

УДК 629.01

DOI: <http://doi.org/10.20535/0203-3771372019186954>Б. Г. Комаров¹, бакалавр, Д. М. Зінченко², доцент, к.т.н.

ВПЛИВ ГЕНЕРАТОРІВ ВИХОРИВ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА СХЕМИ «КАЧКА»

En

Vortex generator application at design and flying apparatuses allows with small efforts to get optimal aerodynamic characteristics at certain flight conditions, but requires the use of special techniques or approaches that represent certain compromises.

In this article an example structure canards with vortex shedding was considered as a best aerodynamic parameters and method research and Designing with vortex shedding.

It has been established that traditional approaches with attempts to install and optimize Vortex generators on the front horizontal tail do not lead to a particular improvement in the aerodynamic characteristics, due to the small amount of research for aircraft that fly at low speeds in a given area. Given the opportunities Software package PANSYM, were received data that after analyzing which visible improve safety due to flight longitudinal sustainability, as well as in certain boundaries changes aerodynamic characteristics: smooth the fall, coefficient lift supercritical power on angles of attack as well rise aerodynamic quality.

Optimally matched I hereby allow shedder not get more efficient front horizontal the plumage is, for ultralight aircraft on slow speeds, and built on the schemes canard. Do best manageability and increase maximum aerodynamic quality up to 10% compared to pure wing that entails besides enhance security, and more economical.

Ru

Применение вихреобразователей в проектировании летательных аппаратов позволяет с небольшими усилиями получить оптимальные аэродинамические характеристики на определенных режимах полета, но требует использования специальных подходов или методов, которые представляют собой определенные компромиссы.

В данной статье на примере конструкции переднего горизонтального оперения с вихреобразователями была рассмотрена оптимизация аэродинамических параметров и методика исследования и проектирования с использованием вихреобразователей.

Установлено, что традиционные подходы с попытками установки и оптимизацией вихрегенераторов на переднем горизонтальном оперении особым образом не ведут к улучшению аэродинамических характеристик, по причине малого количества исследований для самолетов которые летают при малых скоростях в данной области. С учетом возможностей программного пакета PANSYM, были получены данные, проанализировав которые видны улучшения по безопасности полета за счет продольной устойчивости, а также в определенных границах изменения аэродинамических характеристик: плав-

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського, Механіко-машинобудівний інститут

² КПІ ім. Ігоря Сікорського, кафедра авіа- та ракетобудування

ное падение коэффициента подъемной силы на закритических углах атаки, а также возрастание аэродинамического качества.

Оптимально подобранные вихреобразователи позволяют получить более рациональное переднее горизонтальное оперение для сверхлегких ЛА которые двигаются на малых скоростях, и построены по схеме “утка”. Улучшается управляемость и возрастает максимальное аэродинамическое качество до 10% по сравнению с чистым крылом, что влечет за собой помимо повышения безопасности, ещё и экономичность.

Вступ

Характерною особливістю літаків із переднім розташуванням горизонтального оперення, відомих як схема «качка» є жорсткі вимоги щодо стійкості та керованості під час польоту на критичному куті атаки. А на таких режимах і проявляються всі недоліки цієї схеми, хоча у крейсерському польоті її переваги на невеликих літаках реалізуються у більшій мірі, ніж на надзвукових літаках.

Переваги схеми «качка» добре відомі: сила горизонтального балансуєчого оперення додається до підймальної сили крила. Це дозволяє зменшити площу крила та, відповідно, розміри, маса і аеродинамічний опір літака. Водночас його аеродинамічна якість зростає через більше значення підймальної сили.

Можливі негативні властивості схеми «качка» можуть бути спричинені негативним впливом переднього горизонтального оперення (ПГО) на крило. ПГО скошує вниз та пригальмовує повітряний потік обтікаючий крило від чого падає його ефективність. Ефективним рішенням цієї проблеми є розташування ПГО на максимально можливій висоті від основного крила. Повздовжня нестійкість схеми «качка» на кутах атаки, близьких до критичного кута атаки α_S може бути спричинена передчасним відривом потоку із поверхні ПГО, або потрапляння крила у супутній вихровий слід від ПГО.

Також слід зазначити, що під час польоту на кутах атаки, близьких до критичного перед звалюванням зрив потоку повинен наступати у першу чергу на ПГО, тому що в інакшому випадку літак у разі звалювання буде різко задирати ніс та переходити у штопор. Це явище називається «підхват» та згідно рекомендацій норм льотної придатності [АП23.302] вважається абсолютно недопустимим. Встановлення ПГО по відношенню до крила на кут, більший за кут встановлення крила на $2-3^\circ$ сприяє виконанню умови стійкості – через зрив потоку на ПГО літак автоматично опускає ніс, переходить на менші кути атаки та набирає швидкість.

