із наявними проникними ділянками.

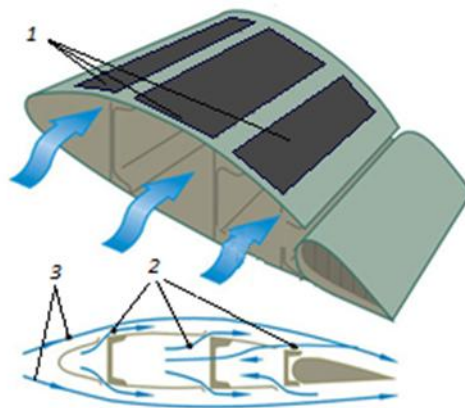


Рис. 1. Система видуву повітря у примежовий шар: 1 – проникні ділянки поверхні для видуву повітря; 2 – повітря, що видувається; 3 – повітря, що обтікає поверхню крила

Визначення ж аеродинамічних характеристик літака у цілому передбачає моделювання із відтворенням масштабів, сумірними як із розмірами літака, так і швидкостями його польоту, які відрізняються від відповідних масштабів, характерних для моделювання видуву до 1000 разів. Це унеможлиблює або робить вкрай неефективним проведення продуктивного числового розрахунку на основі лише однієї розрахункової програми. Більше того, безпосереднє моделювання межової умови ненульової нормальної до проникної поверхні швидкості та відповідної модифікації моделі турбулентності для коректного відтворення ефекту видуву в програмному забезпеченні на кшталт ANSYS є ускладненим і навіть за умови коректної реалізації не буде ефективним через зазначені вище причини. У випадку використання панельно-вихрових методів, які ґрунтуються на наближенні ідеальної рідини, моделювання тонких ефектів модифікації характеристик примежового шару видувом через поверхню є у принципі неможливим.

Для вирішення даної проблеми було прийняте рішення розробки та подальшого використання двох незалежних програмних засобів, кожен з яких моделює відповідну складову задачі. За такого підходу отримані результати програми, що моделює формування примежового шару над поверхнею із наявною пористою секцією, передаються у вигляді величини зменшення опору тертя у програму моделювання аеродинамічних характеристик літака, де вони коригуються відповідним чином із урахуванням факторів стисливості повітря, форми обтічної поверхні тощо. Можливість такого поділу розрахунку на два етапи зумовлена тим, що ці

дві складові задачі є не спряженими. Видув через поверхню завдяки надто малим значенням швидкості видуву впливає виключно на опір тертя, не змінюючи опір тиску, що дозволяє оцінити зміну опору тертя $\Delta C_{f_{total}}$ завдяки видуву незалежно від визначення аеродинамічних характеристик літака, а останні визначати на цій основі за умови наявного значення $\Delta C_{f_{total}}$ як наступний етап розрахунку.

Розрахунки виконані на основі методики і за програмами *Blowing.exe* (моделює на основі числового розв'язання диференціальних рівнянь примежового шару (ПШ) формування турбулентного ПШ на обтічній поверхні із наявними проникними ділянками заданої геометрії та розташування) та *ADX* (моделює на напівемпіричному рівні аеродинамічні характеристики літака), розробленими Є. О. Шкваром. Оскільки програма *Blowing* оснований на системі диференціальних рівнянь, отриманих шляхом застосування методу осереднення за Рейнольдсом (*Reynolds-averaged Navier-Stokes equations — RANS*), вона передбачає моделювання турбулентності на напівемпіричному рівні. Для цього використана модифікована алгебраїчна модель турбулентності Себесі-Сміта. Програма моделює обтікання плоскої пластини із наявними пористими секціями, через які видувається повітря, що дозволяє проводити параметричні дослідження впливу зміни інтенсивності мікрovidу, а також довжини та розташування проникної ділянки на розподіл локального коефіцієнта тертя.

