

УДК 629.735

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771382019203016>О. О. Данилець¹, бакалавр, І. С. Кривохатько², доцент, к.т.н.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПЕРЕДСТАБІЛІЗАТОРА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ ЛІТАКА

En

In modern aircraft, high-lift devices is widely used. It makes possible to improve maneuvering, take-off and landing aircraft characteristics, increase its payload and increase flight safety. The high-lift device of the wing increases the total lifting force, both by increasing the lifting force of the wing main part, and by the lifting force which is provided by elements of the high-lift device.

However, powerful high-lift device of the wing can affect the work of the tail stabilizer. Slit retractable flaps increase the curvature and the area of the bearing surface of the wing. However, when applied, there is a fluctuation in airflow, resulting in a stream falling to a horizontal stabilizer at a certain angle, which in this case reduces the angle of attack of the stabilizer, and which may exceed the critical angle. The way out of the situation is the use of a slat deflector, which can ensure the elimination of the airflow breakdown on the stabilizer and increases the critical attack angle of the horizontal stabilizer.

Slat deflector is an element of high-lift device of the front edge of the horizontal stabilizer. Deflector forms a slot, with the same principle of action, as in the regular slat of the wing. However, as a rule, a slat deflector of the horizontal stabilizer is designed to create a negative lift; the deflector slat is directed to prevent the breakdown of the airflow on the underside of the stabilizer.

The effect is to increase the critical angle of attack. As a result, airflow breakdown on the lower surface of the stabilizer occurs at a larger angle of attack.

In the closed position, the slat deflector should fit into the stabilizer profile to reduce the value of the drag coefficient. In the working position between the slat deflector and the forehead of the horizontal stabilizer, a profiled slot is formed. It provides an increase in the velocity of the steady airflow on the lower surface of the wing, resulting in the delayed development of the airflow breakdown, which occurs on larger angles of attack. That way we improve take-off and landing performance of the aircraft.

The basis of the geometric parameters that most affect the aerodynamic characteristics of the slat deflector is the local chord of the deflector, angle of the deflection, relative height of the slot and overlap. During the research, the optimal geometric parameters of the slat deflector were selected, providing the maximum critical angle of attack.

For comparison: the critical angle of attack of the stabilizer with the slat deflector is -19° , while the same parameter for the profile without the use of the slat deflector is -11° with an insignificant increase in the drag coefficient. The difference is 8° , so we can confidently say that the result exceeded expectations. Therefore, it

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

is recommended to use an wind tunnel in the future, in order to confirm the results of computer calculations experimentally.

One of the live examples of the aircraft, where the slat deflector can significantly improve the stability of the horizontal stabilizer to airflow breakdown is An-32 - Soviet military transport multipurpose aircraft.

Upon modernization of existing aircraft, we will deal with restrictions on the size of the deflector. The size of the chord of the deflector is limited by the distance between the front longeron and the leading edge. On the other hand, in this case it is difficult to provide sufficient strength and stiffness of the construction at a large length with a relatively low height of the deflector profile. Prolongation of the slat deflector for the longeron can be implemented by reducing the height of the stabilizer longeron. However, this is undesirable.

Thus, it can be assumed that the relative length of the chord of the slat deflector should not exceed 20% of the chord of the initial profile.

The obtained results of the research can be applied by design bureaus in the creation of aircraft with powerful high-lift devices, as well as for the modernization of existing aircraft.

Ru

На современных самолетах для улучшения маневренных и взлетно-посадочных характеристик широко используется механизация крыла. Механизация дает возможность увеличить полезную нагрузку и повысить безопасность полета.

Однако мощная механизация на крыле может влиять на работу хвостового оперения. Щелевые выдвижные закрылки увеличивают кривизну и площадь несущей поверхности крыла. Однако при их применении часто возникает значительный снос потока, в результате чего поток падает на горизонтальное оперение под определенным углом, в таком случае изменяя угол атаки на стабилизаторе, который может превысить критический. Выходом из ситуации является применение предстабилизатора, который может обеспечить ликвидацию срыва потока на стабилизаторе и повышает критические углы атаки горизонтального оперения.

Полученными научными результатами работы следует считать раскрытие зависимости аэродинамических характеристик от геометрических параметров предстабилизатора. Важным результатом исследования является увеличение критического угла атаки горизонтального оперения на 6 градусов путем использования предстабилизатора.

Вступ

У сучасних літаках широко використовується механізація. Механізація крила дає можливість покращити маневрені та злітно-посадкові характеристики літака, збільшити його корисне навантаження та підвищити безпеку польоту. Механізація крила – сукупність пристроїв на крилі літака, призначених для регулювання його несучих властивостей. Механізація включає у себе закрилки, передкрилки, інтерцептори, спойлери, флапейрони, активні системи управління примежовим шаром тощо[1].