Літаки, побудовані за аеродинамічною схемою «качка», можуть мати особливість поведінки у процесі звалювання, а саме різке падіння підймальної сили на ПГО, що супроводжується стрімким опусканням носу літака – так званий «клювок», який за наявності висоти польоту перешкоджає

входу літака в штопор, але дуже небезпечний у разі зльоту та посадки. Застосування системи автоматичного керування дозволяє обмежити положення ПГО на різних режимах польоту, що призводять до «кльовків», проте це може бути спряжене із втратою льотних характеристик.

Характеристики схеми «качка» за наявності відриву потоку також є важливими для безпеки польоту. Під час заходу на посадку в умовах високої турбулентності або зсуву вітру ПГО, що забезпечує балансування на максимальному допустимому C_u літака, може опинитись на закритичних кутах атаки і порушитись обтікання, що призведе до падіння його підйомної сили, і кут атаки літака почне зменшуватися. Викликаючи глибокий зрив потоку, і вводячи літак у режими різкого некерованого клювка, що у більшості випадків призводить до катастрофи. Така поведінка «качок» на критичних кутах атаки не дозволяє використовувати таку аеродинамічну схему у надлегкій і транспортній авіації.

Щоб вирішити ці незвичні для класичних літаків проблеми необхідно розглянути явища відриву, дослідити стабільність у польоті із використанням вихроутворювачів на ПГО та крилі. Ці дослідження мають дати можливість покращити безпеку та стабільність літака, без суттєвих погіршень льотно-технічних характеристик.

На сьогодні питання покращення аеродинамічних характеристик (АДХ) на великих кутах атаки вирішується за допомогою механізації передньої кромки крила (передкрилки, щитки, вортилоні, турбулізатори, вихороутворювачі) та механізацією задньої кромки (закрилки, вортилоні, турбулізатори, вихороутворювачі), однак для переднього горизонтального оперення їх встановлення не є доцільним. Крім того для покращення керованості елеронів, руля напрямку, руля висоти використовують турбулізатори пограничного шару. Все це є пасивними методами покращення аеродинамічних характеристик за допомогою встановлення різного роду виступаючих елементів на крилі і оперенні.

Постановка задачі

Метою даної статті є дослідження та доцільність можливості встановлення вихроутворювачів на ПГО, для забезпечення підвищеної безпеки польоту, та покращення аеродинамічних характеристик у цілому.

- Запропонований підхід, планується реалізувати у декілька етапів:
- у рамках першого – визначити оптимальне положення ПГО на звичайному чистому крилі, щоб виконувались умови балансування, та залишалися непоганими аеродинамічні характеристики.
 - у рамках другого – визначити оптимальну корекцію переміщення ПГО для нормальної роботи ПГО іншого профілю такої ж площі, але оптимального для роботи із передкрилком.

- у рамках третього – визначити оптимальне положення ПГО із вихроутворювачами, та дослідження їх переміщень і визначення впливу на обтікання ПГО, та аеродинаміку літака у цілому.
- у рамках четвертого – порівняння результатів та підведення висновків.

Методика досліджень

Для визначення аеродинамічних характеристик використовувався панельно-вихровий метод симетричних особливостей [XX]. За допомогою математичного моделювання обтікання визначені оптимальні місця їх розташування крила і оперення із відповідними кутами установки для максимально ефективного та безпечного польоту.

Розрахункова модель та план експерименту

Визначення оптимального положення ПГО на звичайному чистому крилі

У якості об'єкту дослідження нами було розглянуто одномісний надлегкий експериментальний літак представник схеми «качка». Початкова вихідна спрощена аеродинамічна модель розрахунків із використанням профілю ПГО НАСА 4412 наведена на рис. 1.

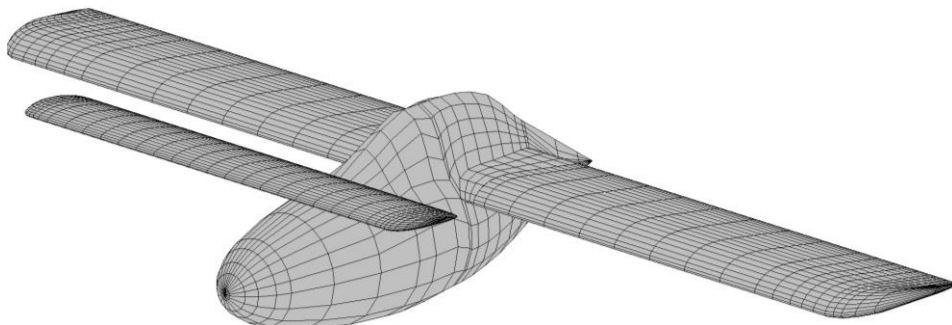


Рис. 1. Розрахункова модель літака без засобів покращення аеродинамічних характеристик