В якості прототипу, на прикладі якого будуть проведені розрахунки, був обраний літак Ан-124. Величина хорди пластини для програми *Blowing*, була прийнятою рівною значенню середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила літака Ан-124 [6], тобто 9.93 м. Розрахунок проводився для швидкості набігаючого потоку $V = 800 \text{ км/год} = 222.22 \text{ м/с}$ (крейсерська швидкість даного літака) та параметрів стандартної атмосфери, що відповідають ешелону $H=11 \text{ км}$. У вихідних даних програми *Blowing* варіювалися діапазони довжин та координати розташування проникних ділянок, через які здійснювався мікрovidу, а також варіювалася відносна швидкість видуву повітря $C_b = V_{blow}/V_{\infty}$ (так званий параметр видуву).

У результаті розрахунку отримано значення сумарного коефіцієнта опору тертя по всій пластині та залежність зміни локального коефіцієнту тертя вздовж неї. Після розрахунку сумарний коефіцієнт опору тертя для пластини із видувом порівнювався із аналогічним коефіцієнтом для пластини без видуву. Основна увага приділялася отриманій величині зменшення сумарного коефіцієнта опору тертя у залежності від величини і розташування ділянок видуву. Окремо досліджувався вплив відносної швидкості видуву на зменшення тертя опору. Дане параметричне дослідження проводилося з метою виявлення найбільш вигідної ділянки

для організації активного управління примежовим шаром на реальному профілі крила літака.

Програма *ADX* проводить розрахунки аеродинамічних характеристик літака як з наявною ділянкою мікрovidу, так і без неї. Реалізація врахування наявності видуву здійснювалася через файл вихідних даних, де разом із геометричними характеристиками літака Ан-124 та значеннями параметрів, що визначали параметри крейсерського польоту, вводилися значення зменшення сумарного коефіцієнта опору тертя за рахунок мікрovidу, отримані у результаті використання програми *Blowing*.

В результаті розрахунку отримано залежності значень коефіцієнтів підйомної сили та опору, аеродинамічної якості від кута атаки та при різних значеннях числа Маха, які будуть представлені та проаналізовані в наступному розділі.

Критичний аналіз отриманих результатів

Результатами розрахунків у програмі *Blowing*, що являли собою обробку обчислених розподілів локального коефіцієнту опору тертя у разі зміни коефіцієнта видуву C_b , довжини та розташування проникних ділянок на пласкій пластині, є графічні залежності, наведені на рис. 2-7.

На рис. 2 наведено розподіл коефіцієнту опору тертя вздовж пластини для чотирьох випадків, а саме: для пласкої пластини без ділянки видуву, для пластини із ділянкою видуву 0.1...3 м, що має різну відносну швидкість видуву повітря C_b . У місцях розташування ділянок мікрovidу спостерігаються характерні суттєві зменшення коефіцієнту опору тертя. Отже збільшення відносної швидкості видуву повітря C_b , значно зменшує опір тертя як у області, так і поза ділянкою мікрovidу.

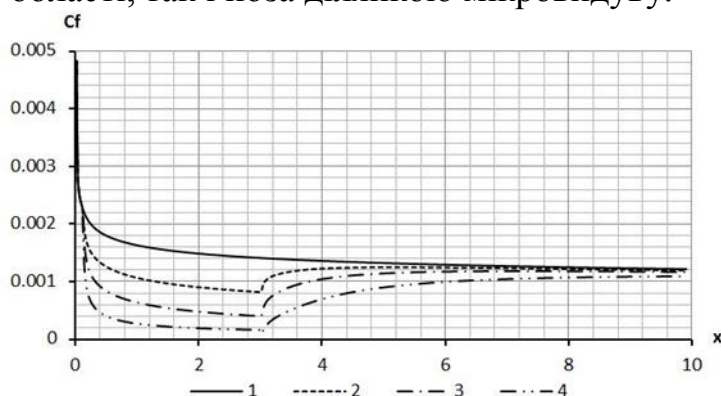


Рис. 2. Розподіл місцевого коефіцієнту опору тертя вздовж пластини у залежності від відносної швидкості видуву на ділянці 0.1...3 м: 1 – $C_b=0$; 2 – $C_b=0.0005$; 3 – $C_b=0.001$; 4 – $C_b=0.002$