Проте потужна механізація на крилі може впливати на роботу хвостового оперення. Щілинні висувні закрилки збільшують кривину й площу несучої поверхні крила. Закрилки – поверхні, що відхиляються симетрично

розташовані на задній крайці крила. Закрилки у прибраному стані є продовженням поверхні крила, тоді як у випущеному стані можуть відходити від нього із утворенням щілин. Використовуються для поліпшення несучої здатності крила під час зльоту, набору висоти, зниження й посадки, а також під час польоту на малих швидкостях. Існує велика кількість типів конструкції закрилків.

Принцип роботи закрилків полягає у тому, що у разі їх випуску збільшується кривизна профілю і (у випадку висувних закрилків, які також називають закрилками Фаулера) площа поверхні крила (S), отже, збільшується і несуча здатність крила. Це дозволяє літальному апарату летіти без звалювання за меншої швидкості. Таким чином, випуск закрилків є ефективним способом зниження злітної та посадочної швидкостей.

Передстабілізатор – елемент механізації передньої крайки стабілізатора горизонтального оперення. У разі відхилення утворює щілину із таким самим принципом дії, як і у передкрилка. Але так як, зазвичай, горизонтальне оперення призначене для створення від'ємної підйімальної сили, щілина передстабілізатора напрямлена таким чином, щоб заважати зриву потоку на нижній поверхні стабілізатора.

Ефект від застосування передстабілізатора полягає у збільшенні критичного кута атаки, у результаті чого, зрив потоку із нижньої поверхні стабілізатора відбувається за більшого за модулем кута атаки.

Саме тому, розробка передстабілізатора горизонтального оперення є актуальною науково-технічною темою.

Постановка задачі

У даній роботі методами обчислювальної аеродинаміки досліджено вплив геометричних параметрів передстабілізатора горизонтального оперення літака на його аеродинамічні характеристики.

Об'єкт дослідження

Для дослідження було обрано симетричний аеродинамічний профіль *NACA 0011* із відносною товщиною 11% (рис. 1). Розрахунки проводились за $M = 0,15$, щоб зімітувати швидкість злету та посадки.



Рис. 1. Аеродинамічний профіль *NACA 0011*

Для розрахунків аеродинамічних характеристик профілю побудовано двовимірну модель у програмі *ANSYS ICEM CFD*. Аеродинамічні характеристики розраховані за допомогою програмного забезпечення *ANSYS Fluent 18.1*.

Важливо було підібрати параметри розрахунку, які були б максимально придатними для умов, котрі необхідно розрахувати. Серед моделей турбулентної в'язкості як найкращі варіанти розглядались моделі *Spalart - Allmaras* та *k- ω SST*. Остаточний вибір було зроблено на користь останньої.

Основні геометричні параметри передстабілізатора (рис. 2), вплив на аеродинамічні характеристики передстабілізатора яких розглядався, є ідентичними параметрам передкрилка. Визначення геометричних параметрів було взято за ГОСТ 22833-77: «Характеристики літака геометричні. Терміни, визначення та буквені позначення» [2].

Відносна довжина хорди передстабілізатора \bar{b} – відрізок прямої, що з'єднує точки перетину передньої і задньої кромки передстабілізатора площиною, паралельною базовою площині літака.

Кут відхилення передстабілізатора $\delta_{\text{пер}}$ – кут, що характеризує поворот базової системи координат передстабілізатором за його відхилення (вимірюється між його складеним станом та випущеним).

Відносна величина щілини \bar{h} – відстань між внутрішньою стінкою передкрилка та носовою частиною крила.

Перекриття \bar{d} – довжина ділянки передстабілізатора, яка знаходиться у одній площині із крилом у поперечному перерізі.

Відносна площа передстабілізатора – відношення площі передстабілізатора до площі стабілізатора.

Площа передстабілізатора – площа проекції всіх секцій передстабілізатора на базову площину $O_{\text{кр}}X_{\text{кр}}Z_{\text{кр}}$ стабілізатора.

Розмах передстабілізатора – сума розмахів всіх секцій передстабілізатора.

Видовження передстабілізатора λ – відношення квадрата розмаху передстабілізатора до його площі.

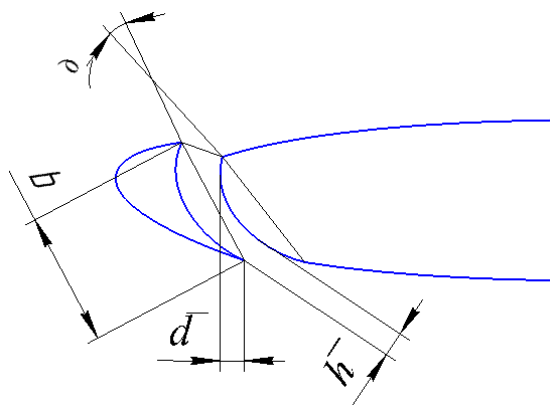


Рис. 2. Геометричні параметри передстабілізатора

Результати розрахунків

Розраховані аеродинамічні коефіцієнти для випадків за різною геометрією передстабілізатора (рис. 3).