Для розрахунків поздовжньої стійкості літаків даної схеми досить важливим є підбір правильного положення переднього горизонтального оперення. Стійкість «качки» забезпечується парою несучих площин, крилом і ПГО. Необхідно, щоб у разі збільшення кута атаки підйомна сила на крилі росла швидше, ніж на ПГО. Виникав момент, який прагнув повернути апарат у вихідні кути атаки. Кут атаки збільшується, на крилі з'являється приріст підйомної сили більший, ніж приріст підйомної сили на ПГО. Крило розташоване ззаду ПГО, із більшою підйомною силою воно поверне апарат у початковий стан. Назвемо приріст підйомної сили по куту атаки похідною C_u , або C_u' . Чим більше різниця C_u' крила і C_u' ПГО, тим більше поздовжня стійкість.

У експерименті знаходження оптимального положення ПГО даної моделі було вирішено йти у напрямку додатного зростання кута відхилен-

ня ПГО (φ) та поступовому переміщенні по горизонталі у напрямку повздовжньої осі літака ($x_{\text{ПГО}}$) (рис. 2.).

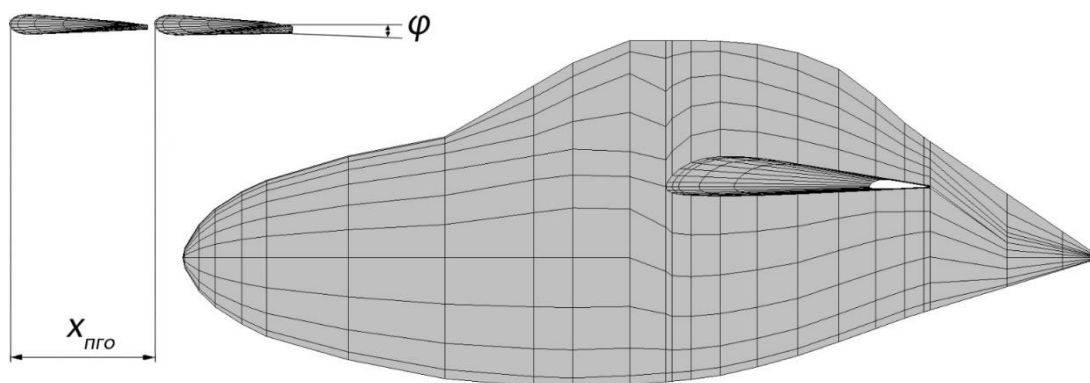


Рис. 2. Схема параметрів розрахункової моделі літака, зміни положення та кута відхилення її ПГО

Визначення оптимального положення ПГО із передкрилком

Початкова вихідна спрощена аеродинамічна модель розрахунків із використанням профілю ПГО С-06 створена у програмному пакеті PANSYM (рис. 3).

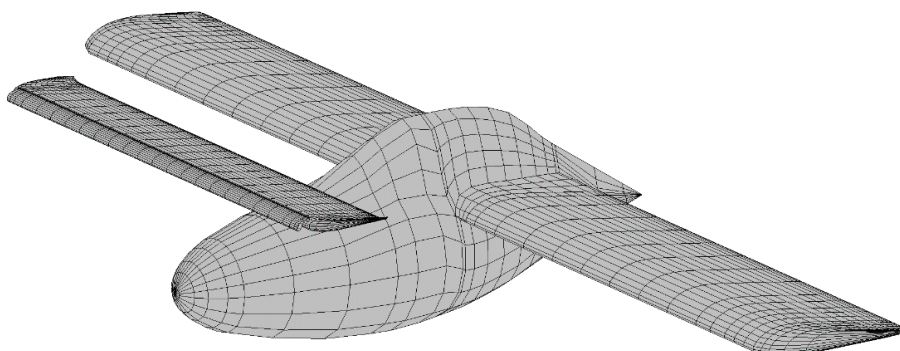


Рис. 3. Розрахункова модель літака із передкрилком

Під час другого експерименту, знаходження оптимального положення ПГО даної моделі було також вирішено йти у напрямку додатного зростання кута відхилення ПГО (φ) та поступовому переміщенні по горизонталі у напрямку повздовжньої осі літака ($x_{\text{ПГО}}$).

Визначення оптимального положення ПГО із вихроутворювачами, та оптимальної кількості для їх установки

У наступному експерименті була створена вихідна модель розрахунків уже з використанням вихроутворювачів, та профілю ПГО NASA 4412 і була створена в програмному пакеті PANSYM (рис. 4).