Рис. 3 ілюструє зростання різниці між коефіцієнтом опору тертя пласкої пластини без ділянки видуву $C_{f_{total0}} = 0.001395$ та коефіцієнтом

опору тертя із видувом $C_{f_{total}}$ у разі збільшення відносної швидкості видуву $\Delta C_{f_{total}} = C_{f_{total0}} - C_{f_{total}}$. Це дає уявлення про кількісне зменшення коефіцієнту опору тертя у залежності від зміни відносної швидкості видуву. Робимо висновок, що найкращою у дослідженому діапазоні відносною швидкістю видуву повітря на ділянці буде $C_B=0.002$.

Проведемо дослідження впливу довжини ділянки видуву вздовж хорди на коефіцієнт опору тертя пластини (рис. 4). Відносна швидкість видуву була прийнята $C_B=0.002$. Результати порівнювалися із даними для обтікання поверхні без видуву. Видно, що чим довжина пористої секції більше, тим ефективність зниження опору вище (рис. 5), але це потребує збільшення витрат повітря і конструктивно складно реалізувати, тому ширину пористої секції потрібно обмежувати, а тоді важливо зрозуміти, де її слід розташувати задля забезпечення найбільшої ефективності.

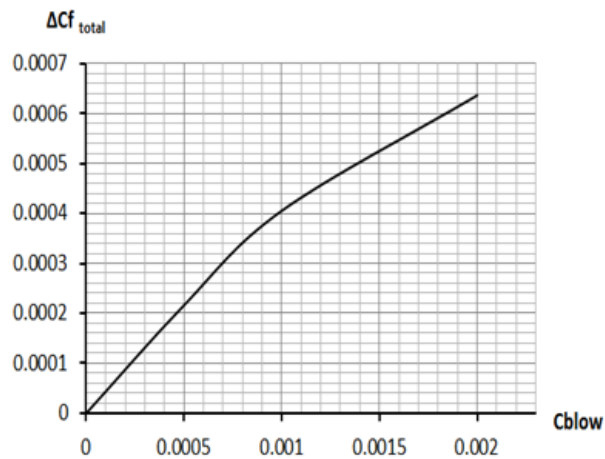


Рис. 3. Зростання різниці коефіцієнту опору тертя у залежності від зміни відносної швидкості видуву

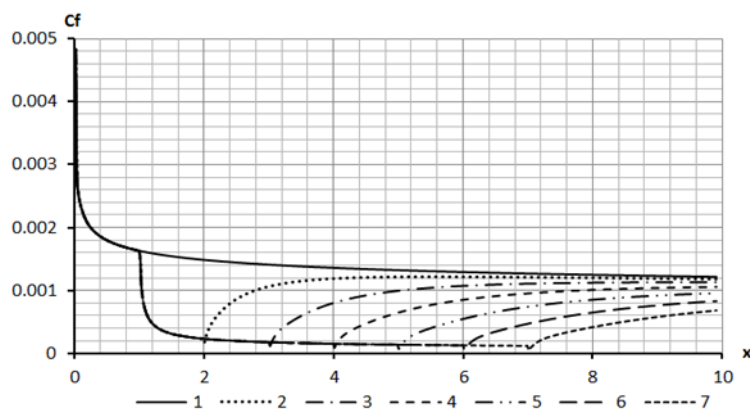


Рис. 4. Розподіл коефіцієнту опору тертя по пластині, в залежності від величини ділянки видуву: 1 – $C_B=0$; 2 – 1...2 м; 3 – 1...3 м; 4 – 1...4 м; 5 – 1...5 м; 6 – 1...6 м; 7 – 1...7 м

Для того, щоб отримати залежність впливу розташування ділянки видуву по хорді на коефіцієнт опору тертя вздовж пластини, було розглянуто ділянку видуву фіксованої довжини 2.9 м при $C_b=0.002$ і розташовано у різних місцях вздовж хорди. Результати порівнювалися із даними ділянки без видуву (рис. 6). Чим далі пориста секція розташована від передньої кромки, тим її ефективність у разі того ж видуву є меншою (рис. 7), отже варто намагатися розташувати цю секцію наскільки можливо у передній частині крила.