У першу чергу було зроблено продувку профілю за різними розмірами щілини із кроком 0,5%. Результати відображено у табл. 1 та табл. 2.

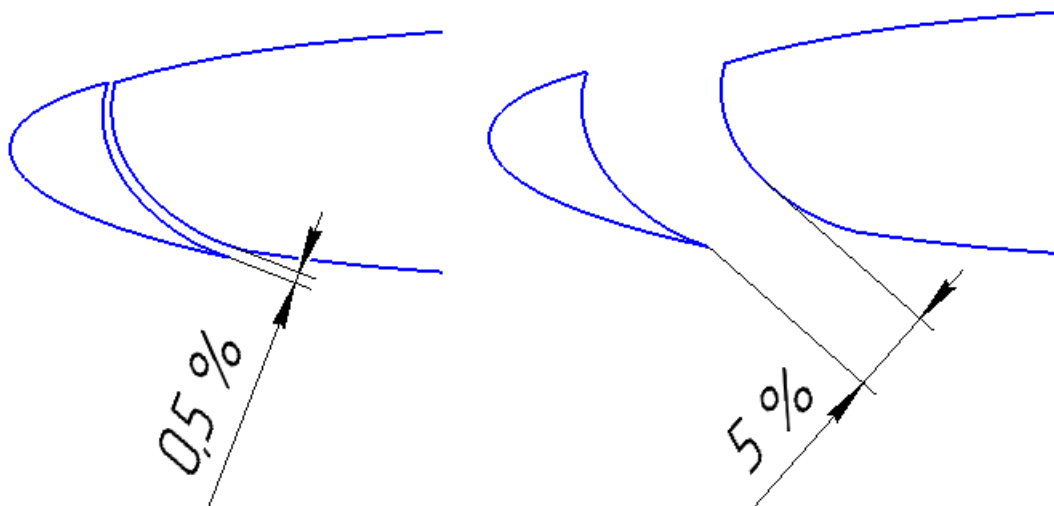


Рис. 3. Профіль стабілізатора із відносною величиною щілини 0,5 та 5%

Таблиця 1.

Значення C_y за відносної величини щілини від 0,5 до 5%

	A(X)	B(Y)	C(Y)	D(Y)	E(Y)	F(Y)	G(Y)	H(Y)
Long Name	alpha	C_y	$C_y(0.5\%)$	$C_y(1\%)$	$C_y(2\%)$	$C_y(2.5\%)$	$C_y(3\%)$	$C_y(5\%)$
Units								
Comments								
F(x)=								
1	0	0,006	0,00332	0,01675	0,01944	0,02244	0,02103	0,00196
2	-1	-0,09689	-0,09931	-0,01847	-0,1274	-0,1174	-0,08461	-0,07996
3	-2	-0,19918	-0,20173	-0,21765	-0,1754	-0,1567	-0,13412	-0,12132
4	-3	-0,30069	-0,30331	-0,28732	-0,23745	-0,21303	-0,25123	-0,22112
5	-4	-0,4002	-0,40344	-0,30344	-0,2992	-0,2745	-0,31492	-0,33292
6	-5	-0,49763	-0,50146	-0,40146	-0,37244	-0,35921	-0,41135	-0,4415
7	-6	-0,59183	-0,59652	-0,43652	-0,4632	-0,4201	-0,51688	-0,54958
8	-7	-0,68177	-0,68779	-0,54779	-0,5157	-0,5197	-0,60873	-0,65693
9	-8	-0,76616	-0,77344	-0,61344	-0,5893	-0,5543	-0,66264	-0,76449
10	-9	-0,84174	-0,85145	-0,68012	-0,70636	-0,676	-0,7345	-0,87012
11	-10	-0,90555	-0,9183	-0,74987	-0,79769	-0,78989	-0,79229	-0,97249
12	-11	-0,95746	-0,96791	-0,80542	-0,8803	-0,859	-0,87146	-1,07146
13	-12	-0,98944	-0,98776	-0,85145	-0,9472	-0,9472	-0,91926	-1,16393
14	-13	-1,09725	-0,9	-0,9183	-1,04736	-1,04736	-1,1896	-1,2296
15	-14	-0,90613	-0,54559	-0,93791	-1,0795	-1,0895	-1,2465	-1,297
16	-15			-0,97976	-1,20382	-1,18964	-1,26359	-1,36379
17	-16			-0,93986	-1,25349	-1,24709	-1,31065	-1,4102
18	-17			-0,74559	-0,99756	-1,29264	-1,33121	-1,44171
19	-18					-1,3205	-1,3485	-0,6466
20	-19					-1,31764	-0,85362	
21	-20					-0,79756		

Таблиця 2.