У подальшому було визначено, що знайдене раніше відносне положення $x_{\text{ПГО}}$ є найбільш оптимальним по критерію $m_z^{C_y}$, аеродинамічній досконалості, та можливості реалізації закріплення ПГО на даній моделі літака. Також були визначені найкращі місця для розміщення вихроутворювачів.

чів, із точки зору аеродинаміки, найкраще їх розміщувати попереду, трохи вище носка профілю, та на невеликій відстані до поверхні ПГО (рис. 4), було досліджено, що інші положення досить сильно знижують аеродинамічну досконалість до 30%. У наступних експериментах будуть представлені лише найкращі результати, та змінюватися лише кут відхилення ПГО зі збереженням відносного положення по трьом осям.

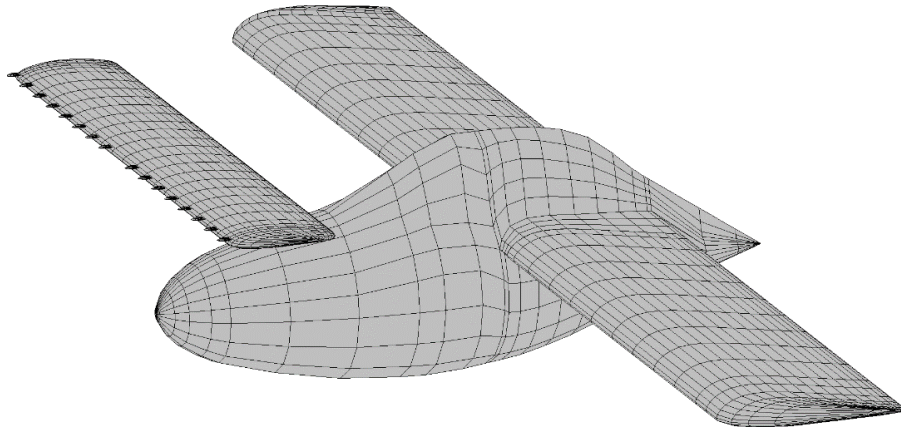


Рис. 4. Розрахункова модель літака із вихрогенераторами (кількість 16)

Критерії оцінювання та умови балансування

Головним критерієм для розрахунку стійкості літака схеми качка є параметр повздожньої стійкості m_z^{Cy} , який має обов'язково бути меншим 0, та рівнятись приблизно $m_z^{Cy} \approx -0,25$. Головною умовою балансування є значення m_z , що дорівнює 0, та значення C_y , у разі якого досягається найбільша аеродинамічна досконалість.

Балансування літака відбувалося за допомогою переміщення ПГО та зміни його кута відхилення, також змінювалися положення вихроутворювачів відносно ПГО, для отримання максимальної аеродинамічної якості.

Аналіз результатів

Таблиця 1.

Розрахована залежність m_z^{Cy} від зміни положення ПГО та кута його відхилення для аеродинамічно чистого крила

Положення ПГО ($x_{\text{ПГО}}$), мм	0	64	270	450
Кут відхилення ПГО ($\varphi_{\text{ПГО}}$), °	-1,2	-1,1	-0,8	0
	m_z^{Cy}			
	-0,11	-0,14	-0,195	-0,24