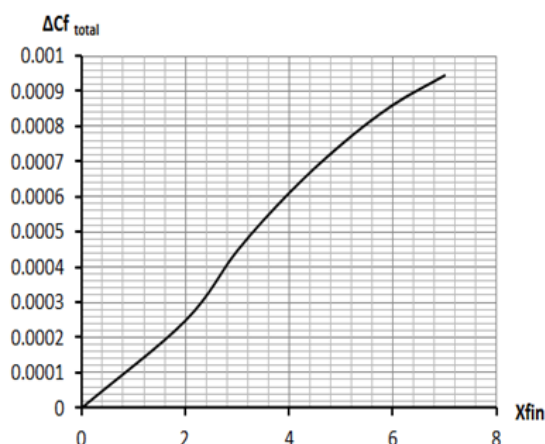


Рис. 5. Зростання різниці коефіцієнту опору тертя у залежності від величини ділянки видуву

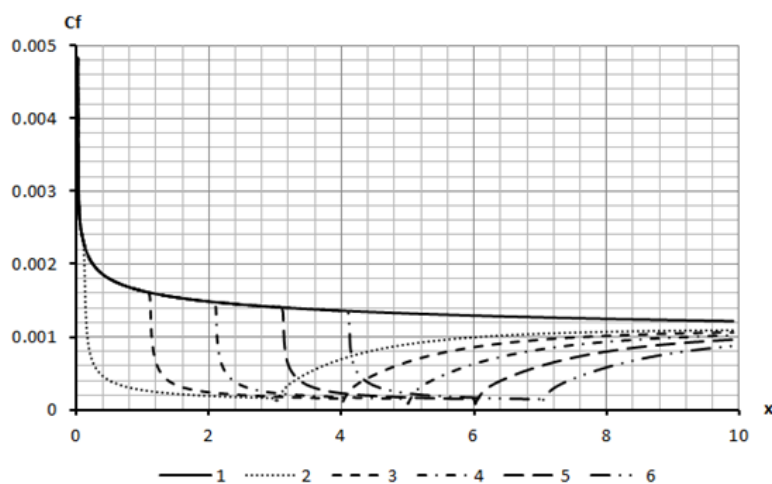


Рис. 6. Розподіл коефіцієнту опору тертя по пластині, в залежності від розташування ділянки видуву: 1 – $C_b=0$; 2 – 0.1...3 м; 3 – 1.1...4 м; 4 – 2.1...5 м; 5 – 3.1...6 м; 6 – 4.1...7 м

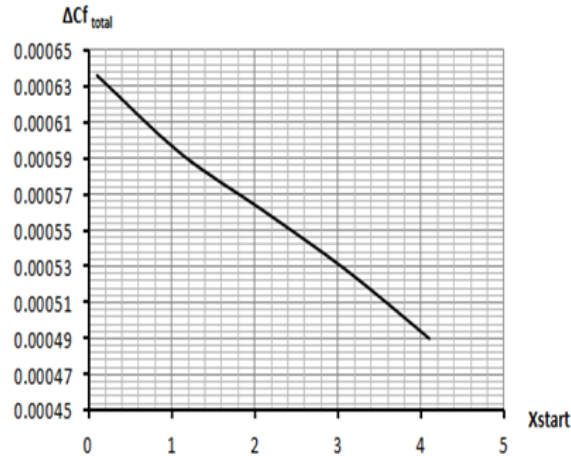


Рис. 7. Зменшення різниці коефіцієнту опору тертя у залежності від розташування ділянки видуву

