

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ**

Кременчуцький льотний коледж

Циклова комісія аеронавігації

**МЕТОДИЧНІ РЕКОМЕНДАЦІЇ
ДО ВИКОНАННЯ КУРСОВОЇ РОБОТИ**

із навчальної дисципліни

ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ

обов'язкових компонент

освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Аеронавігація

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації,
протокол від 29.08.2023 № 7

Розробник:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст 2-й категорії Ємець В.В.

Рецензенти:

1. Професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач циклової комісії аеронавігації, к. т. н., с. н. с., спеціаліст вищої категорії, викладач – методист, Тягній В. Г.

2. Професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач-методист циклової комісії енергозабезпечення та систем управління, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

1. Загальні методичні рекомендації

Курсова робота з дисципліни «Аерогідрогазодинаміка» виконується здобувачами освіти бакалаврами галузі знань: 27 „Транспорт”, спеціальності: 272 „Авіаційний транспорт”, ОПП «Аеронавігація» денної та заочної форми навчання відповідно до робочого навчального плану.

Метою виконання курсової роботи є закріплення знань здобувачів освіти отриманих на лекціях, практичних заняттях і в процесі самоосвіти, а також розвиток у здобувачів освіти навичок самостійної роботи та творчої діяльності, оволодіння знаннями сучасних методів і досліджень в області гідро- і аеродинаміки, формування у здобувачів освіти знань закономірностей розвитку сучасної науки і техніки, особливостей вітчизняного і іноземного розвитку авіаційної і космічної техніки, поглиблене вивчення окремих тем дисципліни.

При виконанні роботи необхідно дотримуватись державних стандартів України, прийнятої авіаційної термінології. Всі визначення фізичних величин повинні відповідати одиницям Міжнародної системи вимірювань. Викладення змісту роботи повинне бути лаконічним і зрозумілим, текст пояснювальної записки повинен ілюструватися схемами, малюнками, графіками, а також містити відповідні розрахункові формули.

При оформленні записки роботи необхідно керуватись наступними рекомендаціями:

- 1 Графіки і малюнки бажано виконувати на міліметровому папері, оформляти простим олівцем або туш'ю. Кольорову туш або пасту допускається використовувати лише для виділення ділянок на графіках або розрахункових крапок при їх побудові.
- 2 Масштаб графіків і малюнків необхідно вибирати відповідно до вимог державного стандарту і він повинен бути зручним для побудови і визначення необхідних значень відповідних параметрів. Вісі координат і лінії графіків не повинні виходити за межі нормативного поля аркушу.
- 3 На графіках чітко виділяти розрахункові точки за якими будуються криві відповідних аеродинамічних залежностей.
- 4 Результати розрахунку необхідно оформляти в табличному вигляді.
- 5 Аркуші з графічними схемами і графіками повинні оформлятися відповідними рамками.

2. Теми курсових робіт

Теми курсових робіт здобувачів освіти однакові за назвою **«Розрахунок та побудова графічних залежностей і аналіз основних аеродинамічних характеристик профілю несучих поверхонь ЛА»**, але для кожного здобувача освіти видаються різні вихідні дані для побудови несучої поверхні ЛА і цифрові дані для розрахунку параметрів польоту та графіки аеродинамічних характеристик різних аеродинамічних профілів за результатами продувок в аеродинамічній трубі згідно відповідних варіантів.

Вихідні дані для побудови плоскості крила наведені в Таблиці 1.

Вихідні дані для розрахунку швидкісного тиску наведені в Таблиці 2.

Результати розрахунків по курсовій роботі заносяться в зведену таблицю розрахунків Таблиця 3.

Визначені в курсовій роботі характерні кути атаки заносяться в Таблицю 4.

Графіки продувок аеродинамічних профілів для кожного варіанту наведені в Додатку 3.

Вибір варіанту, зміст і порядок виконання курсової роботи здійснюється згідно з цими методичними рекомендаціями щодо виконання курсової роботи:

Індивідуальних тем не передбачено, варіанти кожної курсової роботи видаються згідно останньої цифри залікової книжки здобувача освіти.

Якщо в навчальній групі повторюються останні цифри залікових книжок, то викладач має право розподіляти варіанти за іншим підбором цифр залікової книжки з метою охопту всіх варіантів завдань до курсових робіт.

Після вибору варіанту викладач сумісно з здобувачами освіти оформляють завдання на курсову роботу. Здобувач освіти на протязі тижня самостійно оформляє календарний план виконання курсової роботи і подає його на узгодження керівнику курсової роботи.

Методичні рекомендації щодо виконання окремих розділів Курсової роботи викладено в розділі 8 даних методичних вказівок.

3. Вихідні дані для виконання курсової роботи

Таблиця 1. Вихідні дані для побудови крила

Назва координат	В а р і а н т и																																
	1			2			3			4			5			6			7			8			9			10					
	Координати характерних опорних точок крила																																
	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3						
$X_{i,m}$	0	3	8	0	4	9	0	.	3	7	0	3	.	0	.	7	0	.	3	8	0	.	9	0	3	8	0	3	.	0	.	3	8
								5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5	
$Y_{pi,m}$	6	.	3	1	6	.	5	3	.	1	7	4	2	6	3	.	5	4	.	1	5	4	2	6	4	2	7	4	.	.	3	.	
		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5	
$Y_{3i,m}$	1	.	1	0	0	.	1	2	.	0	2	1	.	1	0	1	.	1	.	1	.	2	1	
		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5		5	

Таблиця 2. Вихідні дані для розрахунку швидкісного тиску

Параметри	В а р і а н т и									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
<i>H, м</i>	0	500	1000	1500	2000	1500	1000	500	0	1000
<i>V, км/год</i>	300	350	400	450	500	300	350	400	450	500

Таблиця 3. Зведена таблиця результатів розрахунку

Параметри	Розрахункові точки														Примітка
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	
α_i , град.															
C_{ya}															
C_{xa}															
l , м															
b_a , м															
S , м ²															
q , Па															

Y_a, H																
X_a, H																
K																
C_y																
C_x																

Таблиця 4. Характерні кути атаки аеродинамічних характеристик

Кути атаки	$\alpha_{C_{xa}, \min}$	α_o	$\alpha_{нв}$	$\alpha_{пз}$	$\alpha_{тр}$	$\alpha_{кр}$
Числове значення, град.						

4. Методичні вказівки щодо виконання курсової роботи

По вихідним даним координат опорних точок схеми крила складної форми в плані (Таблиця 1) побудувати в масштабі схему правої консолі крила. Графічним способом визначити місце розташування і розмір середньої аеродинамічної хорди крила (САХ). По значенням САХ і розмаху крила визначити площу еквівалентного прямокутного крила рівновелику площі крила складної форми в плані.

За вихідними даними Таблиці 2 визначити швидкісний тиск, навести дані основних фізичних параметрів атмосфери на заданій висоті згідно таблиці МСА або розрахунковою формулою масової густини на відповідній висоті (ρ_n).

Визначити контрольні точки з графіків $C_{ya} = f(\alpha)$ і $C_{xa} = f(C_{ya})$ згідно варіанту завдання (Додаток 3) за відповідними значеннями кутів атаки, визначити значення C_{ya} і C_{xa} , заповнити зведену таблицю 3 і побудувати графічні залежності $C_{ya}(\alpha)$ і $C_{xa}(\alpha)$. На графічних залежностях виділити характерні ділянки і параметри, а також позначити на них відповідні характерні кути атаки: α_o , $\alpha_{C_{x0}, \min}$, $\alpha_{пз}$, $\alpha_{кр}$, $\alpha_{тр}$. Пояснити сутність характерних кутів атаки і відповідних їм значень коефіцієнтів аеродинамічних сил. Дати характеристику заданому, згідно завдання, профілю крила і свій прогноз щодо його використання на несучих поверхнях ЛА.

За визначеними із графіків завдання значеннями аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили C_{ya} і сили лобового опору C_{xa} та розрахунковими значеннями площі крила і швидкісного тиску розрахувати значення підйомної сили Y_a і сили лобового опору X_a для відповідних кутів атаки та заповнити таблицю 3. Побудувати графіки залежностей $Y_a = f(\alpha)$ і $X_a = f(\alpha)$. На графіках виділити характерні ділянки і параметри.

За направляючими косинусами перерахувати аеродинамічні коефіцієнти C_{ya} і C_{xa} із швидкісної системи координат в зв'язану і визначити аеродинамічні коефіцієнти нормальної сили (C_y) і повздовжньої сили (C_x) та занести їх значення в зведену таблицю 3. Побудувати графічні залежності коефіцієнтів нормальної і повздовжньої сил $C_y(\alpha)$ і $C_x(\alpha)$. На графіках виділити характерні дільниці і параметри, а також позначити на них відповідні кути атаки: α_o , α_{cx0} , α_{min} , $\alpha_{пз}$, $\alpha_{кр}$, $\alpha_{тр}$. Пояснити сутність характерних кутів атаки і відповідних їм значень коефіцієнтів аеродинамічних сил.

За значеннями коефіцієнтів підйомної сили C_{ya} і лобового опору C_{xa} розрахувати аеродинамічну якість профіля крила K для відповідних кутів атаки і занести в зведену таблицю 3. Побудувати графік залежності $K = f(\alpha)$, визначити і показати на графіку найвигідніший кут атаки $\alpha_{нв}$, пояснити його сутність і дати визначення максимальної аеродинамічної якості. Розрахувати при яких кутах атаки коефіцієнт аеродинамічної якості буде однаковим і нанести ці значення на графік залежності $K = f(\alpha)$. Розкрити фізичну сутність аеродинамічної якості і дати їй коротку характеристику.

За значеннями аеродинамічних коефіцієнтів $C_{ya} = f(\alpha)$ і $C_{xa} = f(\alpha)$ побудувати полярну діаграму профілю крила I роду. Дати пояснення характерним дільницям залежності $C_{ya} = f(C_{xa})$. На полярі I роду визначити і показати характерні кути атаки α_o , $\alpha_{кр}$, $\alpha_{нв}$, α_{Cxa} , α_{min} , а також α_1 і α_2 при яких коефіцієнт аеродинамічної якості має однакові значення $K = const$. Порівняти їх з кутами атаки на графіках. Розкрити фізичну сутність поляри I роду і дати їй коротку характеристику. Охарактеризувати її практичне використання.

За значеннями аеродинамічних коефіцієнтів $C_y = f(\alpha)$ і $C_x = f(\alpha)$ побудувати полярну діаграму профіля крила II роду, дати пояснення характерним дільницям залежності $C_y = f(C_x)$. На полярі визначити і показати кути атаки α_o , $\alpha_{кр}$, $\alpha_{нв}$, α_{x0} , α_{min} і порівняти їх з кутами атаки на графіках за пунктами. Розкрити фізичну сутність поляри II роду і дати їй коротку характеристику. Охарактеризувати її практичне використання. Розкрити фізичну сутність відсмоктувальної сили і її значення для аеродинаміки лопатей несучого гвинта вертольоту.

Розкрити поняття аеродинамічного коефіцієнту моменту тангажа m_z , центра тиску, центра маси, аеродинамічного фокуса і параболі стійкості. Побудувати якісні графіки залежностей $m_z = f(\alpha)$ і $C_y = f(\alpha)$ в одній системі координат на одному графічному полі. Дати пояснення аеродинамічного повздовжнього моменту тангажу профілю крила і його залежності від кута атаки.

5. Рекомендації щодо змісту курсових робіт

Курсова робота повинна бути виконана і подана на перевірку викладачу дисципліни не пізніше ніж за два тижні до початку семестрової сесії або у терміни, вказані викладачем.

Викладач переглядає записку курсової роботи, складає відгук на роботу де вказує рішення про допуск або не допуск здобувача освіти до захисту. Якщо викладач встановлює, що робота виконана не самостійно і не в повному обсязі, або з порушенням вимог ДСТУ чи Методичних рекомендацій і не відповідає заданому варіанту, то він повертає записку на доопрацювання і не зараховує її.

Порядок перевірки курсової роботи

При розгляді записки курсової роботи звертається увага на:

- рівень засвоєння основного теоретичного матеріалу, зв'язанного з виконанням завдань курсової роботи;
- наявність творчого розв'язування проблеми;
- вміння обґрунтовувати виконані розрахунки;
- самостійність виконання курсової роботи;
- графічне виконання схеми крила і графіків залежності аеродинамічних характеристик. Відповідність їх оформлення вимогам ДСТУ;
- вміння використання навчальної і довідкової літератури;
- якісне і старанне оформлення записки роботи.

Приймання від здобувача освіти виконаної курсової роботи здійснюється в порядку відкритого захисту у позаурочний час.

Позитивна оцінка з дисципліни «Аерогідрогазодинаміка» виставляється при умові позитивного захисту курсової роботи.

Структура і зміст записки роботи

Курсова робота оформлюється на друкарських аркушах стандартного формату А4 згідно вимог державних стандартів ДСТУ 1.5-03, ДСТУ 3008-95, ДСТУ 2.105-95, ДСТУ-4163-03 та ЄСКД.

Рекомендується наступна структура записки:

- 1 Титульний аркуш (додаток Б);
- 2 Завдання на курсову роботу (додаток В);
- 3 Календарний план виконання курсової роботи (додаток Г);
- 4 Зміст (Додаток Д);
- 5 Вступ (0,5 – 1 арк.);
- 6 Основна частина (10-15 арк.);
- 7 Висновки (0,5-1 арк.);
- 8 Список використаної літератури (Додаток Е);
- 9 Додатки (поміщаються при необхідності);

10 Відгук керівника курсової роботи (не підшивається, вкладається в записку курсової роботи перед її захистом) (додаток Д).

Титульний аркуш оформляється згідно вимог стандарту (зразок наведено в Додатку Б), виконується на щільному папері формату А4 і є обкладинкою записки роботи.

Завдання на курсову роботу оформляється викладачем спільно зі здобувачем освіти згідно варіанту перед початком виконання курсової роботи (зразок наведено в Додатку Б).

Календарний план оформляється здобувачем освіти згідно завдання на курсову роботу на протязі тижня після його отримання (зразок наведено в Додатку Г).

Відгук керівника курсової роботи оформляється керівником курсової роботи на протязі тижня після подачі здобувачем освіти курсової роботи на перевірку (зразок наведено в Додатку Д). Відгук не підшивається в записці КР, а після заповнення керівником вкладається в записку.

Зміст оформляється згідно рекомендованого порядку (зразок наведено в Додатку Е) і відображає перелік розділів записки роботи з посиланням на нумерацію аркушів.

Вступ відображає актуальність і наукову новизну теми курсової роботи, її значення для засвоєння матеріалу дисципліни.

Основна частина повинна містити теоретичні викладки і необхідні розрахункові і графічні результати творчої, індивідуальної роботи здобувачем освіти згідно з завданням курсової роботи. Відповідно до завдання критично оцінюються існуючі аналітичні методи, методики і літературні джерела. Доцільно розробки і пропозиції обґрунтовувати розрахунками, графіками і схемами.

Висновки містять в собі стислу інформацію в якій логічно, змістовно, коротко і аргументовано викладаються самостійні узагальнення по темі завдання і основні результати отримані при виконанні курсової роботи.