Значення C_y за відносної величини щілини від 0,5 до 5%

	A(X)	B(Y)	C(Y)	D(Y)	E(Y)	F(Y)	G(Y)	H(Y)
Long Name	alpha	Cx	Cx(0.5%)	Cx (1%)	Cx (2%)	Cx (2.5%)	Cx (3%)	Cx (5%)
Units								
Comments								
F(x)=								
1	0	0,01766	0,01434	0,01358	0,01395	0,01839	0,02739	0,01668
2	-1	0,0179	0,01479	0,01678	0,0201	0,0191	0,0172	0,01912
3	-2	0,01861	0,01544	0,01836	0,0236	0,0236	0,02446	0,02932
4	-3	0,01987	0,01628	0,02074	0,02972	0,02822	0,02753	0,02583
5	-4	0,02159	0,01735	0,02235	0,03721	0,0298	0,0305	0,02671
6	-5	0,02386	0,0187	0,02494	0,03933	0,0327	0,03385	0,02861
7	-6	0,02675	0,02037	0,03044	0,04238	0,0341	0,0341	0,03055
8	-7	0,03034	0,02245	0,03557	0,04337	0,03693	0,03493	0,03239
9	-8	0,03473	0,02505	0,04028	0,04436	0,0398	0,0378	0,03406
10	-9	0,04017	0,02834	0,04533	0,04523	0,0412	0,04237	0,03593
11	-10	0,04688	0,03266	0,05661	0,04648	0,04326	0,04483	0,03818
12	-11	0,05576	0,03876	0,06258	0,04956	0,0472	0,04756	0,04104
13	-12	0,06887	0,04881	0,06812	0,05134	0,0479	0,04835	0,04512
14	-13	0,208	0,0471	0,07097	0,05436	0,05157	0,05536	0,05431
15	-14	0,20581	0,11526	0,08345	0,06895	0,0562	0,0564	0,06586
16	-15			0,08934	0,07553	0,05963	0,05954	0,07827
17	-16			0,09236	0,09185	0,0649	0,06595	0,08876
18	-17			0,15013	0,19493	0,07136	0,08344	0,10422
19	-18					0,07969	0,09369	0,21437
20	-19					0,09164	0,13164	
21	-20					0,19493		

Як ми бачимо на рис. 4 і 5, відносна величина щілини має визначальний вплив у відношенні критичного кута атаки профілю із передстабілізатором.

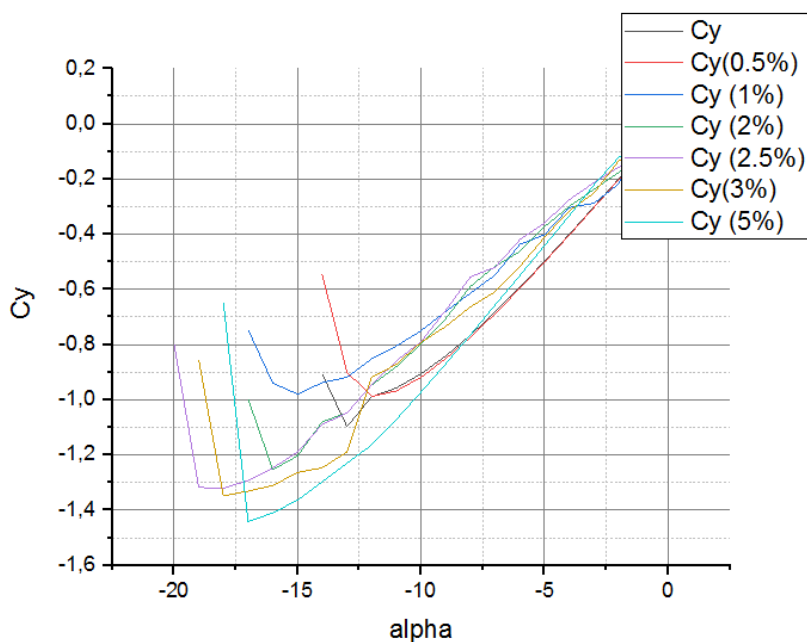


Рис. 4. Графіки залежності коефіцієнта підйимальної сили від кута атаки за різної відносної величини щілини передстабілізатора