Далі проводилися розрахунки аеродинамічних характеристик літака у програмі *ADX*. На першому етапі визначалися аеродинамічні характеристики літака Ан-124 за умови відсутності видуву. Отримані результати порівнювалися з експериментальними даними із джерел [6] та [7]. Із рис. 8-10 бачимо, що використана розрахункова методика та її програмна реалізація забезпечують задовільну для практичних цілей відповідність розрахункових і відомих експериментальних результатів. Найвні відхилення можуть бути пояснені, зокрема, тим, що розрахунок виконаний для реальних експлуатаційних умов та реальних геометричних розмірів літака, тоді як продувки були виконані без дотримання подібності по числах Рейнольдса і Маха.

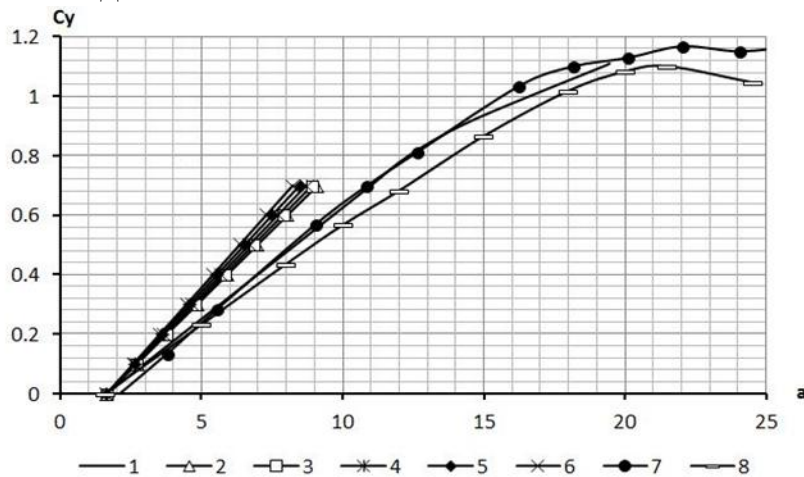


Рис. 8. Залежності $C_y(\alpha)$ для різних чисел Маха: 1 - $M=0.166$; 2 - $M=0.776$; 3 - $M=0.807$; 4 - $M=0.838$; 5 - $M=0.869$; 6 - $M=0.9$; 7 - джерело [7]; 8 - джерело [6]