Список використаної літератури (Додаток Ж) повинен містити лише ті джерела які були безпосередньо використані при виконанні курсової роботи, і включає в себе перелік книг, навчальних посібників, статей, наукових, навчальних, документальних, директивних або нормативних матеріалів. Оформлення літературних джерел повинно відповідати вимогам державного стандарту. Порядок розташування літератури у списку повинен відповідати порядку їх посилання в тексті записки курсової роботи.

Додатки подаються при необхідності і можуть містити в собі інформацію, відомості і графіки, які доповнюють основний текст записки курсової роботи або є довідковими і нормативними даними для практичного використання.

Кожний додаток нумерується великими літерами українського алфавіту і повинен починатися з нового аркушу.

Вимоги до змісту курсової роботи:

- застосовуючи базові теоретичні положення дисципліни, необхідно розкрити зміст завдання і послідовно викласти в записці результати роботи;
- максимально наситити зміст роботи ситуаціями, фактами, аналогами, цифровими та іншими довідковими матеріалами, а також узагальнюючими висновками про актуальність теми курсової роботи;
- чітко, коротко і ясно формулювати і викладати думки, використовуючи структурування і логічне розміщення матеріалу взятого з відповідних джерел;
- формулювати і викладати текст необхідно своїми думками і простими реченнями, дослівне переписування літературних джерел не допускається;
- при оформленні роботи необхідно посилатися на авторів літературних джерел, вказуючи порядковий номер переліку літератури, яка використовується.

6. Оформлення і обсяг записки курсової роботи

Записка курсової роботи має складатися з текстового викладання результатів роботи та відповідних графіків, схем, таблиць, формул, статистичних і фактичних даних.

На титульному аркуші зазначається міністерство освіти, офіційна назва коледжу, циклової комісії, назва курсової роботи, варіант, що виконується, дисципліна з якої виконується робота, назва і номер навчальної групи, шифр і напрям підготовки, прізвище, ім'я, по-батькові здобувача освіти (зразок оформлення наведено в Додатку А)

Справа, нижче назви роботи, вказується домашня адреса для здобувачів освіти заочної форми навчання. Дальші оформляється підпис здобувача освіти і дата подання курсової роботи на перевірку, керівник курсової роботи з зазначенням наукового ступеню (категорії викладача), вченого звання (педагогічного звання викладача), посади, результат перевірки завдання. Внизу титульного аркуша вказується місто Кременчук і рік написання (Додаток А).

На другій і третій сторінках наводяться завдання на курсову роботу і календарний план її виконання (див. Додатки Б, В і Г).

На четвертій сторінці наводиться зміст записки курсової роботи, який відображає його структуру (розділи, підрозділи, параграфи та ін.) із зазначенням сторінок їх розміщення в рефераті (див. Додаток Е).

Відгук керівника на курсову роботу вкладається в записку курсової роботи після її перевірки керівником і визначення ним попередньої оцінки курсової роботи.

Текст курсової роботи виконується на одній сторінці аркуша формату А4 (210×297) машинописним, комп'ютерним чи рукописним способом з дотриманням наступних вимог: зліва поле шириною 25-30 мм, справа – 10 мм, зверху і знизу по 20 мм. Висота літер повинна бути не менше 2,5 мм, а інтервал між рядками не менше 1,5 мм. При комп'ютерному наборі розмір шрифту повинен бути 12 або 14, тип шрифту Times New Roman.

Усі аркуші записки курсової роботи нумеруються у правому верхньому куті аркушу арабськими цифрами. Загальна нумерація починається з титульного аркуша, але порядковий номер на ньому не ставиться. Кожну структурну частину записки (завдання, календарний план, відгук керівника, зміст, вступ, основна частина, висновок, список використаної літератури, додатки) необхідно починати з нового аркуша. В текстовій частині і додатках умовні позначки, рисунки, схеми, графіки повинні відповідати діючим державним стандартам України.

Розділи нумеруються арабськими цифрами послідовно. Параграфи нумеруються за кожним розділом окремо. За наявності підрозділів їх необхідно нумерувати за кожним параграфом окремо. Наприклад: 1.1.1 – перша цифра це номер розділу, друга – параграф цього розділу, третя – підрозділ параграфу.

В тексті записки роботи повинні міститися посилання на літературні джерела, наведений цифровий матеріал, додатки. При посиланні на літературні джерела в квадратних дужках вказується порядковий номер за списком використаної літератури, наприклад: [5]. При наведенні в тексті цитат, в кінці них після дужок ставиться порядковий номер літературного джерела і номер сторінки на якій розміщується цитата, наприклад: [6, с. 30].

Рисунки розміщуються відразу після посилання на них в тексті і нумеруються послідовно в межах розділу арабськими цифрами, наприклад: рис. 1.5 – де перша цифра це порядковий номер розділу, а друга – порядковий номер рисунка. Назва рисунку розміщується під рисунком, відстань між текстом та ілюстрацією повинна бути близько 15 мм. Графіки оформлюються згідно вимог ДСТУ. Надписи на графіках повинні виконуватись креслярським шрифтом. Вісі графіків повинні бути підписаними умовними позначеннями параметрів і їх розмірностями. На графіках повинні бути позначені характерні ділянки і параметри.

Таблиці розміщуються відразу після посилання на них у тексті. Вони повинні бути простими і зрозумілими. Нумеруються таблиці послідовно в межах розділу, при цьому слово „Таблиця” і її номер розміщуються ліворуч над

заголовком, наприклад: “Таблиця 1.3”. Заголовок розташовується посередині над полем таблиці. Одиниці виміру в таблицях наводяться згідно діючих державних стандартів.

При використанні в тексті формул, необхідно розшифровувати умовні значення символів. Формули необхідно оформляти у вигляді звичайного дробу.

Наприклад:

$$M = \frac{V}{a}$$

де

M – число Маха;

V – швидкість польоту, м/с;

a – швидкість звуку, м/с.

Формули нумеруються послідовно в межах розділу, наприклад: (1.1), перша цифра вказує номер розділу, а друга – порядковий номер формули в розділі. Відстань між заголовком і текстом, текстом і рисунком повинна бути 15 мм. Абзацний відступ повинен бути однаковим по всьому тексту записки і дорівнювати п’яти знакам.

Додатки в курсовій роботі розміщуються (при необхідності) в кінці записки, де наводяться первинні документи, звітні форми, схеми, стандарти, таблиці, рисунки, моделі, які доповнюють основний зміст записки і роблять його більш змістовним і повним, кожний додаток нумерується заголовковими літерами українського алфавіту, починаючи з літери А (за винятком літер Г, Є, З, І, Ї, О, Ч, Ї, Й), наприклад: Додаток Б.

Літературу рекомендується розташовувати в наступній послідовності: на початку переліку розміщаються офіційно-документальні, директивні та державні інформаційні матеріали, далі – книги, статті та інші джерела на мові оригіналу. Для спрощення літературу можна розташовувати в порядку її першого посилання по тексту записки курсової роботи.

Записка курсової роботи повинна бути скріплена степлером або ручним способом - скобами, титульний аркуш є першою сторінкою обкладинки, а останній аркуш – другою сторінкою обкладинки і виконуються із щільного паперу.

Рекомендується брошурувати записку курсової роботи в жорстких обкладинках у видавничих майстернях.

7. Порядок підбору літератури і написання роботи

Підбір та вивчення літератури є процесом творчого засвоєння питань курсової роботи. Вивчати літературні джерела слід починати від популярних видань до монографій, наукових статей, статей періодичних видань. Доцільно спочатку опрацювати підручники, навчальні посібники, а потім нормативно-законодавчі документи, теоретичні розробки, статті.

В процесі роботи над літературними джерелами необхідно виділити основне у прочитаному, ретельно розібратися у термінології, записати питання, які виникають під час роботи з літературою. При виконанні роботи слід використовувати фактичний матеріал, а також статистичні дані.

Виконання роботи передбачає проходження кількох послідовних етапів.

1. На першому етапі аналізується і систематизується матеріал вихідних даних.
2. На другому етапі розраховуються необхідні величини, будуються графічні залежності, наносяться характерні ділянки і параметри, сформулюються висновки і рекомендації, які впливають з теоретичного матеріалу, оцінюється можливість їх використання в практичній діяльності.
3. На третьому етапі уточнюються окремі питання, остаточно сформулюються висновки і пропозиції.
4. На завершальному етапі зібраний матеріал підлягає літературній обробці і оформленню

8. Порядок захисту роботи і критерії оцінювання

Формою контролю якості виконання курсової роботи є перевірка її після подання здобувачами освіти на циклову комісію і її захисту комісії. Курсова робота оцінюється за рейтинговою системою згідно “Положення про рейтингову систему оцінювання набутих здобувачами освіти знань та вмінь з навчальних дисциплін циклової комісії” та Додатком до робочої навчальної програми дисципліни «Аерогідродинаміка». За результатами оцінювання викладач виставляє кінцеву оцінку згідно з існуючим положенням за національною чотирьох бальною системою, як середню за якість виконання і захисту в балах ECTS оцінювання.

Критеріями оцінки є:

- „відмінно” – курсова робота виконана в повному обсязі. Теоретична частина роботи свідчить про вміння, правильне, творче і самостійне застосування теоретичних знань, використання міжпредметних зв’язків і необхідної літератури. Практична частина роботи виконана в повному обсязі демонструє вміння робити правильні

розрахунки, формулювати самостійні висновки. Завдання виконано з обґрунтуванням послідовності, має логічне завершення. Записка викладена на папері послідовно з дотриманням культури писемного ділового мовлення;

- „добре” – робота виконана в повному обсязі, але має незначні помилки, що не порушують суті її виконання. Практична частина виконана повністю, але має окремі помилки і неточності виконання, розрахунок свідчить про вмiле і правильне застосування теоретичних знань, доцільне використання між предметних зв'язків при його вирішенні. Виконане самостійне завдання демонструє вміння робити правильні розрахунки, з незначними неточностями, які не впливають істотно на результати роботи. Текст записки викладено на папері з дотриманням правил культури писемного ділового мовлення;
- „задовільно” – робота в основному виконана, теоретичних знань недостатньо для вмiлого і творчого застосування їх при виконання завдання. Допущені помилки у розрахунках, порушена логіка і послідовність у виконанні роботи. Записка має незавершений висновок. Текст записки викладено на папері з незначними порушеннями правил культури писемного мовлення;
- „незадовільно” – робота виконана з грубими помилками, демонструє незнання більшої частини програмного матеріалу. Допущені істотні помилки в розрахунках і записах, порушена логіка та послідовність у виконанні роботи. Висновок відсутній або сформульований неправильно.

Визначена викладачем оцінка проставляється в журналі навчальної групи, заліковій книжці здобувача освіти та у відповідній відомості обліку виконання курсової роботи. Здобувачам освіти які отримали незадовільні оцінки по курсовій роботі, видається інше завдання і встановлюються інші терміни її виконання або призначається повторний захист комісії від циклової комісії.

9. Рекомендована література (основна, допоміжна), інформаційні ресурси в Інтернеті

Основна:

- 1 Котельніков Г. Н., Мамлюк О. В., Аеродинаміка літальних апаратів. Підручник. -К.: Вища школа, 2002. – 255 с.
- 2 Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Частина І, «Аеродинаміка вертольота» / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін.; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Х.: ХНУПС, 2016.–402 с.: іл.

- 3 Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Часть II, «Динаміка польоту вертольота». / А. Г. Зінченко, І. Б. Ковтонюк, В. М. Костенко та ін.; за загальною редакцією В. М. Костенка та І. Б. Ковтонюка. – Х.: ХУПС, 2010. – 272 с.: іл.
- 4 Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина I «Аеродинаміка вертольоту». Автор: Пчельников С. І.
- 5 Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина II «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.
- 6 Аеродинаміка літальних апаратів: навчальний посібник /О.О. Бурсала. А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко, І. Б. Ковтонюк, А. Л. Сушко – Х.: ХУПС, 2015. - 333 с.: іл.
- 7 Лебідь В. Г., Миргород Ю. І., Аерогідрогазодинаміка. Підручник Х.: ХУПС, 2006. – 350 с.

Допоміжна:

- 1 Мхитарян А. М., Аеродинаміка. Підручник. - М.: Машинобудування, 1968. – 430 с.
- 2 Кокуніна Л. Х., Основи аеродинаміки. Підручник. - М.: Транспорт, 1976. – 208 с.
- 3 Прицкер Д. М., Сахаров Г. И., Аеродинаміка. Підручник. - М.: Машинобудування, 1968. – 310 с.
- 4 Володко А. М., Вертолiт в особливiй ситуацiї. Підручник. – М.: Транспорт, 1992. – 262 с.
- 5 Володко А. М., Безпека польотiв вертольотiв. Підручник. – М.: Транспорт, 1981. – 224 с.
- 6 Володко А. М., Горшков В. А. Вертольоти: Довiдник по аеродинамiцi, динамiцi польоту вертольоту. Навчальний посiбник. – М.: Воєнвидат, 1992. – 557 с.
- 7 Алаян О. М., Ромасевич В. Ф., Аеродинаміка i динаміка польоту вертольоту. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1973. – 446 с.
- 8 Бураго Г. Ф. Аеродинаміка, Ч.1. Підручник. - М.: ВПiА iм. М. Є. Жуковського, 1957. – 350 с.
- 9 Вотяков В. Д., Аеродинаміка ЛА i гiдравлiка їх систем, Ч.1. Аеродинаміка. Підручник. - М.: ВПiА iм. М. Є. Жуковського, 1972.– 652 с.
- 10 Дьяченко А. А., Лiтальнi апарати i безпека польоту. Підручник. - М.: ВПiА iм. М. Є. Жуковського, 1987. – 626 с.

- 11 Базов Д. И., Аеродинаміка вертольотів. Підручник. - М.: Транспорт, 1972. – 184 с.
- 12 Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А., Практична аеродинаміка вертольотів. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1984. – 484 с.
- 13 Володко А. М., Основи льотної експлуатації вертольотів. Аеродинаміка. Підручник. - М.: Транспорт, 1984. – 256 с.
- 14 Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокоптер, 2008. – 280 с.
- 15 Нашукевич А. В., Аеродинаміка літака. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1966. – 208 с.
- 16 Мхитарян А. М., Збірник задач по курсу “Аеромеханіка”. Навчальний посібник - К.: КПЦА, 1976. – 100 с.

Нормативна:

- 1 ДСТУ 22499 - 77. Апарати винтокрилі. Механіка польоту в атмосфері. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1981.
- 2 ДСТУ 23281 - 78. Аеродинаміка летальних апаратів. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1981.
- 3 ДСТУ 20058 - 80. Динаміка літальних апаратів в атмосфері. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1976.
- 4 ДСТУ 23199 - 80. Газодинаміка. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1978.
- 5 ДСТУ 221890 - 76. Фюзеляж, крила і оперіння літаків і вертольотів. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1976.

Інформаційні ресурси

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. <http://csm.kiev.ua/nd/nd.php?b=1>

Технічні засоби

- 1 Багатофункціональний плазманий телевізор.
- 2 Персональний комп'ютер.
- 3 Мультимедійний проектор.

Наочні посібники

- 1 Опорний конспект лекцій.
- 2 Електронний конспект лекцій.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.

- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Аерогідрогазодинаміка».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Аерогідрогазодинаміка».
- 8 Курс лекцій по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”
Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка””.