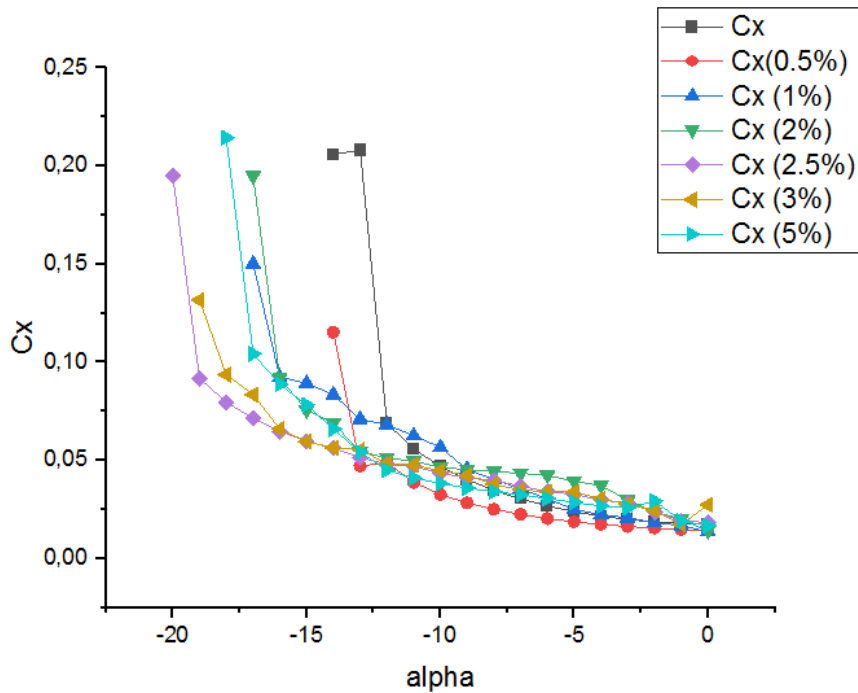


Рис. 5. Порівняння значень коефіцієнта підйомної сили профілю без передстабілізатора та профілю із відносною величиною щілини 2,5%

Вплив величини щілини на коефіцієнт лобового опору наведено на рис. 6.

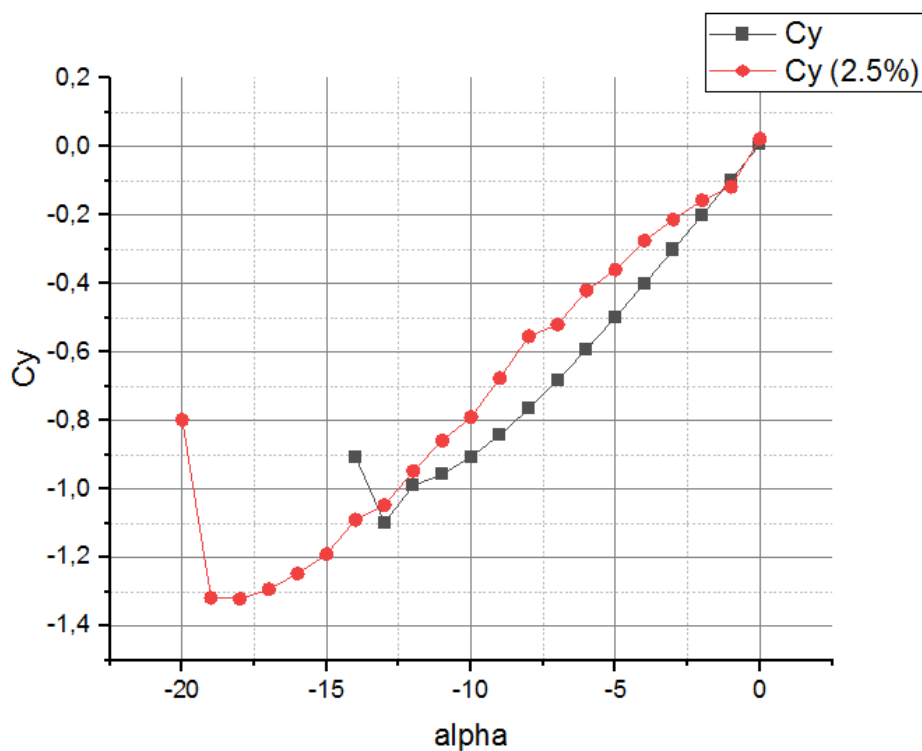


Рис. 6. Графіки залежності коефіцієнта опору від кута атаки за різної відносної величини щілини передстабілізатора

Розрахунок являє собою симуляцію обдувки в аеродинамічній трубі горизонтального оперення із передстабілізатором (рис. 7). Для спрощення розрахунку навколишнє середовище було прийнято за ідеальний газ. Результати розрахунків приводяться у вигляді безрозмірних коефіцієнтів (рис. 8).

Наступним кроком був розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів профілю із передстабілізатором за різних кутів відхилення передстабілізатора відносно носка профілю. Слід зауважити, що так як коефіцієнт спротиву C_x не є ключовим фактором і нас цікавить в основному максимальний кут атаки, далі значення коефіцієнтів C_x не наводяться.

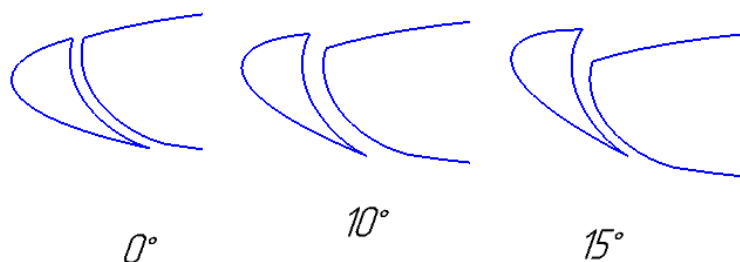


Рис. 7. Відхилення передстабілізатора на різні кути

Також одним із важливих параметрів, що впливають на аеродинамічні характеристики профілю із передстабілізатором є величина перекриття.