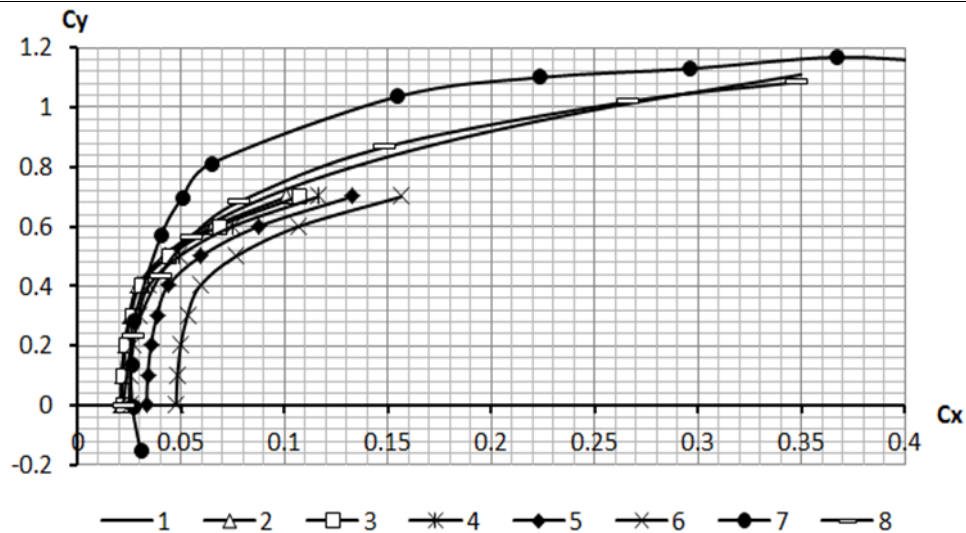


Рис. 9. Поляри літака $C_y(C_x)$ для різних чисел Маха: 1 - $M=0.166$; 2 - $M=0.776$; 3 - $M=0.807$; 4 - $M=0.838$; 5 - $M=0.869$; 6 - $M=0.9$; 7 - джерело [7]; 8 - джерело [6]

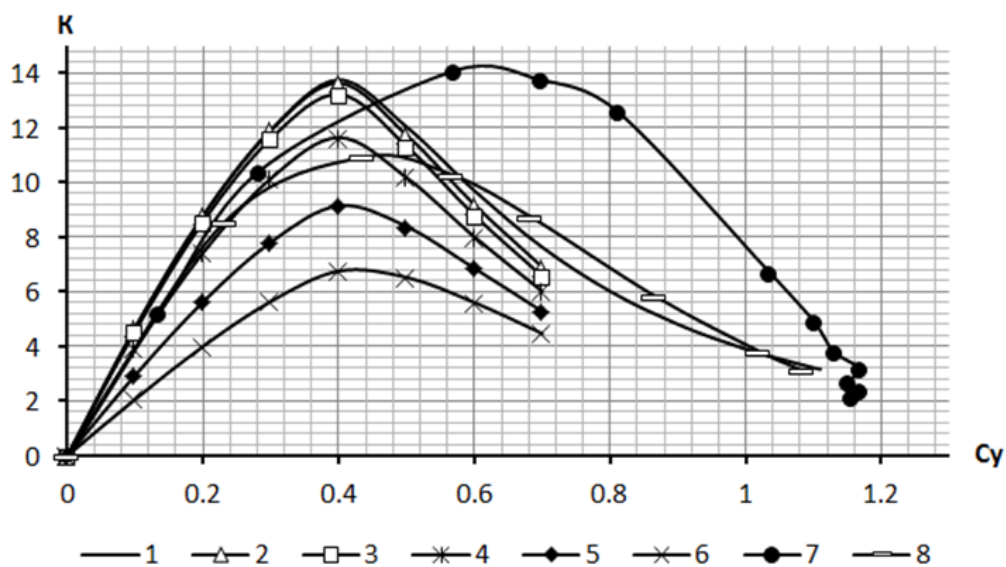


Рис. 10. Залежності аеродинамічної якості $K(C_y)$ для різних чисел Маха: 1 - $M=0.166$; 2 - $M=0.776$; 3 - $M=0.807$; 4 - $M=0.838$; 5 - $M=0.869$; 6 - $M=0.9$; 7 - джерело [7]; 8 - джерело [6]

На другому етапі досліджувався вплив наявності ділянки видуву 0.1...3 м на аеродинамічні характеристики літака. Відносна швидкість мікрovidуву на ділянці дорівнювала $C_b=0.002$.