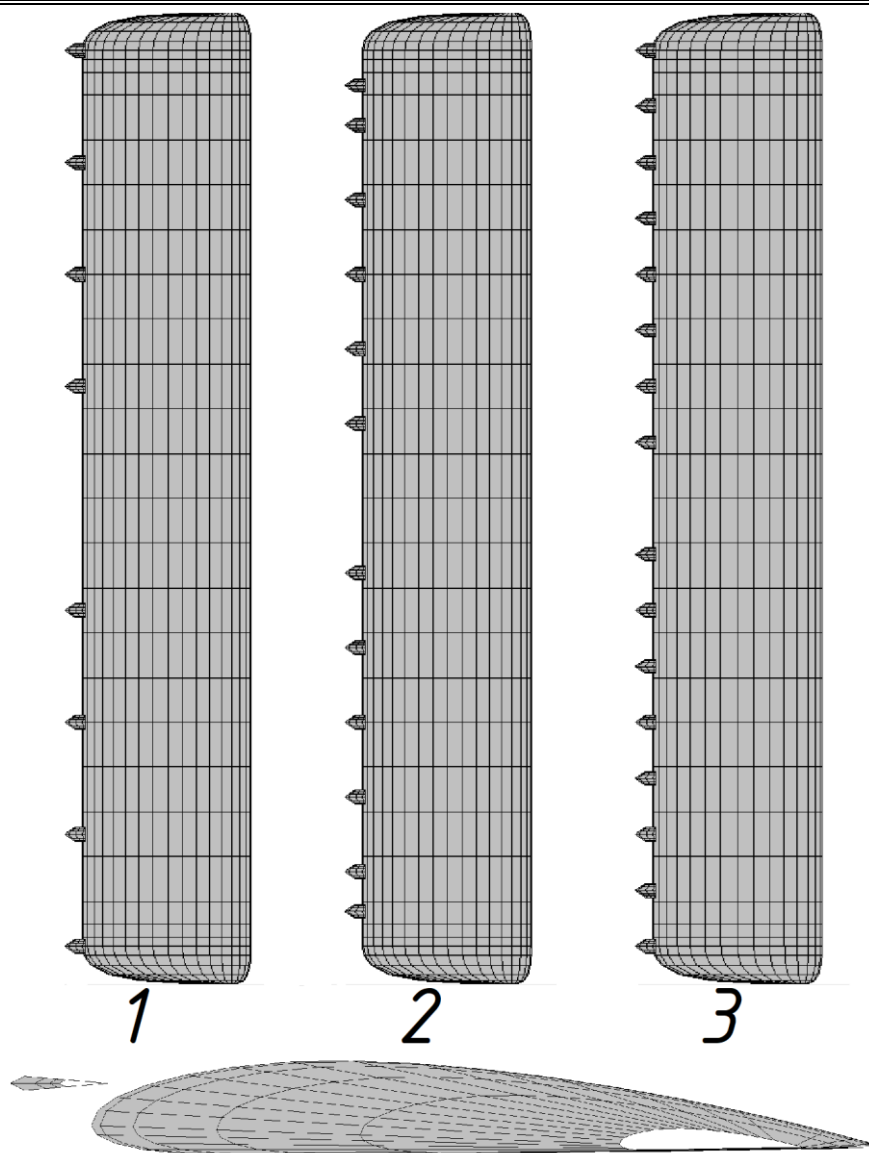


Рис. 5. Розрахункові моделі ПГО із вихрогенераторами:

1) кількість 8; 2) кількість 12; 3) кількість 16

Визначено, що положення у разі кута відхилення ПГО $\varphi_{\text{ПГО}} 0^\circ$ є найбільш оптимальним, по параметру $m_z^{C_y}$ тому у подальших розрахунках буде обрано саме його.

Таблиця 2.

Розраховані аеродинамічні характеристики у разі кутів відхилення $\varphi_{\text{ПГО}} 0^\circ$ для аеродинамічно чистого крила

Кут атаки, α	C_x	C_y	K	M_z
-4	0,0374	-0,1757	-4,69	0,1092
-3	0,0322	-0,0560	-1,74	0,0804
-2	0,0302	0,0341	1,13	0,0683
-1	0,0292	0,1266	4,34	0,0558
0	0,0293	0,2214	7,56	0,0434

Кут атаки, α	C_x	C_y	K	M_z
1	0,0290	0,3032	10,44	0,0407
2	0,0310	0,3950	12,73	0,0304
2,5	0,0326	0,4421	13,56	0,0241
3	0,0343	0,4882	14,22	0,0182
3,5	0,0365	0,5356	14,69	0,0115
4	0,0388	0,5821	15,02	0,0051
4,5	0,0408	0,6210	15,23	0,0045
5	0,0436	0,6638	15,24	-0,0001
6	0,0499	0,7569	15,16	-0,0165
7	0,0575	0,8507	14,78	-0,0340
8	0,0663	0,9430	14,23	-0,0519
9	0,0762	1,0347	13,58	-0,0693
10	0,0872	1,1208	12,85	-0,0857
11	0,1003	1,2140	12,10	-0,1002
12	0,1121	1,2986	11,58	-0,1246
13	0,1228	1,3701	11,16	-0,1547
14	0,1335	1,4447	10,82	-0,2067
15	0,1417	1,5100	10,65	-0,3006
16	0,1704	1,5980	9,38	-0,3262
17	0,1797	1,6742	9,32	-0,3555
18	0,2076	1,6381	7,89	-0,4177
19	0,2301	1,5487	6,73	-0,4270
20	0,2641	1,4298	5,41	-0,4400
21	0,2644	1,2046	4,56	-0,4845
22	0,2736	0,9997	3,65	-0,5062
23	0,2882	0,9194	3,19	-0,5284
24	0,3076	0,8741	2,84	-0,5412

Таблиця 3.