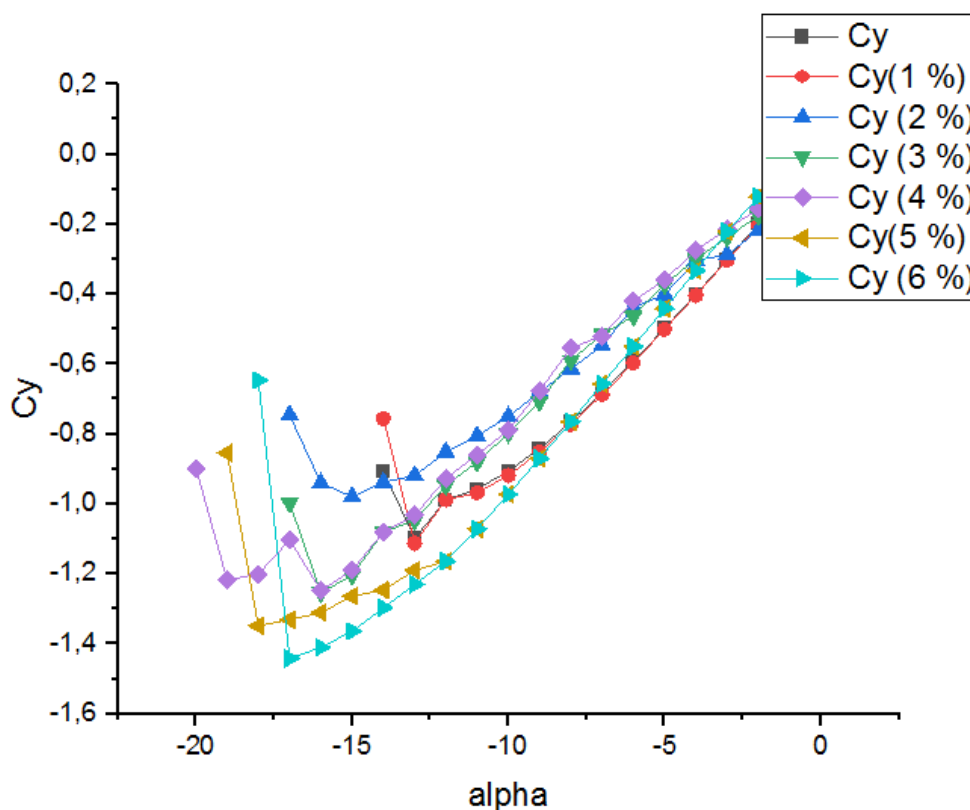


Рис. 8. Графік залежності коефіцієнта підіймальної сили за різної відносної величини перекриття

Одним із найважливіших геометричних параметрів передстабілізатора є відносна довжина хорди. Відомо, що за розумних меж, що більше цей параметр, то більшого кута атаки можна досягти. Проте, виходячи із міркувань конструкції передстабілізатора, рекомендованою відносною довжиною хорди є 20 % [3]. Тому було одразу обрано максимальне допустиме у цьому випадку значення відносної хорди передстабілізатора – 22 % [4].

На основі даних отриманих у процесі аеродинамічних розрахунків, що наведені у попередньому розділі та на основі рекомендацій із наукових джерел [4, 5] було підібрано оптимальні геометричні параметри для передстабілізатора горизонтального оперення літака.

Як бачимо, шляхом підбору геометричних параметрів передстабілізатора можна значно підвищити критичний кут атаки горизонтального оперення. Різницю коефіцієнтів підіймальної сили наглядно показано на рис. 9.