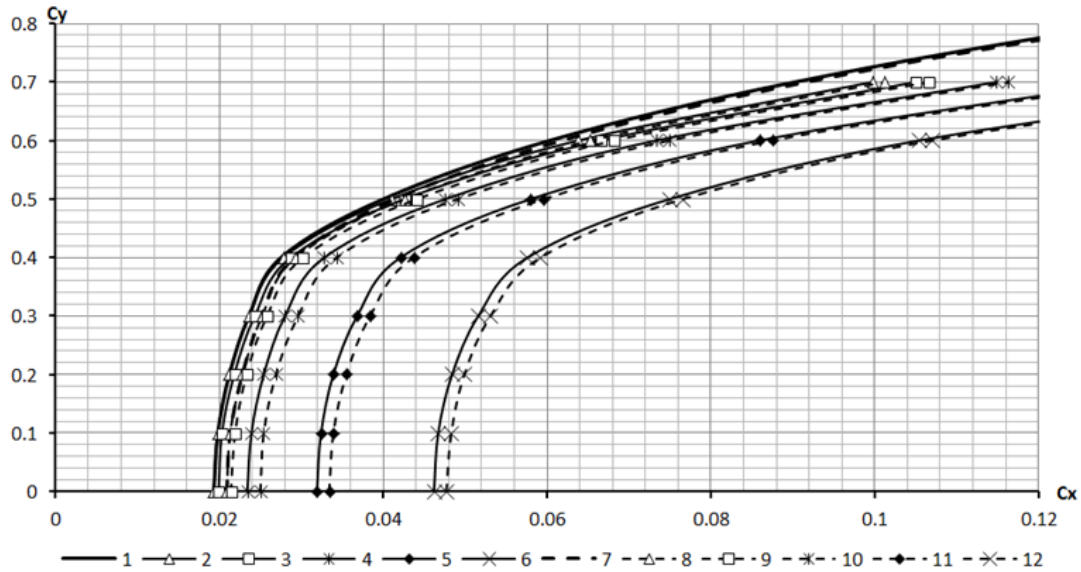


Рис. 11. Поляри літака $C_y(C_x)$ для різних чисел Маха із ділянкою мікрovidу та без неї: 1 - $M=0.166$ із видувом; 2 - $M=0.776$ із видувом; 3 - $M=0.807$ із видувом; 4 - $M=0.838$ із видувом; 5 - $M=0.869$ із видувом; 6 - $M=0.9$ із видувом; 7 - $M=0.166$ без видуву; 8 - $M=0.776$ без видуву; 9 - $M=0.807$ без видуву; 10 - $M=0.838$ без видуву; 11 - $M=0.869$ без видуву; 12 - $M=0.9$ без видуву