10. Перелік питань до захисту курсової роботи

- 1 Характеристика систем координат, що використовуються аерогідрогазодинаміці, дати визначення кута атаки і кута ковзання
- 2 Характеристика складових частин результуючої аеродинамічної сили та повного аеродинамічного моменту в проекціях на вісі швидкісної і зв’язаної систем координат
- 3 Сутність середньої аеродинамічної хорди профілю крила, геометричний метод визначення місця розташування і розміру середньої аеродинамічної хорди для крил складної форми в плані
- 4 Аеродинамічні форми профілю несучих поверхонь. Визначення установчого кута і сутність геометричної, аеродинамічної і конічної скруток несучих поверхонь
- 5 Поняття про центр тиску, аеродинамічний фокус і параболу стійкості профілю крила
- 6 Профільний опір, його фізична сутність, складові частини, вплив геометричних і кінематичних параметрів на протікання залежності $C_{xa,p} = f(\alpha)$
- 7 Сутність індуктивного опору, вплив кінематичних і геометричних параметрів профілю крила на його розмір і протікання залежності $C_{xa,i} = f(\alpha)$
- 8 Аеродинамічна якість профілю крила, особливості побудови і характерні ділянки на графіку $K = f(\alpha)$
- 9 Поляра I роду, її сутність, особливості побудови і характерні ділянки графіку
- 10 Поляра II роду, її сутність, особливості побудови і характерні ділянки графіку
- 11 Момент тангажу профілю крила і його залежність від кута атаки
- 12 Форми несучих поверхонь в плані, основні геометричні і кінематичні параметри несучих поверхонь ЛА
- 13 Охарактеризувати сутність підсмоктувальної сили і її вплив на графічну залежність $C_x(\alpha)$

11. Методичні рекомендації щодо послідовності виконання курсової роботи

1. Побудова схеми крила і визначення його САХ. Розрахунок площі крила і швидкісного тиску

За вихідними даними згідно завдання (таблиця 1) по координатам опорних точок крила складної форми в плані будується за масштабом права половина крила (Додаток).

Таблиця 1

Вихідні дані для побудови правої половини крила

Назва координат	1	2	3
$x_i, \text{ м}$	0	3	7,5
$y_{in}, \text{ м}$	7	4	2
$y_{iz}, \text{ м}$	2	1	0,5

Графічним методом визначається розташування і розмір САХ крила. Для цього права половина крила поділяється відрізком ВС (b_i) на комлеву і кінцеву частини крила. Спочатку визначається САХ комлевої частини, відклавши відрізки ВС під $\angle D$ і $\angle D$ над ВС. Наприклад, відмічаються точки 1 і 1'. Крім цього проводиться середня лінія комлевої частини крила, з'єднавши точки, наприклад, т. 4-6. Потім з'єднуються т. 1-1' через т. 5 (точки перетину прямих 4-6 і 1-1'), визначаєм хорду $b_{a,0}$, яка і є САХ комлевої частини крила. Аналогічним способом визначається САХ кінцевої частини $b_{a,к}$. З'єднуються кінці визначених хорд консольної і кінцевої прямими лініями KN і LM. Таким чином, отримуємо трапецієвидне крило KLMN, для якого аналогічним графічним способом визначається САХ повного еквівалентного крила.

Методичні роз'яснення до методики визначення середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила:

Щоб порівнювати аеродинамічні характеристики крил різної форми в плані, необхідно вибрати метод їх приведення до характеристик еквівалентного прямокутного крила.

Експериментально встановлено, що для крила будь-якої форми в плані можна підібрати відповідне за площею (*еквівалентне*) прямокутне крило, яке буде мати аналогічні аеродинамічні характеристики, як і у вихідного, крила.

Хорда еквівалентного прямокутного крила називається середньою аеродинамічною хордою крила - b_A (САХ).

Для простого крила з прямокутними краями b_A (САХ) та її положення можна визначити геометричною побудовою. Для цього кінцеву хорду (b_K) відкладають під кореневою хордою (b_O), а кореневу (b_O) над кінцевою хордою, відзначають точками 1 і 2, потім з'єднують прямою лінією хорди крила. Потім проводиться серединна лінія між кореневою (b_O) і кінцевою хордами крила (b_K). Через точку перетину ліній «1-2» і «3-4» проводять відрізок паралельно кінцевій і кореневій хордам і отримують САХ- (b_A).

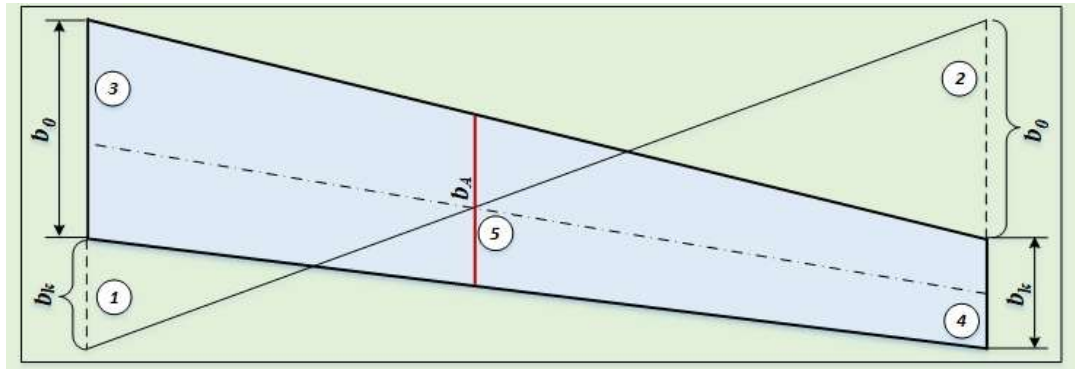


Рис 1. Приклад визначення САХ простої форми крила в плані

Для крил складної форми в плані (зі зломом передньої і задньої крайок крила) САХ- (b_A) можна визначити геометричною побудовою. Половина крила ділиться на дві частини, виділяється дві частини простої форми з площами S_1 і S_2 . Для кожної частини визначаються геометричним способом САХ₁ і САХ₂. Початок і кінець хорд з'єднуються лініями «А-В» і «С-Д». Отримана частина крила, обмежена точками $ABCD$ є проміжною фігурою для визначення САХ- (b_A) складної форми крила. САХ- (b_A) всього крила отримують геометричним побудовою: до хорди AC додається хорда BD , а до хорди BD додається хорда AC . Отримані точки з'єднують прямою лінією. Хорди AC і BD діляться навпіл і проводиться пряма лінія з'єднує середини хорд. Точка перетину двох прямих і є місцем розташування САХ- (b_A). З'єднуються кінці хорди САХ- (b_A) з відрізками AB і CD . Точки перетину САХ- (b_A) з лініями кінців хорд b_{A1} і b_{A2} позначаються точками M і N . Складається співвідношення відрізків і площ і при їх рівності вважається, що положення САХ визначено правильно:

$$\frac{AM}{MB} = \frac{CN}{ND} = \frac{S_2}{S_1}$$

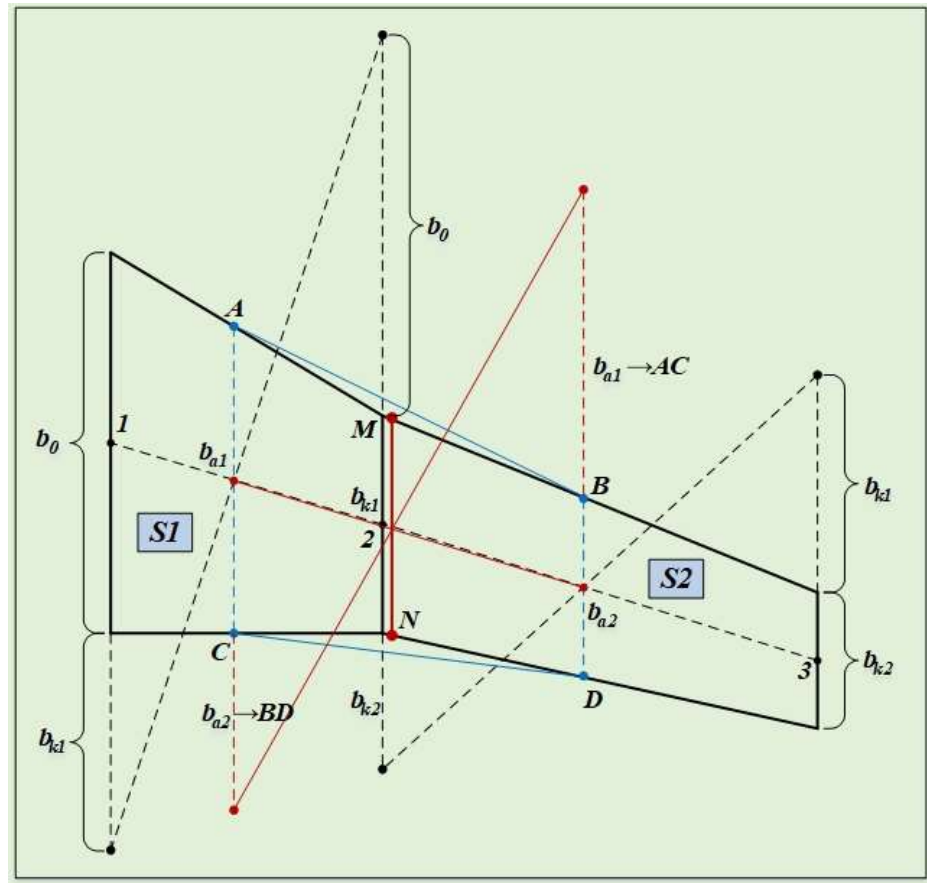


Рис 2. Приклад визначення САХ складної форми крила в плані

Побудоване еквівалентне за площею крило має аналогічні аеродинамічні характеристики і моменти, як і у реального крила складної форми в плані. Використовуючи масштаб схеми крила визначається розмір САХ еквівалентного крила і його довжину.

наприклад:

$$b_A = 3,4 \text{ м}; \quad l = 7,5 \text{ м.}$$

Розраховується площа еквівалентного крила (S) по формулі, наприклад:

$$S = 2 \cdot b_A \cdot l = 54 \text{ м}^2 \quad (1.1.1.)$$

За даними Міжнародної стандартної атмосфери (МСА) визначається масова густина повітря для заданої висоти, а також розраховується швидкість польоту в системі CI , в м/с , ці дані заносяться в зведену таблицю (таблицю 2).

Таблиця 2

Вихідні дані для розрахунку швидкісного тиску

Параметри	Розмір
Н, м	1500
ρ , кг/м ³	1,058
V, км/ч	450

За вихідними даними (*таблиця 2*), розраховується швидкісний тиск (q), за формулою:

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = 8265,6 \text{ Па}$$

2. Характеристика, розрахунок і побудова графіків залежностей

$$C_{ya} = f(\alpha), C_{xa} = f(\alpha)$$

Визначення величин коефіцієнтів підйомної сили C_y і коефіцієнта лобового опору C_x здійснюється **в наступній послідовності**:

На розміщеному в *Додатку Ж* аркуші згідно конкретного варіанту «Графіків основних аеродинамічних характеристик перерізу профілів», виділяємо дві графічні залежності- $C_{y(\alpha)}$ і $C_{x(C_y)}$.

Для залежності $C_{y(\alpha)}$ по горизонтальній вісі визначаємо необхідний діапазон кутів атаки α – від мінімального, наприклад від $\alpha = \text{мінус } 6^\circ$ до найбільшого, наприклад $\alpha = 26^\circ$, шаг зміни кута атаки рівняється 2° .

По вертикальній вісі C_y визначаємо діапазон значень для відповідних кутів атаки, крок зміни коефіцієнта підйомної сили C_y рівняється **0,1**.

Потім послідовно для встановлених кутів атаки α по графічній залежності $C_{y(\alpha)}$ визначаємо значення коефіцієнта підйомної сили C_y , значення кутів атаки і коефіцієнта підйомної сили заносимо в Зведену таблицю № 3.

Для визначення значень коефіцієнта лобового опору C_x використовуємо графічну залежність $C_{x(C_y)}$. Для конкретного кута атаки α визначаємо на залежності $C_{y(\alpha)}$ точку і від неї рухаючись вправо до лінії графічної залежності $C_{x(C_y)}$, визначаємо точку на цій кривій і далі опускаємось вниз до перетину з віссю C_x , визначаємо значення коефіцієнта лобового опору для конкретного значення кута атаки. Крок зміни коефіцієнта лобового опору C_x рівняється **0,01**. Величини значень C_x від кута атаки заносимо у зведену *таблицю № 3*. Далі процедура визначення значень коефіцієнта C_x від кута атаки α повторюється, за описаним вище порядком.

За знятими з графіків $C_{ya}(\alpha)$ і $C_{xa}(C_{ya})$ (Додаток Ж) контрольним точкам для відповідних кутів атаки заповнюється Таблиця 3 (Додаток...).

За вихідними даними таблиці 3 будуються графіки залежностей $C_{ya} = f(\alpha)$ (Додаток...) і $C_{xa} = f(\alpha)$ (Додаток...). На графічних залежностях відмічаються характерні ділянки і кінематичні параметри, а саме:

1 На графіку $C_{ya} = f(\alpha)$:

- α_0 – кут атаки, при якому $C_{ya} = 0$. Це свідчить про те що тиск на верхній і нижній поверхностях профіля рівний.

- $\alpha_{н.с.}$ – кут атаки при якому розпочинається відрив потоку з верхньої частини хвостової частини профілю.
- якщо кут атаки $\alpha_0 < \alpha_{н.с.}$ – то обтікання плавне, беззривне.
- якщо кут атаки $\alpha_0 > \alpha_{н.с.}$ – початок зривного обтікання.
- кут атаки $\alpha_{тр}$ – це кут атаки, при якому зрив охоплює більшу частину верхньої поверхні профіля і течія стає нестійкою, потік то відривається, то прижимається до поверхні профілю і виникає явище тряски.
- кут атаки $\alpha_{кр}$ – це кут атаки, при якому вся верхня поверхня профіля охоплена зривом потоку.

2 Відмітки параметрів коефіцієнта C_{ya} на графіку $C_{ya} = f(\alpha)$:

- $C_{ya \max}$ – максимальне значення коефіцієнта C_{ya} , при куті атаки $\alpha_{кр}$;
- $C_{ya \text{ тр}}$ – значення коефіцієнта C_{ya} , коли розпочинається тряска - кут атаки $\alpha_{тр}$;
- $C_{ya \text{ н.с.}}$ – значення коефіцієнта C_{ya} , коли розпочинається зрив потоку – кут атаки $\alpha_{н.с.}$.

3 На графіку $C_{xa} = f(\alpha)$:

- C_{x0} – коефіцієнт лобового опору при $C_{ya}=0$, який включає в себе коефіцієнти тертя і тиску при куті атаки $\alpha_0=0$;
- $A \cdot C_y^2 = C_{xa,i}$ – коефіцієнт індуктивного опору.