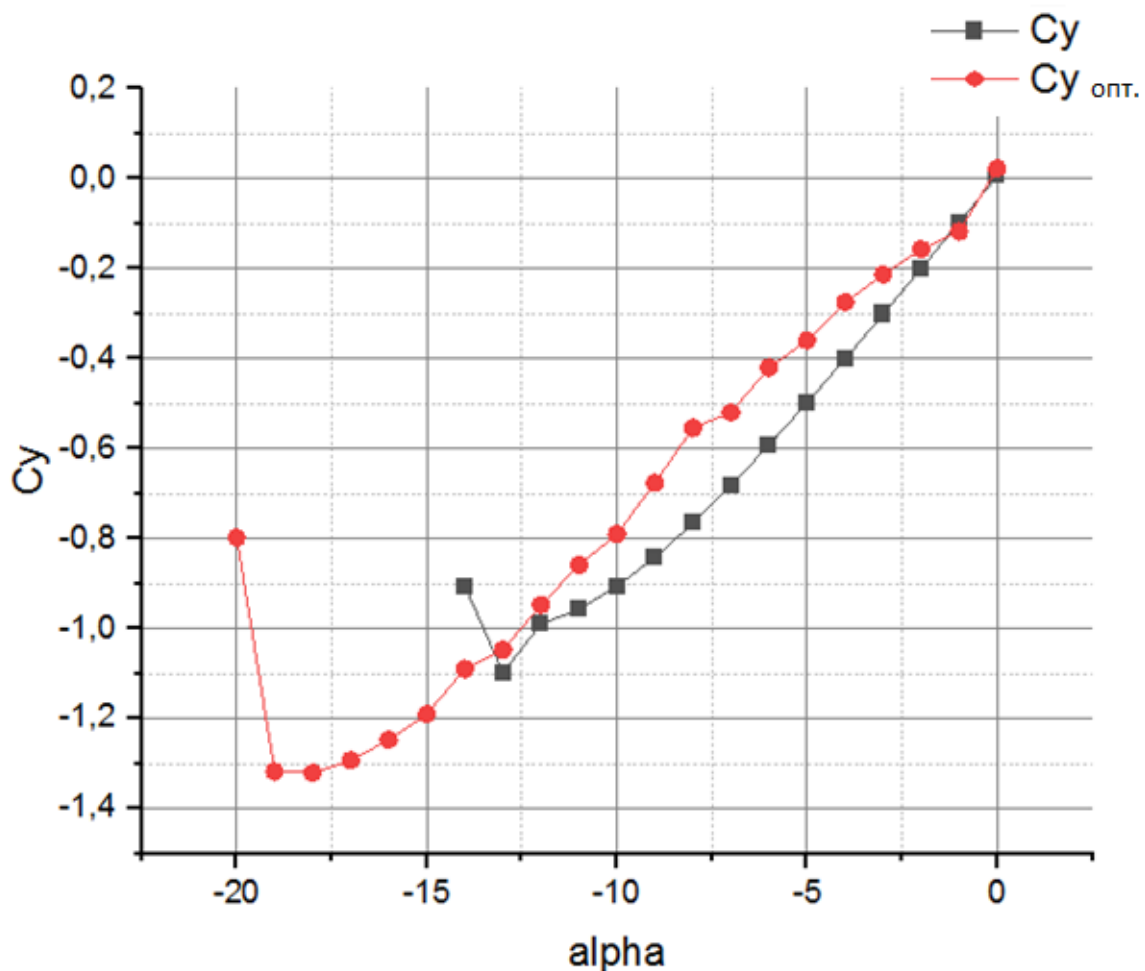


Рис. 9. Порівняння графіків залежності коефіцієнта підіймальної сили від кута атаки стабілізатора із передстабілізатором ($C_{y_{\text{опт.}}}$) та без C_y

Так, після аналізу отриманих даних було зроблено висновок, що оптимальні аеродинамічні характеристики досягаються за таких чотирьох основних геометричних параметрах:

- Відносна довжина хорди передстабілізатора (\bar{b}) = 22% ;
- Кут відхилення передстабілізатора ($\delta_{\text{пер}}$) = 10° ;
- Відносна висота щілини (\bar{h}) = 2,5% ;
- Перекриття (\bar{d}) = 4% .

Ці геометричні параметри дають змогу максимально збільшити критичний кут атаки горизонтального оперення із передстабілізатором. Як бачимо на рис. 10, на звичайному профілі за кута атаки -13° нижня поверхня майже повністю знаходиться у зоні відриву потоку.

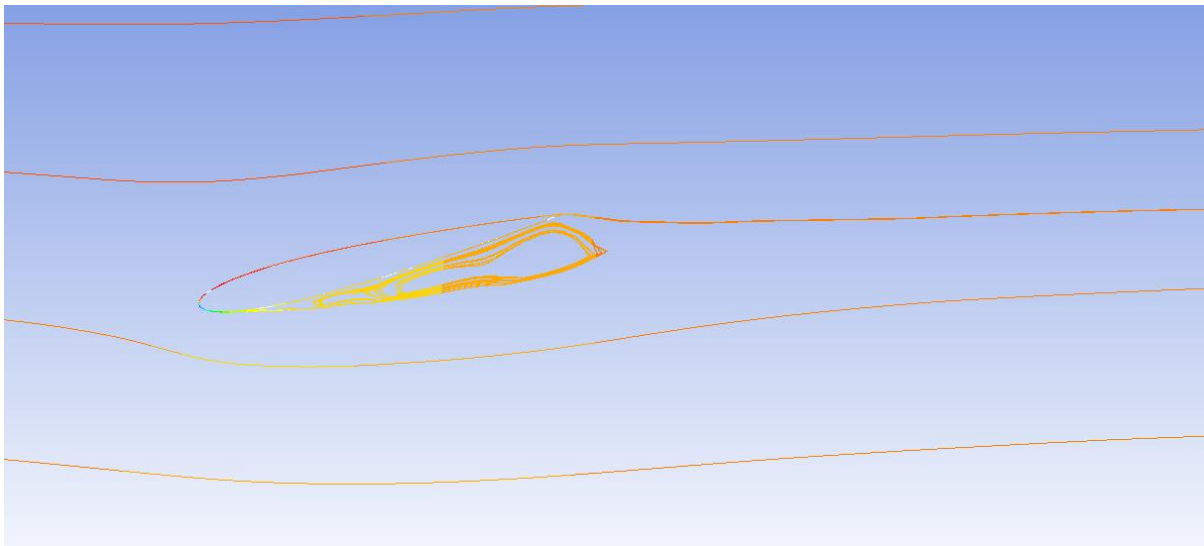


Рис. 10. Спектри обтікання профілю стабілізатора без передстабілізатора за критичного кута атаки -13°