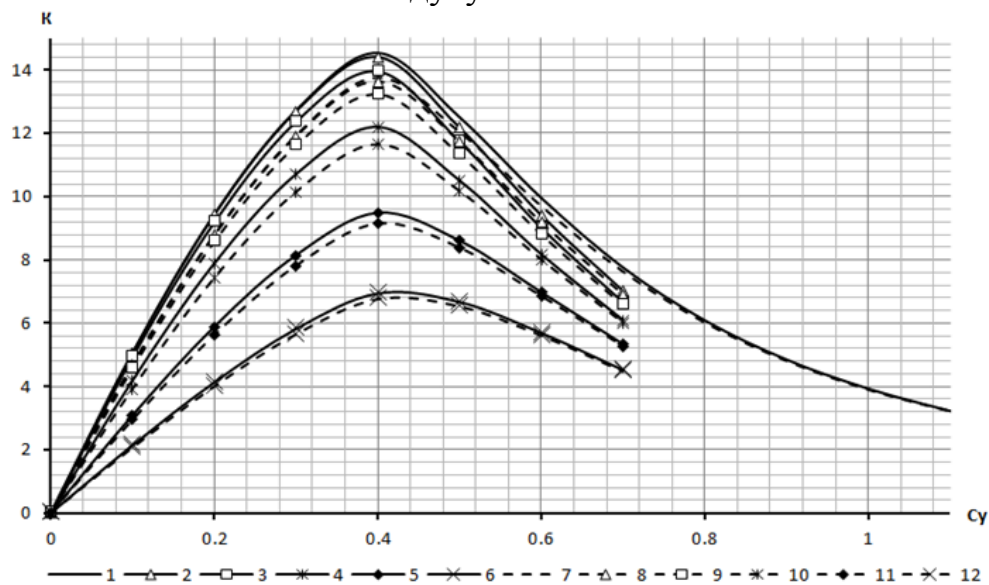


Рис. 12. Графік залежностей $K(C_y)$ для різних чисел Маха із та без ділянки видуву: 1 - $M=0.166$ із видувом; 2 - $M=0.776$ із видувом; 3 - $M=0.807$ із видувом; 4 - $M=0.838$ із видувом; 5 - $M=0.869$ із видувом; 6 - $M=0.9$ із видувом; 7 - $M=0.166$ без видуву; 8 - $M=0.776$ без видуву; 9 - $M=0.807$ без видуву; 10 - $M=0.838$ без видуву; 11 - $M=0.869$ без видуву; 12 - $M=0.9$ без видуву

На рис. 11-12 показані результати проведених розрахунків у порівнянні із даними за умови відсутності видуву. Бачимо що видув, зменшуючи опір тертя, збільшує тенденцію виходу на кути атаки звалювання, тому на етапах зльоту і посадки його використання небажано й, до того ж, неефективно через малу сукупну тривалість цих етапів, тоді як на крейсерських режимах польоту за значних швидкостях і, відповідно, крейсерських значеннях кутів атаки, видув буде забезпечувати протягом найбільш тривалого крейсерського етапу польоту перевагу у зниженні опору, що буде призводити до відповідних економії палива та зниження викидів шкідливих речовин в атмосферу.

Висновки

На основі проведеного аналізу отриманих розподілів коефіцієнту опору тертя для різних значень відносної швидкості видуву C_b було визначено, що найефективнішою відносною швидкістю видуву повітря на ділянці видуву буде $C_b=0.002$.

Збільшення довжини пористої секції ефективно сприяє зниженню опору вище (рис. 5), але це потребує також і зростання витрат повітря на реалізацію мікрovidува. Крім того, великі проникні секції конструктивно та технологічно складно реалізувати, тому ширину пористої секції варто обмежувати придатними величинами.

Чим далі розташована пориста секція від передньої кромки, тим її ефективність за того ж мікрovidува є меншою, отже потрібно намагатися розташувати цю секцію наскільки можливо у передній частині крила.

Мікрovidув, ефективно зменшуючи опір тертя, одночасно збільшує тенденцію виходу на кути атаки звалювання, тому на етапах зльоту і посадки його використання небажано і неефективно через малі тривалості цих етапів, тоді як на крейсерських режимах польоту за значних швидкостей і, відповідно, малих кутах атаки, видув буде забезпечувати протягом найбільш тривалого крейсерського етапу польоту перевагу у зниженні опору, що буде призводити до пропорційної економії палива і зниження викидів шкідливих речовин в атмосферу.

Список використаної літератури

1. Корнилов В. И. Влияние микровдува воздуха через проницаемую стенку на турбулентный пограничный слой / В. И. Корнилов,

- А. В. Бойко, А. Н. Попков // Новосибирск: Вестник НГУ, 2011.– Вып. 1. –С. 77-83.
2. *Hwang D.* Review of Research into the Concept of the Microblowing Technique for Turbulent Skin Friction Reduction – Elsevier: Progress in Aerospace Sciences. 2004. Vol. 40. – P. 559– 575.
 3. Аэродинамика самолета [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://aviaclub.ru/uploads/media/Aerodynamics.pdf> .
 4. Механизация крыла самолета [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://avia-simply.ru/mehanizacija-krila/>.
 5. *Свищев Г. П.* Авиация: Энциклопедия. - М.: Большая Российская Энциклопедия - ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского, 1994. — 736 с.
 6. *Бехтир В. П.* Практическая аэродинамика самолета Ан-124-100. / В. П. Бехтир, В. М. Ржевский, Е. Н. Коврижных, Е. Н. Копысов // – Ульяновск: УВАУ, 2005. – 207 с.
 7. *Зинченко Д. Н.* Расчетно-экспериментальная оценка аэродинамических характеристик самолета с механизированным крылом: дисс. ... канд. техн. наук. – НАУ. – К. 2007 – 128 с.