Розраховані аеродинамічні характеристики у разі кутів відхилення $\varphi_{\text{ПГО}} -0,7^\circ$ для крила з 16 вихрогенераторами ($m_z^{C_y} \approx -0,24$)

Кут атаки, α	C_x	C_y	K	M_z
-4	0,0317	-0,1763	-5,66	0,1169
-3	0,0268	-0,0582	-2,22	0,0863

Механіка елементів конструкції

Кут атаки, α	C_x	C_y	K	M_z
-2	0,0246	0,0344	1,31	0,0729
-1	0,0241	0,1281	5,35	0,0582
0	0,0245	0,2226	9,29	0,0460
1	0,0247	0,3044	12,74	0,0436
2	0,0272	0,3958	15,17	0,0307
2,5	0,0290	0,4426	15,90	0,0203
3	0,0310	0,4883	16,44	0,0170
3,5	0,0334	0,5357	16,69	0,0087
4	0,0360	0,5823	16,80	0,0000
4,5	0,0383	0,6202	16,80	-0,0004
5	0,0414	0,6639	16,64	-0,0072
6	0,0485	0,7568	16,09	-0,0221
7	0,0568	0,8507	15,37	-0,0379
8	0,0665	0,9431	14,52	-0,0534
9	0,0773	1,0347	13,64	-0,0700
10	0,0896	1,1217	12,71	-0,0830
11	0,1029	1,2165	11,92	-0,1000
12	0,1175	1,2989	11,15	-0,1171
13	0,1318	1,3748	10,35	-0,1271
14	0,1476	1,4558	9,64	-0,1484
15	0,1661	1,5396	8,89	-0,1696
16	0,1762	1,6258	8,82	-0,1920
17	0,1967	1,6742	8,32	-0,2218
18	0,2143	1,6675	7,55	-0,2407
19	0,2330	1,6370	7,30	-0,2674
20	0,2487	1,5917	6,59	-0,2871
21	0,2769	1,5283	5,73	-0,3023
22	0,3005	1,4264	4,85	-
23	0,3882	1,3461	3,53	-
24	0,4076	1,2125	2,93	-

Від переміщення та зміни кута відхилення ПГО та вихроутворювачів досить сильно залежать всі аеродинамічні параметри літаків даної схеми, та вкрай важливим є правильне їх балансування. Тому було знайдено оптимальні положення (табл. 3) за яких аеродинамічна досконалість на крей-

серських режимах польоту навіть більша ніж у літака без вихроутворювачів та параметри повздожньої стійкості знаходяться у границях допуску $m_z \approx 0,2$. Також визначено значення критичних кутів атаки для передкрилку, крила без допоміжних засобів та вихроутворювачів. Параметри для вихроутворювачів та ПГО і кути відхилення обрані таким чином, щоб забезпечувалася балансування апарату на заданих режимах польоту.

Було побудовано залежності $C_y(\alpha)$ - рис. 6, $K(C_y)$ - рис. 7, та $m_z^{C_y}$ - рис. 8.

По залежності $C_y(\alpha)$ рис. 7. видно, що використання вихрогенераторів згладжує відрив, та на закритичних кутах атаки відбувається набагато плавніше падіння коефіцієнта підйимальної сили, а також трохи зростає значення критичного кута атаки у порівнянні із чистим аеродинамічним крилом.

Залежність $K(C_y)$ рис. 8. відображає те, що з використанням вихроутворювачів, максимальні значення аеродинамічної досконалості при використанні вихроутворювачів досягаються за менших значеннях C_y , а також із них можна побачити, що в межах максимальних значень значення перевищують досконалість для крила без вихроутворювачів і у разі використання 16 вихроутворювачів на ПГО максимальне значення навіть наближається до крила із установленим передкрилком.