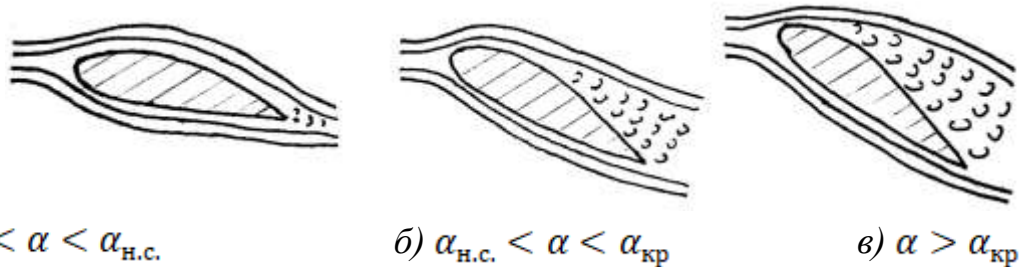


Рис 3. Схема обтікання профілю крила при відривному і не відривному режимах

Збільшення кута атаки приводить, з одної сторони, до більшої деформації струминок, збільшенню швидкості потоку і збільшенню зони розрідження на верхній поверхні, а з іншої сторони – до гальмування потоку і підвищенню тиску на більшій частині нижньої поверхні профіля. Внаслідок цього підйомна сила профіля крила C_{ya} при збільшенні кута атаки від α_i до $\alpha_{кр}$ підвищується.

Збільшення кута атаки понад критичний $\alpha_i > \alpha_{кр}$ призводить до розширення зривної зони і підйомна сила, досягнув максимального значення починає

зменшуватись, так як подальше збільшення кута атаки призводить до розповсюдження зони зриву майже на всю верхню поверхню профіля.

Сила лобового опору профіля при дозвуковому обтіканні включає в себе три складові частини лобового опору:

$$C_{xa} = C_{x,\partial} + C_{x,mp} + C_{x,i}$$

де

- $C_{x,\partial}$ – опір тиску – виникає із-за різниці тиску перед профілем і за ним. Розмір опору залежить від форми профіля.
- $C_{x,mp}$ – опір тертя. Сили в'язкого тертя в примежовому шарі визивають опір тертя, що діє з боку повітря на тіло, що рухається в ньому.

Опір тертя і опір тиску формують профільний опір, при цьому опір тертя в складі профільного опору складає близько 80 %.

$$C_{xa,p} = C_{x,\partial} + C_{x,mp}$$

- $C_{x,i}$ – індуктивний опір. При обтіканні реального крила виникає перетікання повітря із області підвищеного тиску під крилом в область пониженого тиску над крилом. Це призводить до появи вихрових жгутів, які зходять з бокових кромки крила. Вихрова течія визиває появу індуктивної швидкості, визваної кутовою швидкістю обертання вихору, скошенню потоку і появі проекції дійсної підйомної сили на вісь OX зв'язаної системи координат, яка носить назву індуктивного опору $C_{xa,i}$.

Сума опору тертя і тиску при нульовій підйомній силі ($C_{y,a} = 0$) позначається $C_{x,0}$:

$$C_{x,\partial} + C_{x,mp} = C_{x,0}$$

Тоді загальне рівняння коефіцієнта лобового опору при дозвукових швидкостях течії має вид:

$$C_{xa} = C_{x,0} + C_{xa,i}$$

На графіку залежності $C_{xa} = f(\alpha)$ відмічаються складові частини сумарного лобового опору.

3. Характеристика, розрахунок і побудова графіків залежностей

$$C_y = f(\alpha), \quad C_x = f(\alpha)$$

Для побудови графіків залежностей $C_y = f(\alpha)$ і $C_x = f(\alpha)$ необхідно перерахувати значення коефіцієнтів аеродинамічних сил C_{ya} і C_{xa} із швидкісної системи координат в зв'язану, для цього використовуються направляючі косинуси з допомогою наступних формул перерахунку:

$$C_y = C_{ya} \cdot \cos \alpha + C_{xa} \cdot \sin \alpha$$

$$C_x = C_{xa} \cdot \cos \alpha - C_{ya} \cdot \sin \alpha$$

В записці курсової роботи необхідно наводити фрагменти розрахунку довільного значення коефіцієнта C_y для довільного значення кута атаки, наприклад, для кута $\alpha = 2^\circ$:

$$C_y(2^\circ) = 0,3 \cdot \cos(2^\circ) + 0,015 \cdot \sin(2^\circ) = 0,299$$

Розрахунки коефіцієнта C_y для решти кутів атаки виконуються в чернетці, а результати розрахунків заносяться в зведену таблицю розрахунків.

Необхідно наводити фрагмент розрахунку довільного значення коефіцієнта C_x для довільного значення кута атаки, наприклад, для кута $\alpha = 2^\circ$:

$$C_x(2^\circ) = 0,015 \cdot \cos(2^\circ) - 0,3 \cdot \sin(2^\circ) = 0,004$$

Для решти кутів атаки розрахунки виконуються в чернетці, а результати розрахунку заносяться в зведену таблицю розрахунків.

Використовуючи розрахункові величини наведені в *Таблиці 3*, будуються графіки залежностей $C_y = f(\alpha)$ (Додаток....) і $C_x = f(\alpha)$ (Додаток...).

На графіках наносяться характерні ділянки:

1 На графіку залежності $C_y = f(\alpha)$:

- $C_{y \max}$ – максимальне значення нормальної сили при куті атаки $\alpha_{кр}$.
- $\alpha_{кр}$ – критичний кут атаки;
- $C_y = 0$ при куті атаки $\alpha_i = \alpha_0$

2 На графіку залежності $C_x = f(\alpha)$:

- C_T – коефіцієнт підсмоктувальної сили;
- C_{x0} - коефіцієнт поздовжнього опору при $C_y = 0$.

4. Характеристика, розрахунок і побудова графіків залежностей

$$Y_a = f(\alpha) \text{ і } X_a = f(\alpha)$$

Аеродинамічними силами називаються сили, що виникають в результаті механічної взаємодії рухомих тіл в повітряному потоці. При цьому, рух повітря, із-за в'язкості, визиває виникнення на поверхні тіла сил опору тертя.

Таким чином, на кожний елемент тіла, що обтікається повітрям, діють сили нормального тиску перпендикулярно до поверхні тіла і сили опору тертя, які діють по ковзній до поверхні цього тіла.

Розподілені по поверхні тіла нормальні і ковзні сили можна скласти і визначити розмір результуючої аеродинамічної сили.

Результуюча нормальних сил тиску і ковзних сил тертя, що діють на поверхню тіла, називається результуючою або повною аеродинамічною силою і позначається буквою \vec{R} .

На розмір і напрямок дії повної аеродинамічної сили впливають:

- швидкість набігаючого повітряного потоку; форма профілю;

- положення профілю відносно вектора швидкості повітряного потоку;
- число Маха, яке характеризує ступінь впливу стисливості повітря;
- число Рейнольдса, яке характеризує ступінь впливу в'язкості повітря;
- шероховатість поверхні тіла; температура повітря.

Часто в аеродинаміці для аналізу використовують не повну аеродинамічну силу, а її проекції на відповідні вісі швидкісної системи координат: підйомна сила і сила лобового опору.

Підйомною силою (Y_a) називається проекція результуючої аеродинамічної сили (\bar{R}) на вісь Oy_a , а саме проекція сили (\bar{R}) на перпендикуляр до вектору швидкості повітряного потоку, що лежить в площині симетрії обтікаємого тіла. Підйомна сила виникає або при наявності кута атаки або при наявності кривизни профіля, коли виникає різниця тисків над і під поверхностями обтікаємого профілю.

Силою лобового опору (X_a) називається проекція результуючої сили \bar{R} на вісь Ox_a , а саме по напрямку вектора швидкості незбуреного повітряного потоку, вона перескоджає руху тіла, намагається загальмувати його і направлена по вектору швидкості набігаючого потоку (проти напрямку польоту ЛА). Звідси, як наслідок, повна аеродинамічна сила \bar{R} завжди відхилена назад від площини, перпендикулярної вектору швидкості повітряного потоку і сила лобового опору має від'ємне значення в прийнятій системі координат.

Побудова графіків залежностей $Y_a = f(\alpha)$ і $X_a = f(\alpha)$ можлива лише після виконання розрахунків по формулі М. Є. Жуковського при відомих значеннях коефіцієнтів C_{ya} і C_{xa} , а також розрахункових значеннях швидкісному тиску і площі крила.

Розрахунок розміру підйомної сили Y_a виконується по формулі:

$$Y_a = C_{ya} q S$$

Виконується розрахунок для довільного значення кута атаки, наприклад, для кута $\alpha = -4^\circ$: $Y_a(-4^\circ) = -0,1 \cdot 8265,6 \cdot 51 = -4,2 \cdot 10^4$, Н

Розрахунок величин підйомних сил для решти кутів атаки виконується аналогічно на чернетці і заноситься у зведену таблицю 3.

Розрахунок розміру сили лобового опору X_a здійснюється за формулою:

$$X_a = C_{xa} q S$$

Здійснюється розрахунок для довільного значення угла атаки, наприклад, для $\alpha = -4^\circ$:

$$X_a(-4^\circ) = 0,02 \cdot 8265,6 \cdot 51 = 8,4 \cdot 10^3$$
, Н

Розрахунок величин сил лобового опору для решти кутів атаки здійснюється аналогічно в чернетці і заноситься в зведену таблицю 3.

По розрахунковим значенням будується графіки залежностей $Y_a = f(\alpha)$ (Додаток) і $X_a = f(\alpha)$ (Додаток).

На графічних залежностях позначаються характерні ділянки:

1 На графіку залежності $Y_a = f(\alpha)$:

- $Y_{a\max}$ – значення максимальної підйомної сили;
- $\alpha_{кр}$ – критичний кут атаки.

2 На графіку залежності $X_a = f(\alpha)$:

- $X_{a,min}$ – мінімальне значення сили лобового опору;
- $\alpha_{сх,min}$ – кут атаки при якому сила опору мінімальна.

5. Характеристика, розрахунок і побудова графіка залежності аеродинамічної якості від кута атаки $K=f(\alpha)$

З аеродинамічної точки зору найбільш доцільним є таке крило, яке володіє властивістю створювати максимально можливу підйомну силу при мінімальних витратах на подолання лобового опору. Для оцінки аеродинамічної досконалості крила введено поняття аеродинамічної якості профіля (крила).

Аеродинамічною якістю крила називається відношення коефіцієнта підйомної сили до коефіцієнта сили лобового опору при одному і тому ж куті атаки:

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$$

Ця величина представляє собою тангенс кута нахилу повної аеродинамічної сили R_a до напрямку вектора швидкості незбуреного потоку:

$$K = \operatorname{tg} \varphi$$

де

- φ – кут нахилу результуючої сили R_a відносно вектора швидкості незбуреного повітряного потоку.

Максимальна величина аеродинамічної якості для профіля (крила) (K_{max}) відповідає найвигоднішому куту атаки (α_{nv}) і умовно представляє собою дальність планування з висоти $H = 1000$ м в незбуреній атмосфері. Чим менше лобовий опір профілю при однаковій підйомній силі, тим більша аеродинамічна якість.

На аеродинамічну якість великий вплив здійснює кут атаки. Зі збільшенням кута атаки до найвигоднішого аеродинамічна якість зростає, а потім зменшується із-за зменшення відношення між підйомною силою і лобовим опором. На аеродинамічну якість профіля впливають: відносні товщина (C) і кривизна профіля (f). При цьому більший вплив здійснює форма

профіля, форма носка і місце знаходження максимальної товщини профіля по хорді.

Форма крила в плані також впливає на аеродинамічну якість крила. Для отримання найбільших значень якості найкращою формою крила є еліпсоподібна форма з закругленою передньою кромкою. Таке крило має найменший індуктивний опір. Збільшення повздовження крила зменшує його індуктивний опір, а відповідно збільшує його аеродинамічну якість.

Стан поверхні крила (шероховатість, хвилювистість поверхні) впливає на розмір профільного опору. Тому, поліпшуючи стан поверхні крила (або підтримуючи її в задовільному стані), можна добитись найвищої аеродинамічної якості крила (літака).

Для розрахунку аеродинамічної якості і побудови графіку залежності $K = f(\alpha)$ використовуються коефіцієнти підйомної сили і сили лобового опору для відповідних кутів атаки, занесених в зведену таблицю за результатами продувки заданих профілів.

Розрахунок величин аеродинамічної якості виконується по наступній формулі:

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$$

Необхідно виконати розрахунок для довільного значення кута атаки, наприклад, для кута атаки $\alpha = 4^\circ$:

$$K(4^\circ) = \frac{0,41}{0,02} = 20,5$$

Розрахунок для решти кутів атаки виконується на чернетці аналогічно як і для кута атаки $\alpha = 4^\circ$. Результати розрахунків заносяться в таблицю 3. За даними розрахунків будується графік $K = f(\alpha)$ (Додаток...).

Виконується розрахунок аеродинамічної якості для двох значень кутів атаки, при яких співвідношення між підйомною силою і силою лобового опору однакове:

$$K = \frac{C_{ya, \alpha_1}}{C_{xa, \alpha_1}} = \frac{C_{ya, \alpha_2}}{C_{xa, \alpha_2}} = const$$

На графіку залежності $K = f(\alpha)$ наносяться характерні ділянки і параметри:

- K_{max} – максимальна аеродинамічна якість;
- $\alpha_{нв}$ – найвигодніший кут атаки;
- α_1, α_2 – кути атаки, при яких аеродинамічна якість однакова.

6. Характеристика і побудова графіка поляри I роду

Залежність коефіцієнта підйомної сили C_{ya} від коефіцієнта лобового опору C_{xa} для однакових кутів атаки — називається поллярною першого роду або поллярною діаграмою I роду і описується залежністю $C_{ya} = f(C_{xa})$.

Геометрично полляр I роду представляє собою два поєднаних графіка залежностей $C_{ya} = f(\alpha)$ і $C_{xa} = f(\alpha)$. Фізично полляр I рода представляє собою геометричне місто точок кінця вектора повної аеродинамічної сили при зміні кута атаки.

По вихідним даним зведеної таблиці 3 для кожного значення кута атаки за значеннями коефіцієнтів C_{ya} і C_{xa} будуються графік залежності $C_{ya} = f(C_{xa})$ — таким чином будується полляр I роду (Додаток ...).

На графіку поляри I роду наносяться найбільш характерні ділянки і параметри:

- α_0 — кут, при якому $C_{ya} = 0$, а C_{xa} має малу величину, що відповідає невеликому значенню кута атаки, і визначається формою профілю і його видом;
- $\alpha_{сх, \min}$ — кут, що відповідає мінімальному значенню C_{xa} ;
- $\alpha_{нв}$ — найвигодніший кут атаки, при якому аеродинамічна якість має максимальну величину $K = K_{max}$. Величину максимальної якості на графіку поляри визначається наступним чином: проводиться дотична до поляри із точки початку вісей координат. При цьому $K = K_{max}$, так як кут нахилу дотичної $\delta = \delta_{max}$ в порівнянні з будь-якою іншою точкою поляри.
- $\alpha_{кр}$ — критичний кут атаки відповідає максимальному значенню коефіцієнта $C_{ya \max}$. При подальшому збільшенні кута атаки α більше критичного $\alpha_{кр}$ із-за появи зрива потоку на верхній поверхні профіля величина C_{ya} — зменшується, а коефіцієнт лобового опору C_{xa} — збільшується, тому графік поляри відхиляється вправо і вниз.

Також на поллярі I роду наносяться кути атаки, при яких аеродинамічна якість має однакові значення. Ці кути визначаються шляхом проведення сікущої лінії із початку вісей координат по графіку поляри для відповідних коефіцієнтів C_{ya} і C_{xa} .