Під час використання передстабілізатора із параметрами, згаданими вище, нам вдалося досягти того, що максимальний критичний кут атаки сягає -19° . Тому на рис. 11 бачимо, що навіть на критичному куті атаки на більшій частині нижньої поверхні відрив відсутній. Тож, шляхом оптимізації геометричних параметрів, нам вдалося збільшити критичний кут атаки горизонтального оперення на 6° , що є значним успіхом. На передстабілізаторі, як і на передкрилку, виникає значне розрідження – коефіцієнт тиску у даному випадку падає до $\bar{p}_{\text{min}} = -7,1$ (рис. 12).



Рис. 11. Спектри обтікання профілю стабілізатора із передстабілізатором за критичного кута атаки -19°

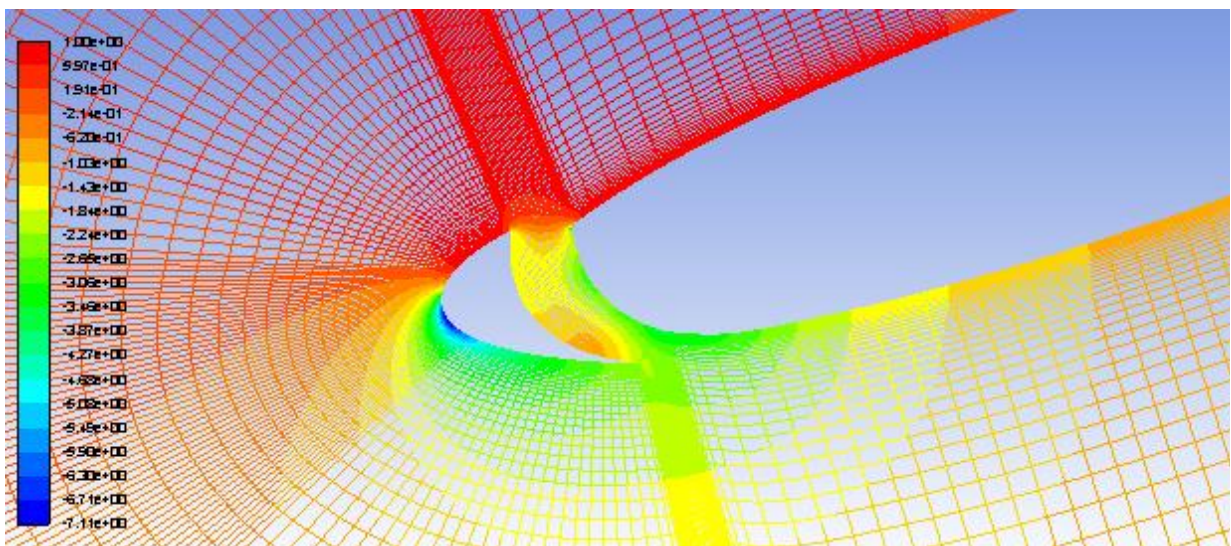


Рис. 12. Картина розподілу коефіцієнта тиску за кута атаки -19°

Висновки

Визначення аеродинамічних характеристик профілю горизонтального оперення із передстабілізатором за різних геометричних параметрах останнього дало змогу зробити такі висновки:

- передстабілізатор горизонтального оперення дозволяє значно затягнути критичний кут атаки, тому може бути ефективним засобом боротьби зі зривом потоку на горизонтальному оперенні та суттєво підвищити поперемжню стійкість літака при великих кутах відхилення механізації крила;
- оптимальною відносною довжиною хорди передстабілізатора є максимальна можлива величина (тут: 22%);
- оптимальним кутом відхилення передстабілізатора у разі малої відносної товщині стабілізатора є величина 10° , що набагато менше типових для передкрилка величин $15\dots 25^\circ$;

- оптимальним значенням відносної величини щілини передстабілізатора варто вважати 2,5%;
- найкращі результати у відношенні зтягування зриву потоку на стабілізаторі було отримано із відносним перекриттям передстабілізатора 4%.

Список використаної літератури

1. Механізація крила : [Електронний ресурс] // Вікіпедія – вільна енциклопедія. – Режим доступу: <http://uk.wikipedia.org/wiki>.
2. ГОСТ 22833-77: «Характеристики літака геометричні. Терміни, визначення та буквені позначення».
3. *Ландишев Б. К.* Расчет и конструирование планера /– М.: Directmedia, 2013. – 232 с.
4. *Шульженко М. Н.* Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1971. – 416 с.
5. *Шмырёв В. Ф., Шестаков А. А.* Особенности проектирования предкрылков с учётом защиты крыла от льдообразования // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 41, 2009 г.