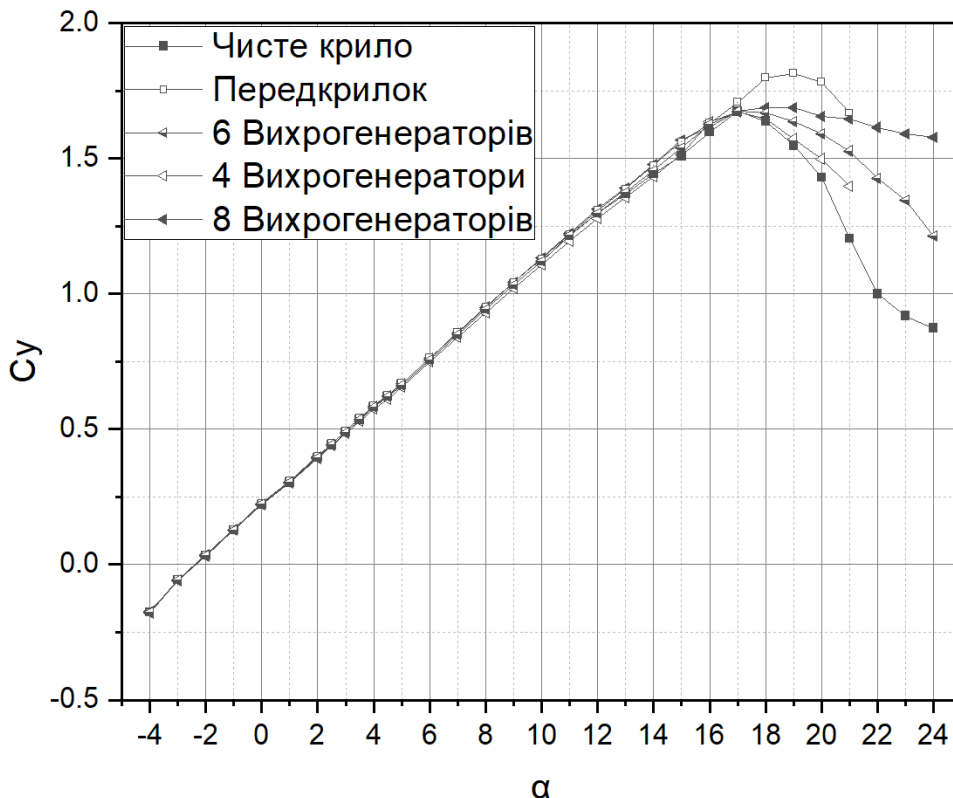


Рис. 6. Залежність коефіцієнта підйимальної сили від кута атаки

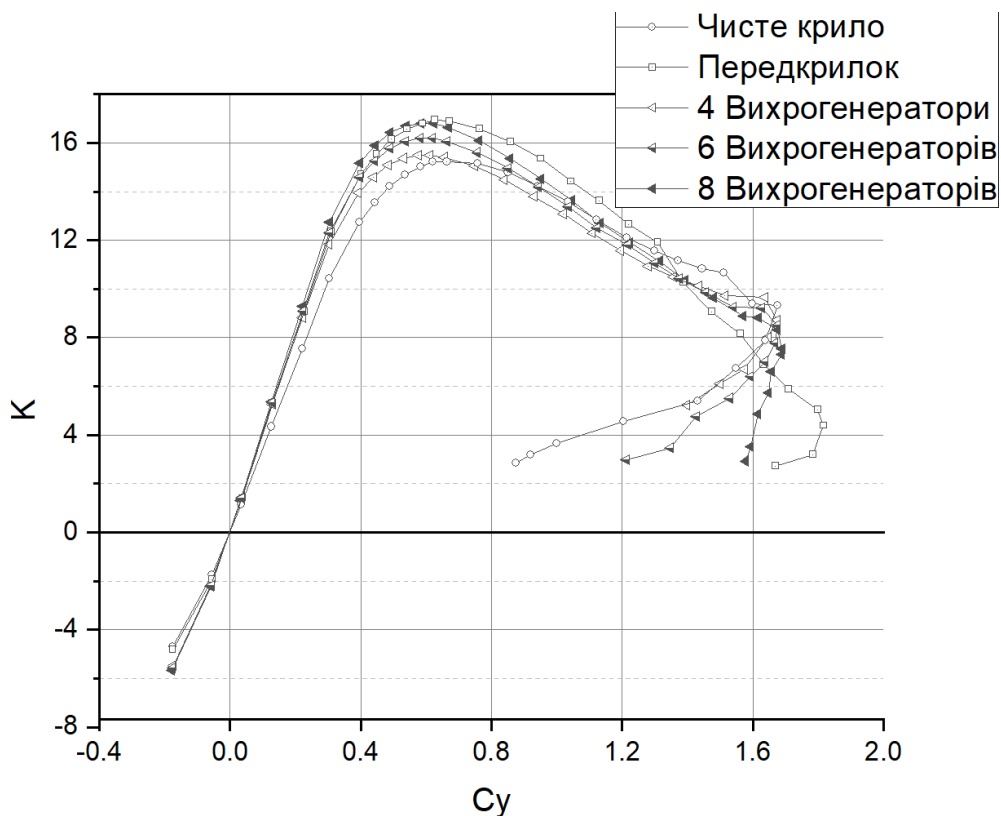


Рис. 7. Залежність аеродинамічної досконалості від коефіцієнта підіймальної сили

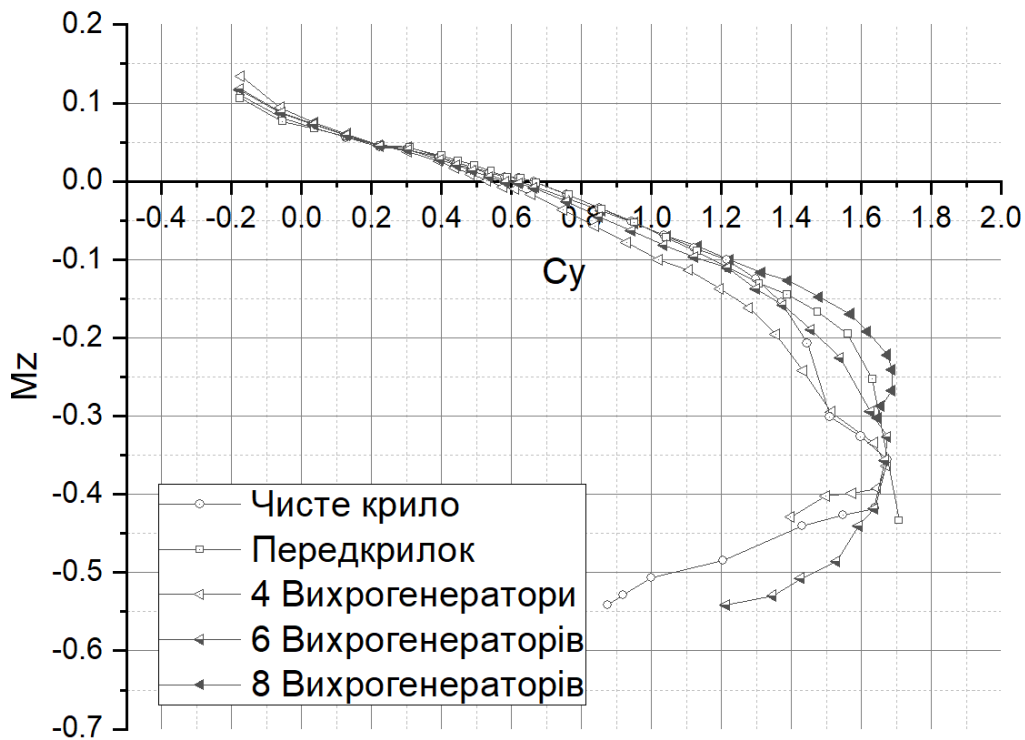


Рис. 8. Залежність поздовжнього моменту від коефіцієнта підіймальної сили

Тому всьому значення m_z^{Cy} мало змінюються, однак дещо підвищується лінійність функції.

Отримані результати задовольняють умову роботи щодо покращення безпеки польоту літальних апаратів схеми «качка».

Висновки

У результаті проведених досліджень встановлено, що використання вихроутворювачів досить сильно покращує аеродинамічні характеристики для літаків даної схеми.

- за допомогою програмного пакету *PANSYM* було визначено оптимальні положення ПГО із використанням механізації та без, визначено характеристики та побудовано графіки;
- проаналізовано інформацію, по початковим розрахункам, та побудовано модель із використанням вихроутворювачів, для якої було знайдено оптимальні положення установки, та розраховано значення для порівняння результатів.

Оптимально підібрані вихроутворювачі дозволяють отримати більш раціональне переднє горизонтальне оперення для надлегких ЛА, які рухаються за малих і побудовані по схемі «качка». Покращують керованість, а також зростає максимальна аеродинамічна якість до 10% у порівнянні із чистим крилом, що тягне за собою крім підвищення безпеки, ще й підвищену економічність.