Наприклад, на графіку поляри лінія OB визначає кути атаки $\alpha_1 = 0$ і $\alpha_2 = 8$ при яких аеродинамічна якість однакова:

$$K = \frac{C_{ya=0^\circ}}{C_{xa=0^\circ}} = \frac{C_{ya=8^\circ}}{C_{xa=8^\circ}} = \text{const}$$

7. Фізична сутність підсмоктуваної сили, аеродинамічного центру тиску і фокуса профілю. Поляра II роду.

Для аналізу стійкості і керованості літальних апаратів і розрахунків конструктивних елементів крила і ЛА в цілому на міцність, часто буває необхідність знати складові результуючої аеродинамічної сили R_a не в швидкісній, а в зв'язаній системах координат.

Для цього розраховуються коефіцієнти нормальної C_y і поздовжньої сил C_x при різних кутах атаки. У несучих поверхностях з профілями достатньої товщини ($\delta > 5—6\%$) і закругленою передньою кромкою спостерігається цікава і дуже важлива властивість: в середній частині робочого діапазону кутів атаки результуюча аеродинамічних сил R_a розташована в просторі так, що її поздовжня складова X направлена до носика профілю.

Із векторної діаграми розподілу тиску по верхній поверхні профілю крила виходить, що на передній кромці профіля виникає пік розрідження. Ковзна складова нормальних сил розрідження по напрямку хорди профілю при цьому направлена вперед до носика профіля і носить назву підсмоктувальна сила.

Наявність підсмоктувальної сили має велике значення для лопатей несучого гвинта вертолету. Ця сила забезпечує зберігання частоту обертання, а відповідно і тяги НГ на режимі самообертання, таким чином забезпечує виконання планування і успішної посадки вертолету на режимі самообертання при відмові двигунів.

Підсмоктувальна сила практично відсутня у несучих поверхнях з тонкими профілями, особливо при загостренній передній кромці. Це пояснюється відсутністю достатньої поверхні для «прикладення» піка розрідження. На таких профілях сили тиску практично перпендикулярні хорді, а саме вісі OX зв'язаної системи координат, і їх проекція на цю вісь, як у плоскій пластини, відсутня. Тому для лопатей несучих гвинтів вертолетів використовуються відносно товсті профілі з закругленою передньою кромкою, які мають високі несучі властивості і сприяють виникненню підсмоктувальної сили.

Підсмоктувальна сила не виникає також при надзвукових швидкостях руху, наявність головного стрибка ущільнення виключає можливість появи на передній кромці профіля піка розрідження.

За розрахунками коефіцієнтів нормальної C_y і поздовжньої C_x сил при різних кутах атаки будується графічна залежність $C_y = f(C_x)$, яка носить назву поляра другого роду або полярна діаграма II роду (Додаток...).

На полярі другого роду позначаються характерні кути атаки і ділянки, як і на полярі I роду. При наявності підсмоктувальної сили вектор коефіцієнта поздовжньої сили C_x у визначеному діапазоні кутів атаки, (приблизно $4...6^\circ$),

спрямований до носика елемента лопаті, а саме проти напрямку польоту, має знак «від'ємний», таким чином коефіцієнт C_x від'ємний. Цим і пояснюється, що графік поляри другого роду послідовно відходить вліво від значення $C_x = C_{x_0}$ і при кутах атаки, приблизно $4 - 6^\circ$, переходить через вісь C_y .

Якщо ж підсмоктувальна сила відсутня (у випадках, приведених вище), коефіцієнт поздовжньої сили C_x завжди залишається позитивним, декілька збільшується від значення C_{x_0} при збільшенні кутів атаки. В цьому випадку поздовжня сила завжди направлена до хвостика профіля.

Точка перетину лінії дії сили рівнодіючої аеродинамічних сил R_a з хордою профіля називається центром тиску елемента лопаті. Відстань від центра тиску до носика профілю позначається x_d , тому рівняння моменту тангажу можна записати у вигляді:

$$M_z = -Y \cdot x_d$$

Порівнявши вираз моменту тангажу $M_z = -C_{y1} q S x_d$ з загальною формулою $M_z = m_z S q b$, можна отримати формулу для визначення відносної координати центра тиску з врахуванням того, що $C_y = C_{ya}$:

$$m_z = -C_y \frac{x_d}{b},$$

звідси

$$\overline{x_d} = -\frac{m_z}{C_y}$$

Розміщення центра тиску може змінюватись в залежності від зміни кута атаки, а саме від зміни основних параметрів: коефіцієнта моменту тангажу (m_z) і коефіцієнта підйомної сили (C_{ya}). Якщо профіль елемента лопаті симетричний, то при $\alpha = 0$ підйомна сила і аеродинамічний момент елемента профілю також рівняється нулю. Якщо профіль несиметричний, то при нульовій підйомній силі при $\alpha = \alpha_0$, зберігається невеликий від'ємний момент тангажу $M_{z_0} < 0$, пояснюється характерним розподілом нормального тиску по поверхні профілю.

Такий розподіл тиску визиває появу пари сил, при цьому результуюча яких рівняється нулю, а центр тиску, знаходиться на нескіченості (це витікає із формули при $C_y = 0$). При цьому виглядає трохи абстрактною фізична уява про центр тиску. Виявляється, ця точка може виходити за межі хорди профіля, віддаляясь впритул до нескіченості.

При цьому є інша точка на хорді профіля, яку більш зручно використовувати при розрахунках моментних характеристик профіля. Так як лінійний характер зростання підйомної сили при збільшенні кута атаки визиває і лінійне зростання моменту тангажу M_z , то і залежність $m_z = f(C_y)$ до області початку зриву потоку лінійна, таким чином можна зробити висновок, що плече

подйомної сили при збільшенні кута атаки (α) не змінюється, таким чином, вона приложена при різних кутах атаки (α) в одній точці (при цьому лінійна залежність між моментом M_z і силою Y порушилась).

Момент аеродинамічних сил відносно цієї точки (F) не залежить від кута атаки і завжди рівняється початковому моменту тангажа M_{z_0} , так як сила Y не дає моменту відносно точки прикладення. Точку, відносно якої аеродинамічний момент тангажа залишається постійним при малих змінах кута атаки, називають фокусом (по куту атаки).

Наведена схема визначення аеродинамічного моменту відрізняються тим, що відмічено ефект початкового навантаження при $Y = 0$, а саме момент від сили R_a розділено на початковий момент тангажа M_{z_0} (від пари сил) і момент від подйомної сили.

Відстань точки фокуса відносно носика профіля позначається x_F .

Рівняння для продольного моменту (відносно носика профіля, точка O) має вид:

$$M_z = M_{z_0} - Y_1 x_F$$

Або (виходячи, що $C_{y_1} \approx C_y$)

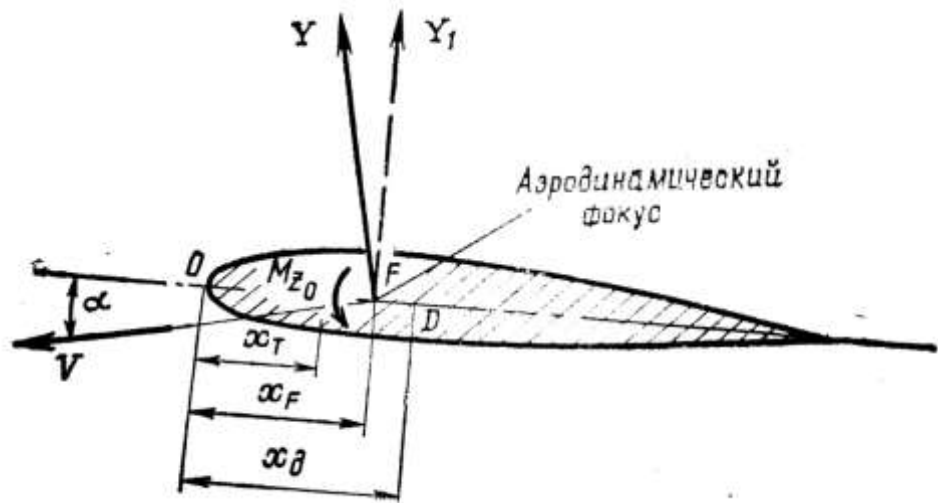


Рис 6. Схема розташування аеродинамічного фокуса

$$m_z S q b = m_{z_0} q S b - C_y q S x_F,$$

звідси

$$m_z = m_{z_0} - \frac{C_y x_F}{b} = m_{z_0} - C_y \bar{x}_F$$

$$\bar{x}_F = -\frac{m_z}{C_y} + \frac{m_{z_0}}{C_y} = \bar{x}_D + \frac{m_{z_0}}{C_y}.$$

Вираз встановлює взаємозв'язок між місцями розташування точки фокуса і центра тиску. Вираз показує, що для симетричного профіля центр тиску

співпадає з фокусом, так як в цьому випадку початковий коефіцієнт моменту тангажа для симетричного профілю $m_{z_0} = 0$. Для несиметричного профіля ($m_{z_0} < 0$) фокус знаходиться попереду центра тиску.

8. Фізична сутність аеродинамічного моменту тангажа

Для аналізу стійкості і керованості літального апарату необхідно уміти визначати величину і напрямок моментів від аеродинамічних сил відносно заданої точки тіла (наприклад, центра мас) або визначеної вісі. Для цього необхідно знати величину результуючої сили і розмір плеча відносно заданої точки або вісі. Добуток цих двох величин (сили $R = C_R Sq$ на її плече x_d) і визначає поточний момент тангажа.

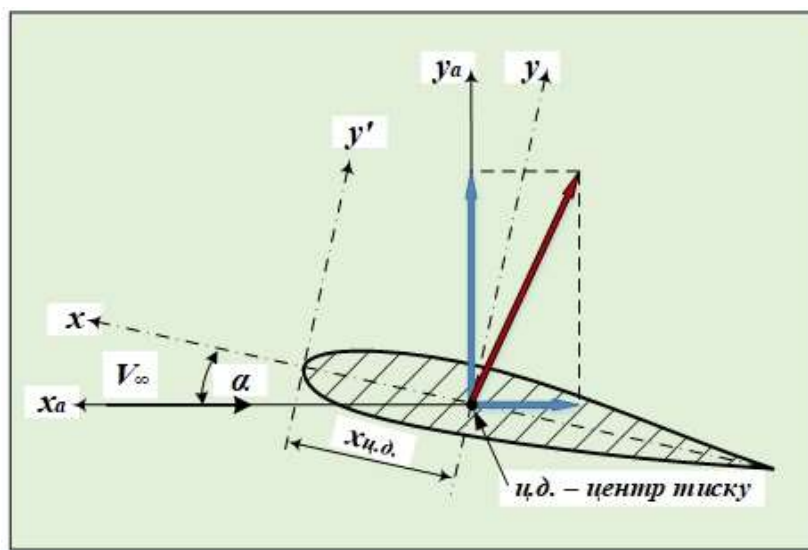


Рис 7. Схема визначення моменту тангажа від аеродинамічної сили профіля (елемента) крила

На малюнку показано схему виникнення моменту тангажа від аеродинамічної сили профіля відносно носика профіля (точки O), або осі OZ , що проходить через носик профіля:

$$M_z = -Ra = C_R Sq$$

Таким чином, на величину моменту тангажа від аеродинамічної сили будуть впливати аналогічні фактори, від яких залежить величина аеродинамічної сили R_a і які враховуються її коефіцієнтом результуючої аеродинамічних сил C_R (кут атаки, форма тіла). Крім цього, може змінюватися і плече a відносно точки прикладення сили R_a в зв'язку зі зміною напрямку її дії (лінії дії) під впливом аналогічних факторів.

Щоб не ускладнювати формули, момент сили R_a розраховується при умові постійного, значення плеча, що характерно для даного профіля, а фактична

зміна плеча відносно точки прикладення сили враховується шляхом відповідної зміни коефіцієнта моменту тангажа, який враховує також і фактори, що впливають на величину аеродинамічної сили.

Стосовно до профілю крила за характерний розмір приймається довжина хорди b , і формула для продольного моменту (моменту відносно поперечної вісі) приймає вид:

$$M_z = m_z S q b$$

де

- m_z — коефіцієнт аеродинамічного моменту тангажу по осі OZ .

Із малюнка випливає, що момент тангажа M_z залежить від величини нормальної сили Y , а повздовжня сила X , момента відносно вісі OZ не створює.

Із рисунку виходить, що момент тангажа (M_z) залежить від розміру нормальної сили (Y) і координати центру тиску (x_d). Тому залежність коефіцієнта моменту тангажу $m_z = f(\alpha)$ визначається в основному залежністю коефіцієнта нормальної сили від кута атаки $C_y = f(\alpha)$.

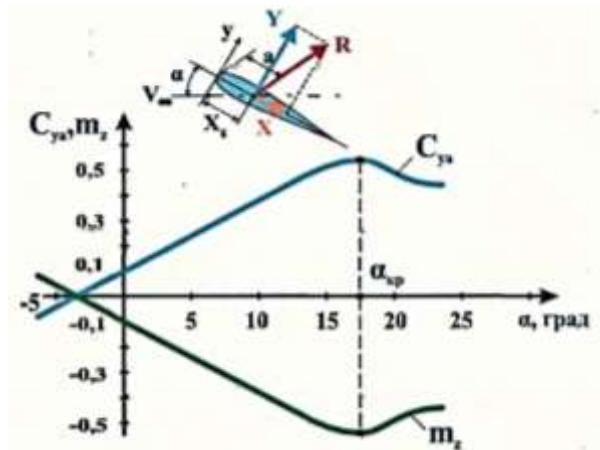


Рис 8. Схема виникнення моменту тангажа профіля (M_z), залежності $C_y(\alpha)$ і $m_z=f(\alpha)$

$$M_z = -R \cdot \alpha$$

Залежність $m_z = f(\alpha)$ при малих кутах атаки на початку є лінійною, а при порушенні плавного обтікання профіля при великих кутах атаки, ця залежність становиться нелінійною.

$M_z = -Y \cdot x_d$, при умовини $C_{ya} = C_y$, получим

$$m_z = -C_{ya} \frac{x_d}{b}, \text{ отсюда } \vec{x}_d = -\frac{m_z}{C_{ya}}.$$

Тому, коефіцієнт моменту тангажа (m_z) від кута атаки (α) визначається залежністю $C_y = f(\alpha)$, яка і визначає характер зміни коефіцієнта моменту

тангажа $m_z = f(\alpha)$ (Додаток...). Таким чином, чим більший кут атаки, тим більша нормальна сила (C_y), і тим більша абсолютна величина моменту цієї сили і коефіцієнта моменту тангажа (m_z)

Залежність $m_z = f(\alpha)$ спочатку лінійна, а при пропаданні плавного обтікання ця залежність, як і залежність $C_y = f(\alpha)$, відхиляється від лінійного закону і становиться не лінійною.

**ДОДАТКИ до Методичних рекомендацій щодо оформлення записки
курсової роботи**

Додаток А

Зразок титульного аркуша записки курсової роботи

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

Циклова комісія аеронавігації

КУРСОВА РОБОТА

(варіант завдання)

Дисципліни: Принципи польоту (Аерогідродинаміка)

Галузі знань: 27 Транспорт

Спеціальності: 272 Авіаційний транспорт

Спеціалізації: Аеронавігація

(П.І.Б. здобувача освіти)

Домашня адреса:

(тільки для здобувачів освіти заочників)

Завдання виконав:

(підпис здобувача освіти)

(дата подання)

Завдання перевірів: к. т. н, с. н. с, Тягній В.Г.

Результат перевірки

(оцінка)

(підпис, дата)

Кременчук 2024

Зразок завдання на курсову роботу
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ

Циклова комісія **Аеронавігації**

Дисципліна: **Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)**

Спеціальність: **272 Авіаційний транспорт**

Спеціалізація: **Аеронавігація**

Курс 1, Навчальна група Пдср-23-16, Семестр 2

ЗАВДАННЯ
на курсову роботу здобувача освіти
БУЛЬБА ТАРАС ПАНАСОВИЧ

Тема: Розрахунок, побудова графічних залежностей і аналіз основних аеродинамічних характеристик профілю несучих поверхонь ЛА (варіант № XXX)

- 1 Строк здачі здобувачем освіти закінченої курсової роботи: **«20» квітня 2024 р.**
- 2 Вихідні дані до курсової роботи: *координати правої консолі крила згідно варіанту--*
 $X_1 = 0 \text{ м}, Y_{n,1} = 6 \text{ м}, Y_{3,1} = 1 \text{ м}; X_2 = 3 \text{ м}, Y_{n,2} = 3,5 \text{ м}, Y_{3,2} = 1,5 \text{ м}; X_3 = 8 \text{ м}, Y_{n,3} = 1,5 \text{ м}, Y_{3,3} = 0,5 \text{ м}.$ *Розрахункова висота – 0 м, швидкість руху – 300 км/год. Матеріали досліджень профілю ЦАГИ Р-III-15,5, основні а/д характеристики профілю для X варіанту.*
- 3 Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які підлягають розгляду): *по вихідним даним графічним способом визначити САХ крила, визначити площу крила і швидкісний тиск, навести основні фізичні параметри атмосфери на заданій висоті; зняти з графіків $C_{ya}(\alpha)$ і $C_{ya}(C_{xa})$ значення C_{ya} і C_{xa} для відповідних кутів атаки, розрахувати а/д сили Y_a і X_a , по напрямляючим косинусам визначити значення а/д коефіцієнтів C_y і C_x , визначити а/д коефіцієнт $K(\alpha)$, визначити відповідні значення для побудови полярних діаграм I і II роду. Розрахункові дані занести в зведену таблицю, визначити характерні області для $\alpha_0, \alpha_{xa,min}, \alpha_{пз}, \alpha_{тр}, \alpha_{кр}, \alpha_{нв}.$ Розкрити фізичну сутність підсмоктувальної сили і її значення для НГ вертольоту. Розкрити фізичну сутність аеродинамічного коефіцієнту $m_z(\alpha).$*
- 4 Перелік графічного матеріалу (перелік обов'язкових креслень і графіків): *схема консолі крила в масштабі згідно ДСТУ, графічний спосіб визначення САХ крила, графіки залежностей $C_{ya}(\alpha), C_{xa}(\alpha), Y_a(\alpha), X_a(\alpha), C_y(\alpha), C_x(\alpha), C_{ya}(C_{xa}), C_y(C_x), K(\alpha), m_z(\alpha).$ Нанести на графіках характерні значення $C_{ya,max}, C_{xa0,min}, C_{ya,пз}, C_{ya,тр}, C_{ya,нв}, C_{xa,інд}, C_{y,max}, C_{x0,min}, K_{max},$ які відповідають кутам атаки $\alpha_0, \alpha_{xa,min}, \alpha_{пз}, \alpha_{тр}, \alpha_{кр}, \alpha_{нв}.$ На полярних діаграмах I і II роду повинні бути нанесені кути атаки, дотичні і перерізні лінії для характерних значень коефіцієнту а/д якості. Графіки повинні бути виконані у відповідності до вимог ДСТУ.*
- 5 Дата видачі завдання: **«10» січня 2020 р.**

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН виконання курсової роботи

(прізвище, ініціали)

*Зразок відгуку керівника курсової роботи***ВІДГУК
КЕРІВНИКА ПРО КУРСОВУ РОБОТУ ЗДОБУВАЧА ОСВІТИ**

(прізвище, ім'я, по-батькові здобувача освіти)**Тема:**

Робота є відповідною щодо:

- ☐ актуальності;
- ☐ новизни;
- ☐ зв'язку з майбутньою професією.

Зміст роботи відповідає темі:

- ☐ повністю;
- ☐ частково;
- ☐ не відповідає.

У роботі опрацьовано:

- ☐ всі необхідні джерела;
- ☐ недостатня кількість джерел.

Висновки:

- ☐ відповідають темі;
- ☐ не відповідають темі.

Оформлення списку літератури відповідає вимогам:

- ☐ повністю;
- ☐ частково;
- ☐ не відповідає.

Робота на кожному етапі підготовки подавалася керівникові:

- ☐ вчасно;
- ☐ із запізненням;
- ☐ не подавалася.

Зауваження керівника:

- ☐ враховані і опрацьовані;
- ☐ враховані частково;
- ☐ не враховані.

Курсову роботу:

- ☐ рекомендовано до захисту;
- ☐ не рекомендовано до захисту.

Інші зауваження:

Керівник

(підпис, П.І.Б.)«

»

 202__ р.

Зразок оформлення змісту пояснювальної записки

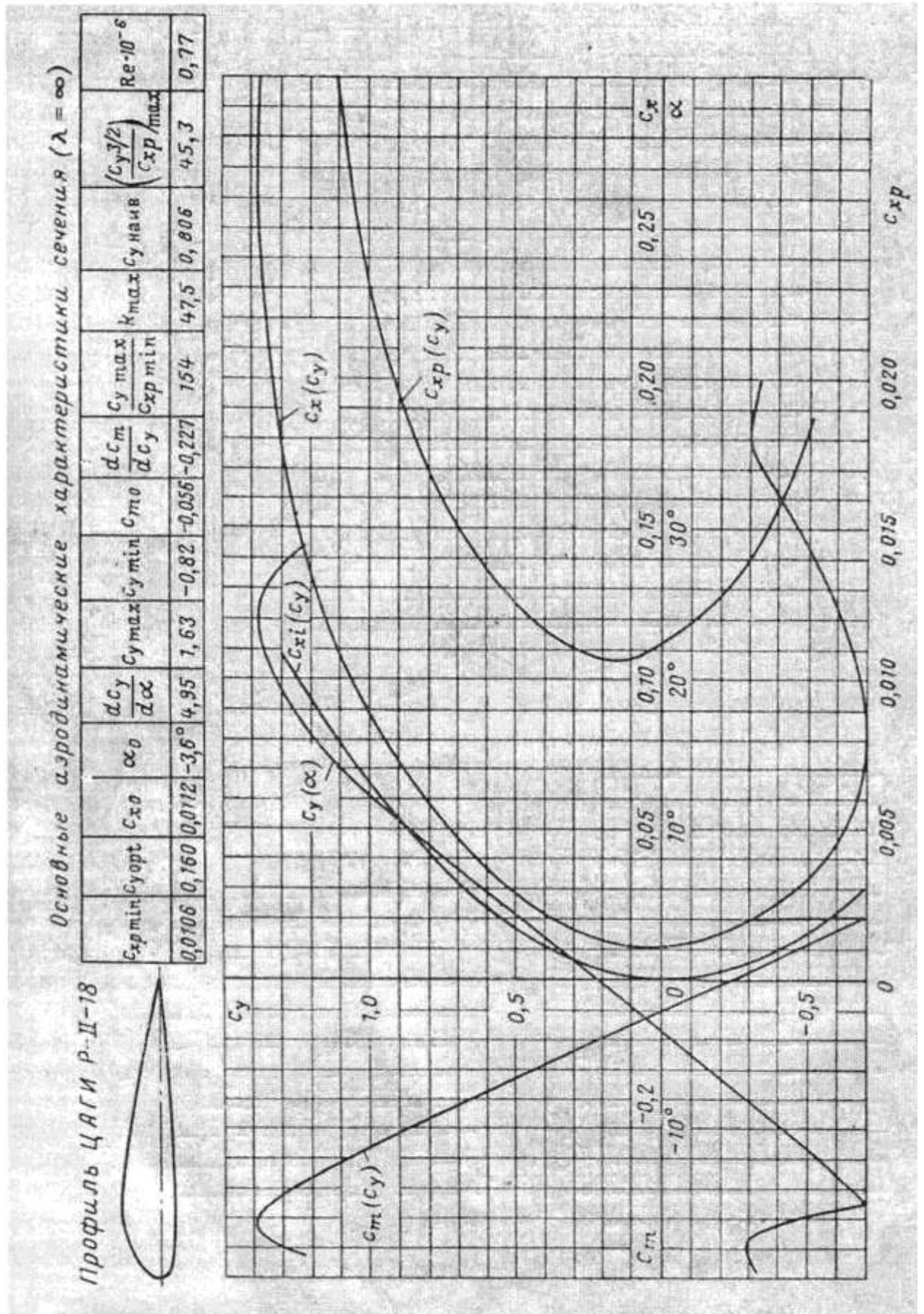
ЗМІСТ

ВСТУП.....	3
1 ОСНОВНА ЧАСТИНА	4
1.1 Побудова схеми крила і визначення його САХ.....	4
1.2 Визначення площі крила і швидкісного тиску.....	5
1.3 Визначення контрольних точок з графіків $C_{ya} = f(\alpha)$ і $C_{ya} = f(C_{xa})$ за відповідними значеннями кутів атаки (згідно Додатку Ж), визначити значення C_{ya} і C_{xa}	6
1.4 Характеристика систем координат. Визначення аеродинамічних сил в швидкісній системі координат і аеродинамічних коефіцієнтів в зв'язаній системі координат.....	7
1.5 Характеристика і побудова графічних залежностей $C_{ya}(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$, $Y_a(\alpha)$, $X_a(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$	8
1.6 Характеристика, розрахунок і побудова залежності аеродинамічної якості $K(\alpha)$	9
1.7 Розрахунок і побудова діаграм I рода $C_{ya}(C_{xa})$, і II роду $C_y(C_x)$	10
1.8 Характеристика коефіцієнта моменту тангажа $m_z(\alpha)$, центра тиску, центра мас, аеродинамічного фокусу і параболи стійкості.....	14
ВИСНОВКИ.....	19
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	20
ДОДАТКИ.....	21

*Зразок оформлення списку використаної літератури***СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ**

- 1 Аеродинаміка літальних апаратів: Підручник/Г. Н. Котельніков, О. В. Мамлюков, В. І. Сілков, Ю. М. Терещенко. - К.: Вища освіта, 2002. – 255 с.: іл.
- 2 Мхитарян А. М. Учебник. Аэродинамика: - М.: Машиностроение, 1976. - 428с.: ил.
- 3 Основы аэродинамики. Кокунина Л. Х. Учебник. – М.: Транспорт, 1976. – 207 с.: ил.
- 4 Аэродинамика. Д. М. Прицкер, Г. И. Сахаров. Учебное пособие. - М.: Машиностроение, 1968. – 310 с.: ил.
- 5 Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А. Учебное пособие. Практическая аэродинамика вертолетов. - М.: Воениздат, 1980.

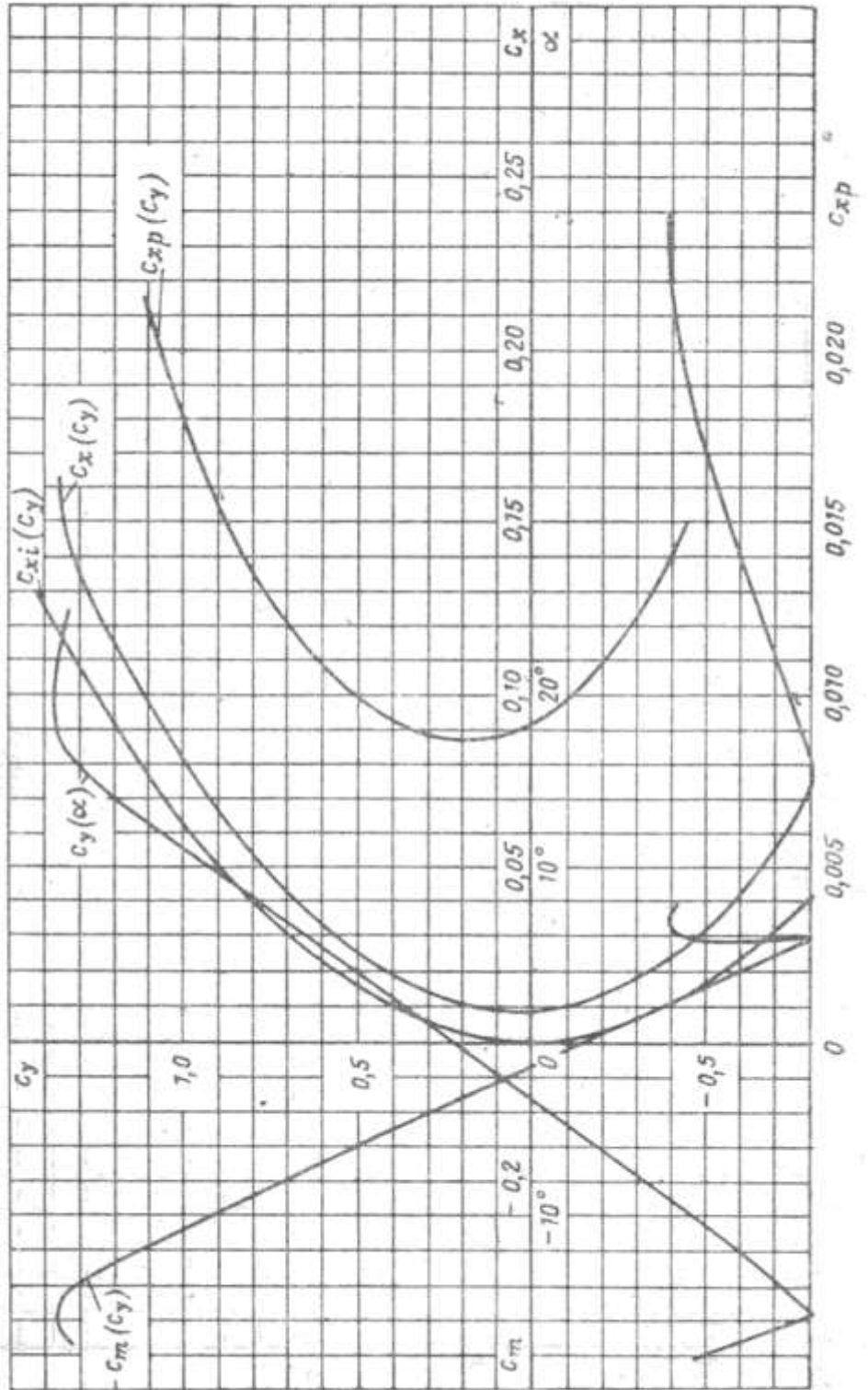
Графіки продувок аеродинамічних профілей - Додаток 3
Варіант № 1