Список використаної літератури

1. Глушков Н. Н., Инешин Ю. Л., Свириденко Ю. Н. "Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов", Ученые записки ЦАГИ, т. XX, N1, 1989 г. 18 с.
2. Зінченко Д. М. «Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом». Дисертація на здобуття наукового ступеня к.т.н. Київ 2007 г.
3. Ударцев Е. П., Переверзев М. А., Ищенко С. А. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ. Киев. 1998 г.
4. Ударцев Е. П. Вплив вихрогенераторів на аеродинамічні характеристики літака / Е. П. Ударцев, О. І. Жданов, О. Г. Щербонос. // Матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «Авіа 2011», Том 2. – НАУ 2011. – С. 17.11–17.14.
5. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ.- М, Машиностроение, 1983,— 648 с.
6. D. Kuchemann F.R.S. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England. 1985. 688 p.

7. *Гаража В. В.* Конструкция самолетов / В. В. Гаража. – Киев: КМУГА, 1998. – 524 с.
8. *J.-H. Chen, S.-S. Li, V. T. Nguen.* The effect of leading edge protuberances on the performance of small aspect ratio foils// 15th International symposium on flow visualization. June 25-28, 2012, Minsk, Belarus.
9. *Custodio D.* The Effect of Humpback Whale-like Leading Edge Protuberances on Hydrofoil Performance // Worcester Polytechnic Institute. 2007. 75 с.
10. Межгосударственный авиационный комитет Авіаційні правила Частина 23 Поправка 5, ОАО «АВИАИЗДАТ» 121351, г. Москва, ул. Ив. Франко, д. 48.