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$c_{x \min}$	$c_{y \text{орт}}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y \max}$	$c_{y \min}$	c_{m0}	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$c_{y \max}$	$c_{y \min}$	k_{\max}	$c_{y \max}$	$\left(\frac{c_y}{c_{xp}}\right)^{3/2}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0088	0,21	0,0092	-3,2°	5,44	1,58	-0,952	-0,035	-0,228	180	59,2	0,790	55,1	1,37	

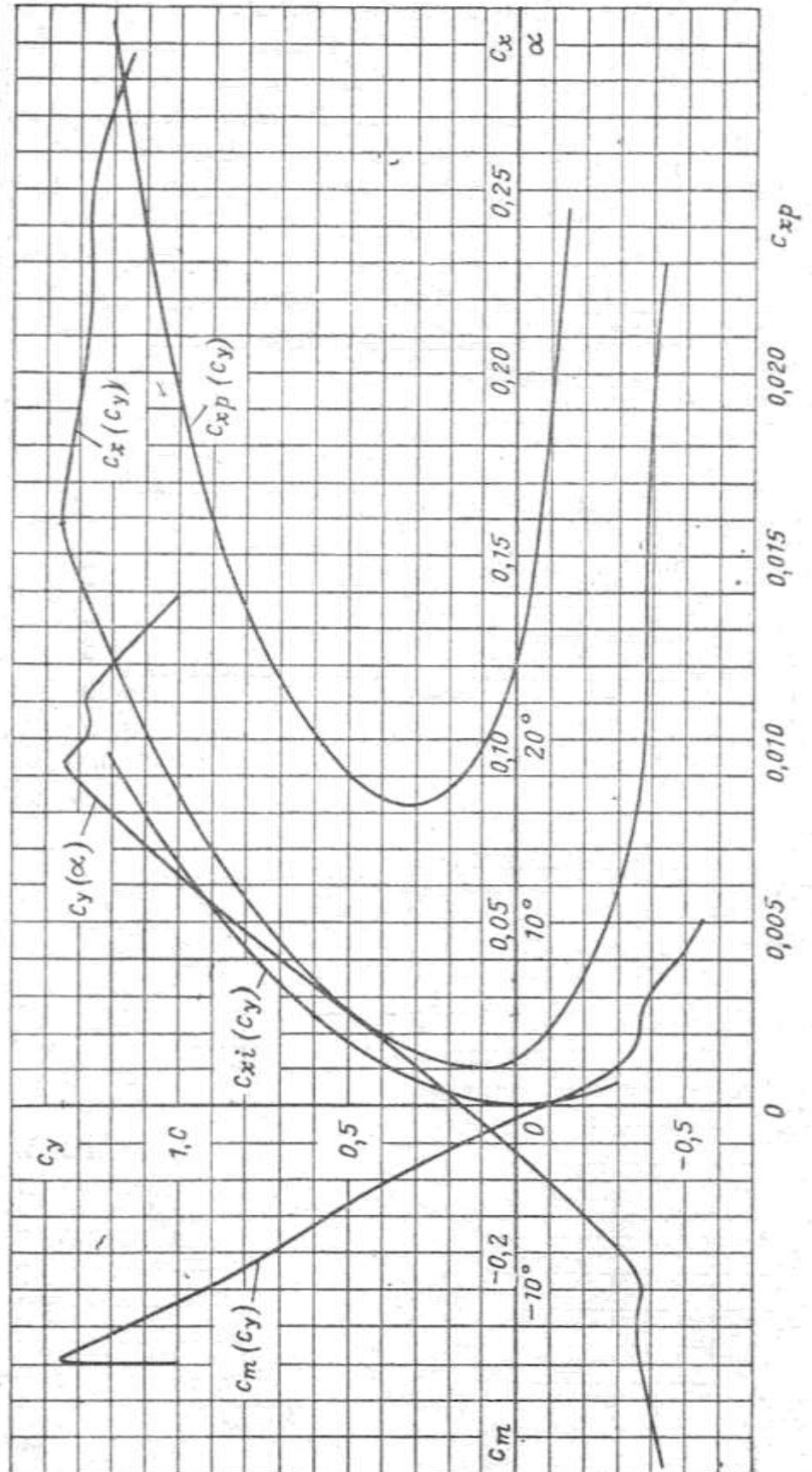
Профиль ЦАГИ Р-III-15,5



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$C_{x\min}$	C_{y0}	C_{x0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y\max}$	$C_{y\min}$	C_{m0}	$\frac{C_{y\max}}{C_{x\min}}$	k_{\max}	$C_{y\max}$	$\left(\frac{C_y^{3/2}}{C_{xp}}\right)_{\max}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0081	0,300	0,0121	-2,5°	4,86	1,56	-0,421	-0,018	192	61,4	0,7	54,6	0,8

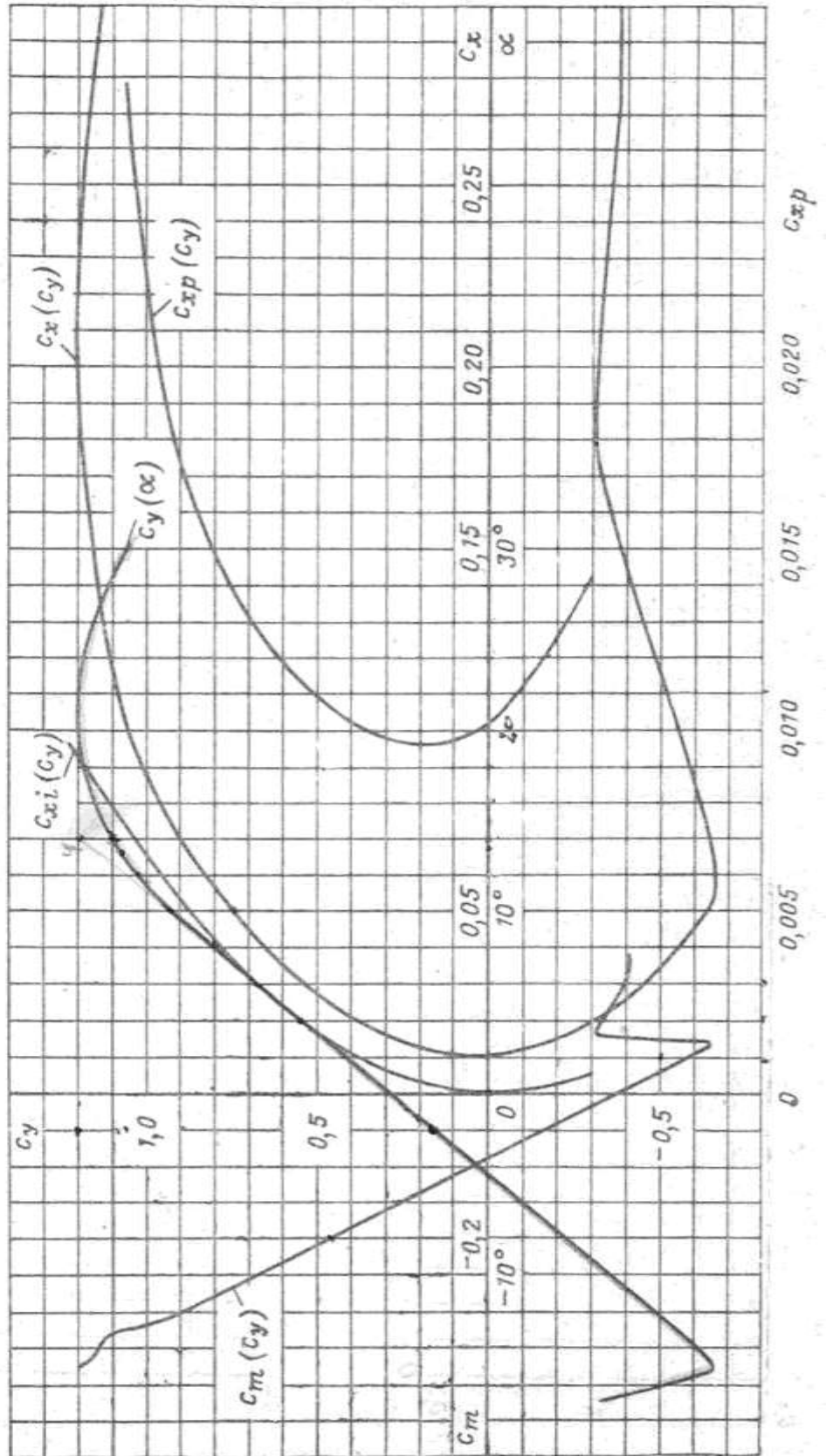
Профиль НАСА 43012 А



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$c_{x\min}$	$c_{y\min}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y\max}$	$c_{y\min}$	c_{m0}	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$\frac{c_{y\max}}{c_{x\min}}$	k_{\max}	$c_{y\max}$	$\frac{(c_y)^{3/2}}{c_{x\min}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0097	0,200	0,0103	-4,4°	4,96	1,38	-0,765	-0,091	-0,235	142	54,6	0,795	49,9	0,84

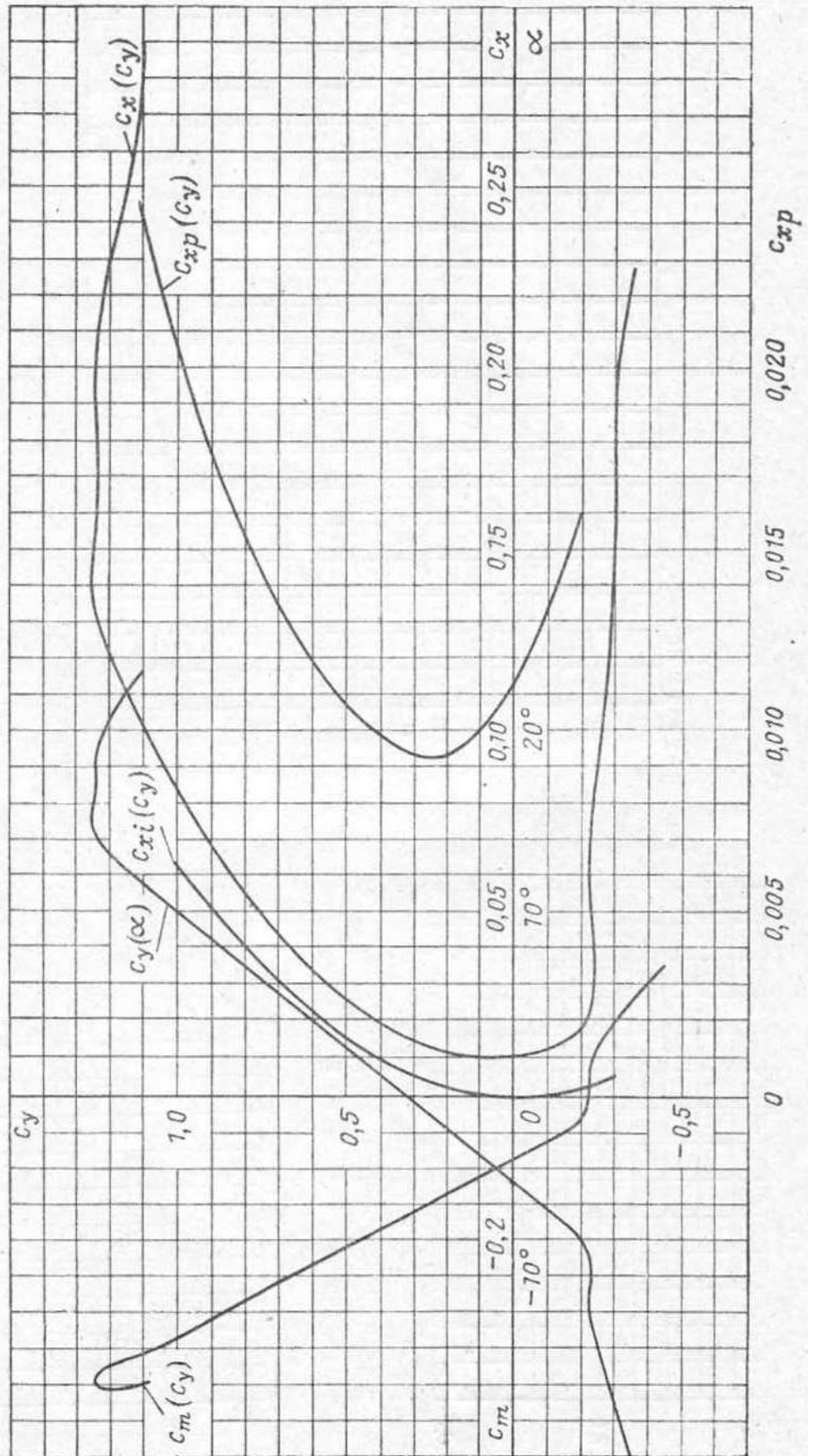
Профиль НАСА 4415



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$c_{x \min}$	$c_{y \text{ opt}}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y \max}$	c_{m0}	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$\frac{c_{y \max}}{c_{x \min}}$	k_{\max}	$c_{y \max}$	$\left(\frac{c_y^{3/2}}{c_{x \min}}\right)_{\max}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,00934	0,250	0,0114	$-4,5^\circ$	5,5	1,44	-0,085	-0,242	154	52,5	0,782	48,7	0,82

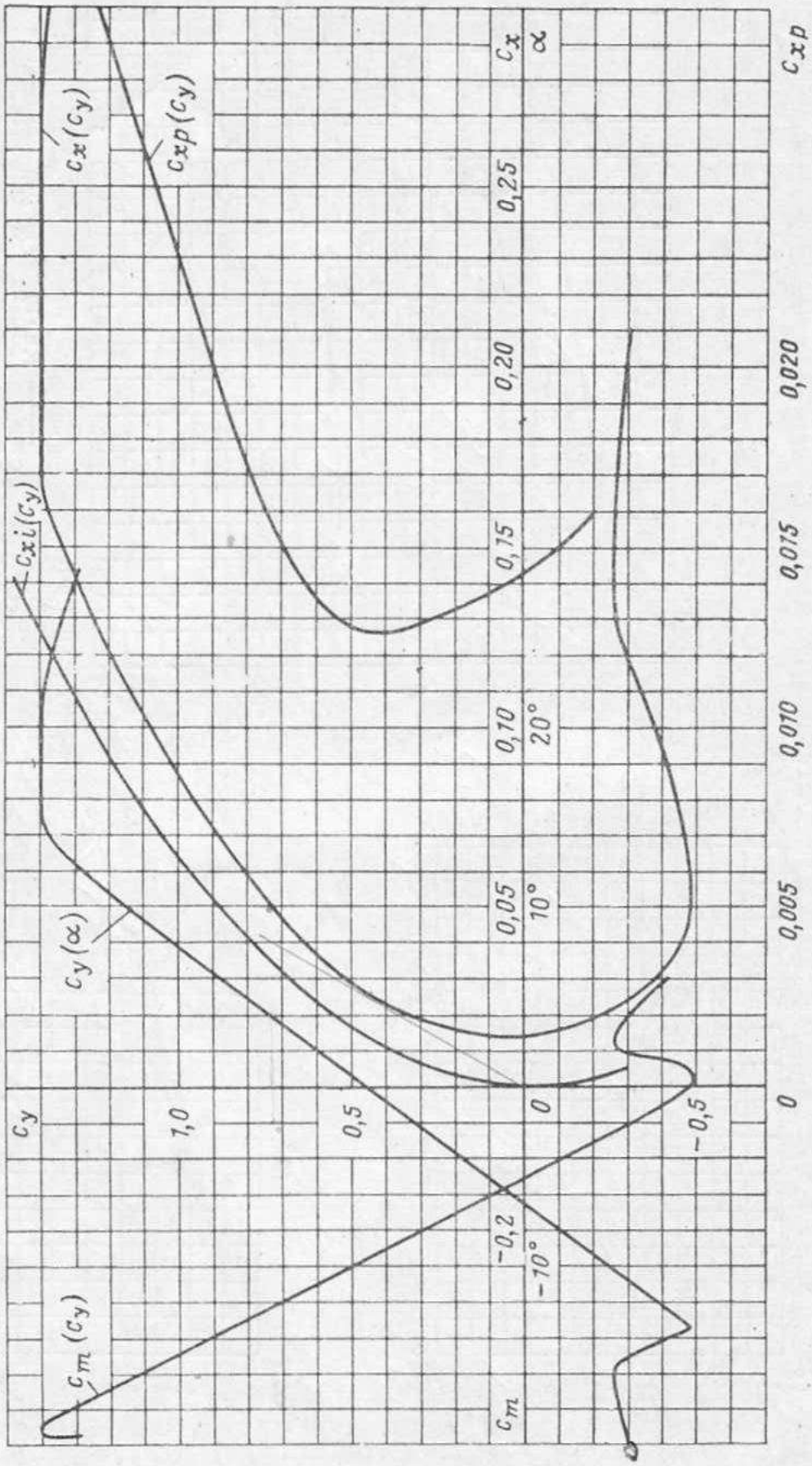
Профиль $G''-549$



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$C_{x\min}$	$C_{y\text{орт}}$	C_{x0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y\max}$	$C_{y\min}$	C_{m0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$\frac{C_{y\max}}{C_{x\text{пр}\min}}$	k_{\max}	$C_{унаив}$	$\left(\frac{C_y^{3/2}}{C_{x\text{пр}}}\right)_{\max}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0127	0,410	0,0143	-6,4°	5,63	1,62	-0,563	-0,125	-0,244	128	46,5	0,730	45,4	0,8

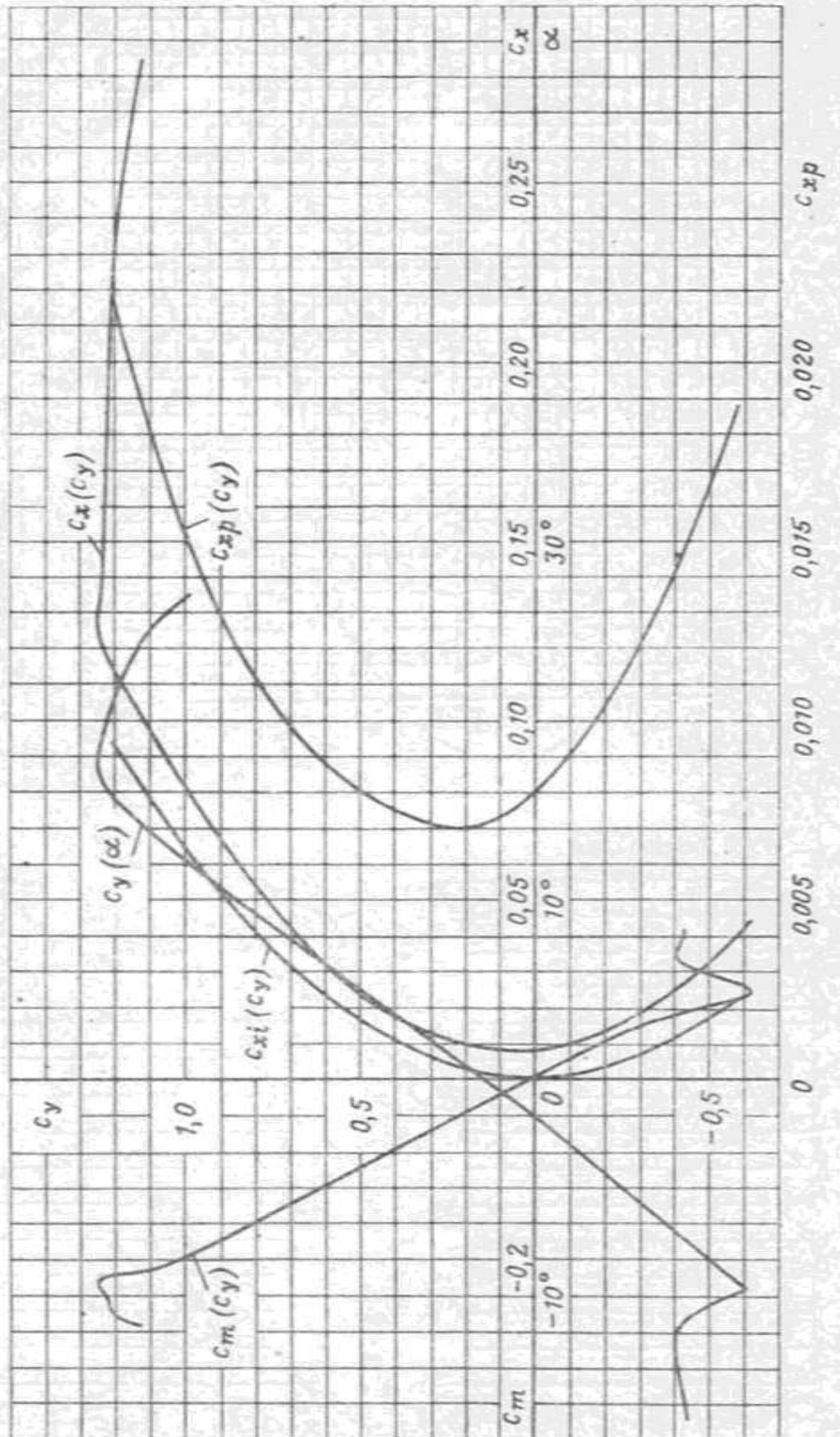
Профиль $G''-535$



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$c_{x \min}$	$c_{y \text{ opt}}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y \max}$	$c_{y \min}$	c_{m0}	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$\frac{c_{y \max}}{c_{x \min}}$	k_{\max}	$c_{у \text{ наив}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,007	0,205	0,008	-2°	5,36	1,42	-0,68	-0,006	-0,241	203	70	0,77	0,79

Профиль ЦАГИ D-2

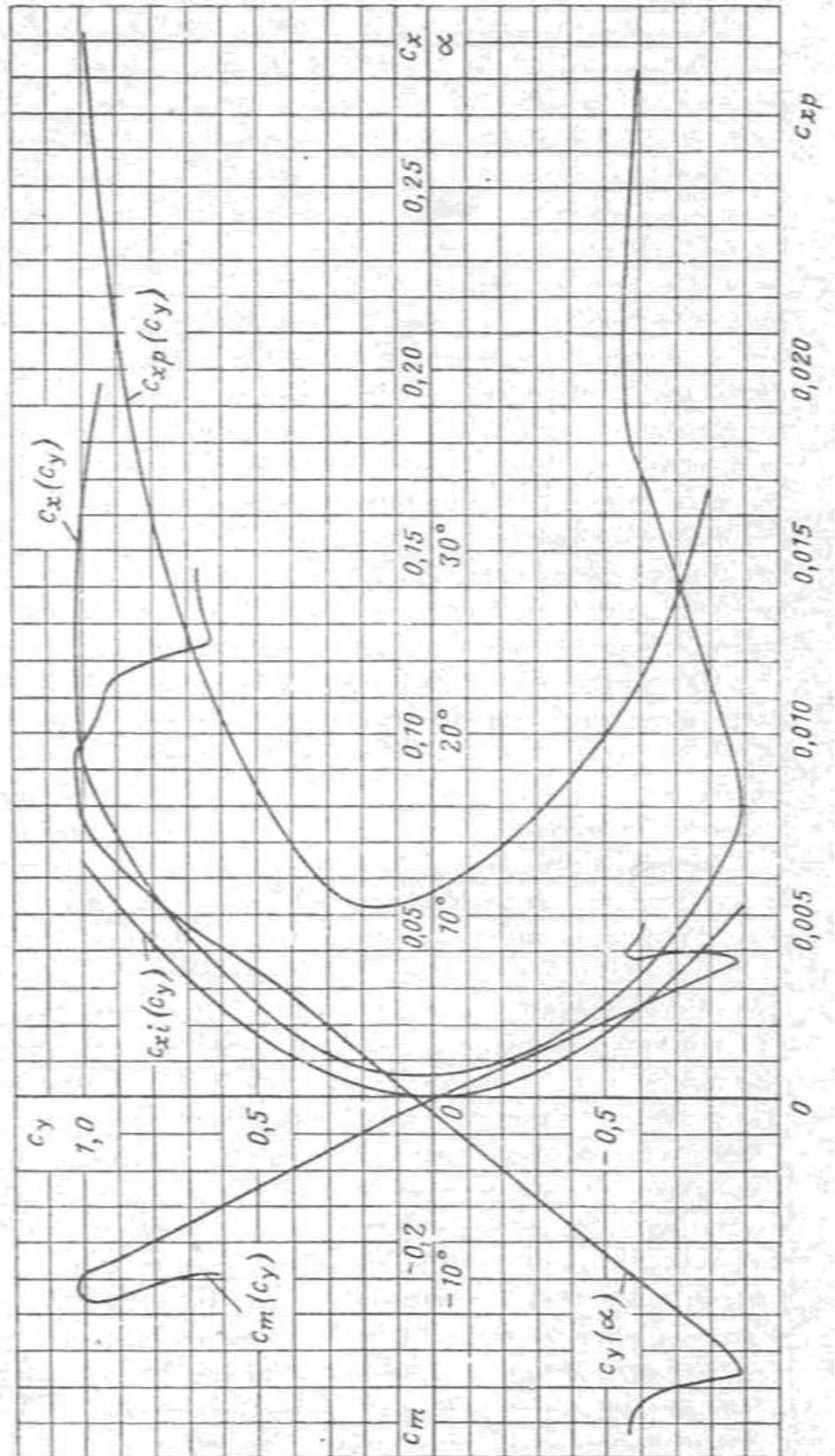


Вариант № 8 Продовження Додатку 3

Основныя аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$c_{x \min}$	$c_{y \text{opt}}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y \max}$	$c_{y \min}$	$c_{\text{то}}$	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$\frac{c_{y \max}}{c_{y \min}}$	k_{\max}	$c_{y \text{нав}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0051	0,12	0,0055	-0,8°	4,90	1,01	-0,88	-0,005	-0,23	198	57,7	0,52	0,79

Профиль Me-163

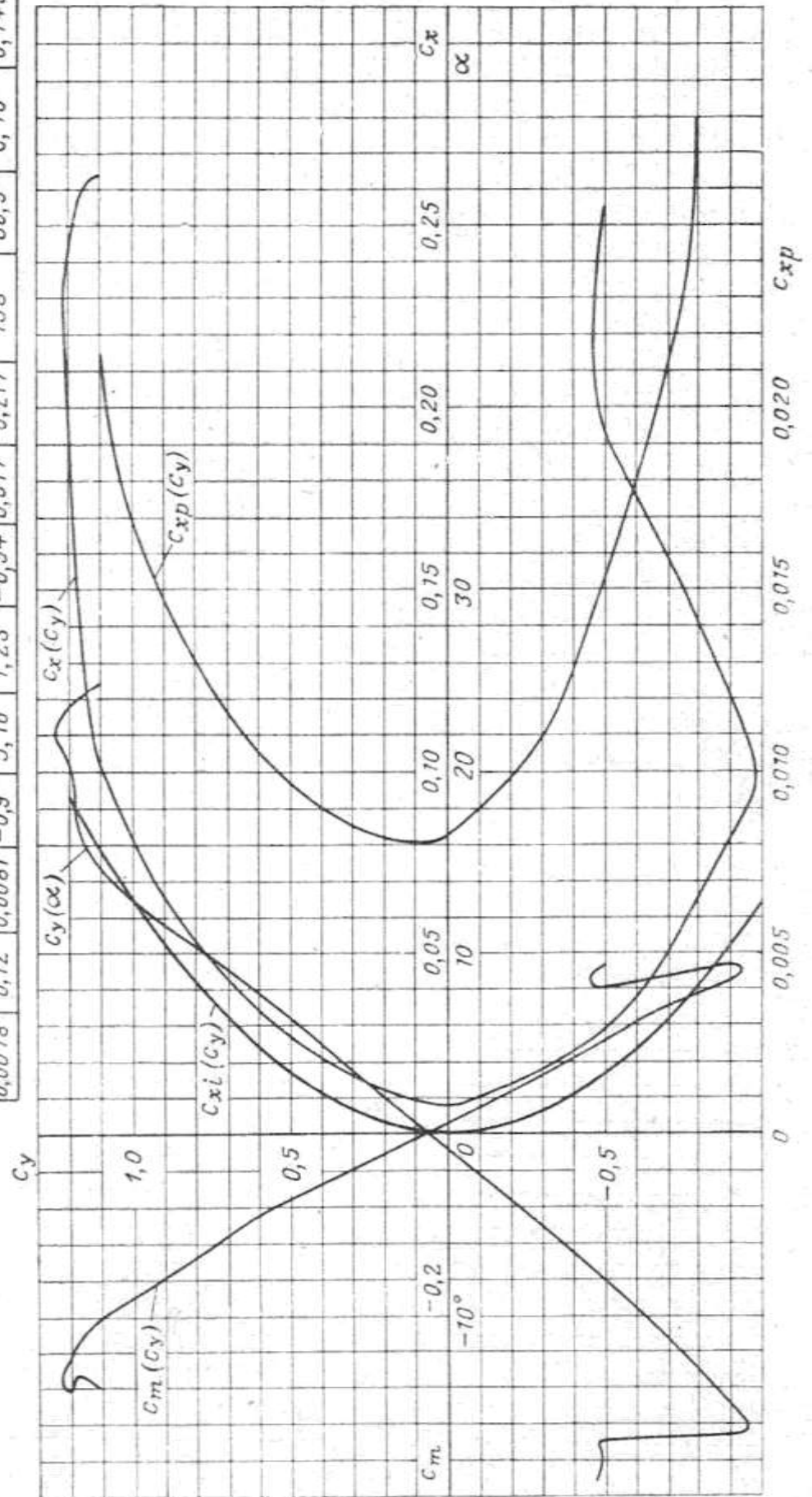


Вариант № 9 Продовження Додатку 3

Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$C_{x\text{min}}$	$C_{y\text{opt}}$	C_{x0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y\text{max}}$	$C_{y\text{min}}$	C_{m0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$\frac{C_{y\text{max}}}{C_{x\text{min}}}$	k_{max}	$C_{y\text{наив}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0078	0,12	0,0081	-0,9°	5,16	1,23	-0,94	0,017	-0,217	158	60,9	0,76	0,745

профиль К-3



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$c_{x \min}$	$c_{y \text{opt}}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y \max}$	$c_{y \min}$	c_{m0}	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$\frac{c_{y \max}}{c_{x \min}}$	k_{\max}	$c_{y \text{наив}}$	$\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^{3/2}_{\max}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0088	0,150	0,0092	-4,4°	5,17	1,39	-0,524	-0,093	-0,229	158	60,8	0,820	55,6	0,79

Профиль НАСА 4412

